



Motto: „Jeżeli chcemy mieć szanse przetrwania w dłuższej perspektywie czasu, powinniśmy wyruszyć w kosmos”

Stephen Hawking – „Krótkie odpowiedzi na wielkie pytania”

Lasery w kosmosie

Zdzisław Jankiewicz

Festiwal Nauki 24.09.2019

Streszczenie

1. Geneza tematu

Istnieją dwie charakterystyczne daty dotyczące rozwoju techniki laserowej: rok 1917 - publikacja A. Einsteina o możliwości wzmocnienia fal elektromagnetycznych w układach kwantowych i rok 1960 - publikacja T. H. Maimana o uruchomieniu pierwszego (rubinowego) generatora fal zakresu optycznego - **LASERA**.

Dlaczego wymieniam tu publikację o uruchomieniu lasera rubinowego, chociaż wiadomo, że pierwszym zbudowanym wzmacniaczem kwantowym był układ działający w zakresie mikrofal (maser Ch. Townesa na parach amoniaku – 1954)?

Nie ujmując nic pierwszemu Nobliście z dziedziny elektroniki kwantowej, masery nie okazały się urządzeniami o wybitnym znaczeniu aplikacyjnym. Budowa optycznych wzmacniaczy kwantowych – laserów - okazała się nie tylko znacznie prostsza, ale jedynie one są zdolne do generacji w tym zakresie długości fal. Lasery bardzo szybko zrobiły oszałamiającą karierę, znajdując zastosowania praktycznie we wszystkich dziedzinach nauki, techniki i przemysłu. Fotonika (lasery) pod względem przydatności dla gospodarki są porównywane do elektroniki. Podobnie jak wiek XX zyskał nazwę „**wieku elektroniki**”, wiek XXI ma szansę zyskać miano „**wieku fotoniki**”.

Michio Kaku – fizyk, noblista (teoria strun), ale przede wszystkim futurolog wprowadził pojęcie **Technologicznej Osobliwości (TO)** - odkrycia o cywilizacyjnym znaczeniu. Odkrycia zaliczone do **TO** powinny spełniać dwa kryteria:

- * Ich zastosowania są **niezbędne** dla rozwoju współczesnej cywilizacji,
- * Ich zastosowania są **niezastępowalne** przez inne techniki.

Jako przykład dziedziny spełniającej kryteria TO Michio Kaku podawał elektronikę. Nikomu nie trzeba udowadniać, że elektronika kryteria te spełnia.

Istnieje szereg aplikacji fotoniki i laserów, które również spełniają te kryteria. Postaram się wykazać, że należą do nich także ich zastosowania w technice kosmicznej.

2. Wstęp

Badania w dziedzinach wymienionych w tytule opracowania: rozwoju elektroniki kwantowej i laserów oraz początek obecności człowieka w kosmosie, zbiegły się w czasie. Pierwszy laser został uruchomiony w 1960 r., a wtedy istniały już rakiety zdolne wynieść na orbitę dookoła ziemską pierwsze sputniki (1958) oraz kapsułę z pierwszym kosmonautą (1961).

Udział laserów w opanowaniu kosmosu przewidział futurolog wszechstronnych zastosowań laserów Gordon Gould (1920 – 2005). Jeszcze przed uruchomieniem pierwszego lasera widział możliwość wykorzystania wytworzonego w nim promieniowania w pomiarach odległości do księżyca. Wkrótce okazało się, że jest to realne tzw. metodą radarową, dobrze już znaną z techniki mikrofal. Warto przy tej okazji zaznaczyć, że duża część urządzeń laserowych obecnie wykorzystywanych w przestrzeni kosmicznej to właśnie dalmierze i altymetry.

Problematykę udziału techniki laserowej w opanowaniu kosmosu można podzielić na dwa okresy:

- * Początkowy, gdy lasery posadowione były na ziemi i oświetlały obiekty znajdujące się w przestrzeni kosmicznej;
- * Obecny, gdy lasery mogą już być umieszczane także na obiektach kosmicznych i oświetlać powierzchnię ziemi lub inne obiekty w kosmosie.

Tak wszechstronne wykorzystanie optycznych generatorów kwantowych stało się możliwe wtedy, gdy technika ta osiągnęła pod względem ciężaru, gabarytów i sprawności zasilania poziom możliwy do zabezpieczenia w warunkach pokładowych statków kosmicznych. W połowie lat 90-tych, postęp w rozwoju półprzewodnikowych laserów osiągnął wystarczający poziom do skutecznego pobudzania ośrodków laserów ciała stałego (krystalicznych lub szklanych). **Lasery DPSSL (Diode Pumped Solid State Lasers)** odgrywają obecnie zasadniczą rolę w podboju kosmosu. Mają one przeszło dziesięciokrotnie większą sprawność niż lasery pobudzane lampowo, a specyficzne ich konstrukcje (mikrolasery, lasery włóknowe), są wyjątkowo przydatnych w tych zastosowaniach.

Atmosfera ziemska dość silnie absorbuje fale elektromagnetyczne. Lasery, których promieniowanie pokonuje drogę pomiędzy powierzchnią ziemi, a obiektami w przestrzeni (niezależnie

gdzie są zainstalowane, na ziemi czy w kosmosie) muszą spełniać dodatkowy warunek: długość fali ich promieniowania powinna znajdować się w tzw. atmosferycznych oknach transmisyjnych. Najbardziej odpowiedni do tych zastosowań jest zakres widzialny i bliskiej podczerwieni. Laserów, których promieniowanie rozchodzi się pomiędzy obiektami znajdującymi się w kosmosie to ograniczenie oczywiście nie dotyczy.

Patrząc na technikę laserową pod kątem kosmicznych zastosowań, trudno oprzeć się wrażeniu, że jest ona tak wyjątkowo przydatna, iż można by przypuszczać, że została do tego celu stworzona. Najbardziej popularne, sprawne i proste w budowie diody laserowe są przydatne do pobudzania ośrodków domieszkowanych jonami neodymu i iterbu. Te zaś, są stosowane w najbardziej sprawnych laserach krótkich (nano- i piko– sekundowych) impulsów o długości fali ($\sim 1\mu m$). W pełni opanowana zaś technika generacji drugiej harmonicznej, pozwala budować generatory działające w pasmie zieleni ($\sim 0,5\mu m$) w oknie atmosferycznym o najmniejszym tłumieniu fal elektromagnetycznych. To powody, dla których lasery DPSSL domieszkowane jonami neodymu i iterbu są obecnie powszechnie wykorzystywane w urządzeniach kosmicznych. Poniżej przedstawimy kolejne (uwarunkowane historycznie) sposoby wykorzystania techniki laserowej w opanowaniu przestrzeni kosmicznej.

3. Pomiary odległości do satelitów i do Księżyca

Programy dotyczące pomiarów odległości do satelitów znane są w literaturze jako **SSL (Satelite Laser Ranging)** i **ILRS (International Laser Ranging Service)**. Program pierwszy dotyczy technicznych możliwości i urządzeń niezbędnych do laserowego pomiaru odległości do satelity z umieszczonymi na jego powierzchni retroreflektorami. Program drugi, istnienia międzynarodowej sieci stacji pomiaru odległości do satelitów. Wyniki pomiarów są gromadzone i wykorzystywane np. w geodezyjnych obserwacjach ruchów skorupy ziemskiej. Może się wydawać to absurdalne, ale położenie w przestrzeni odpowiednio skonstruowanego satelity (warunki te spełniają np. satelity NASA – **LAGEOS**) jest tak stabilne, że pozwala na pomiar wzajemnych przemieszczeń odpowiednich punktów na kuli ziemskiej z dokładnością bliską dokładności pomiaru odległości do satelity tzn. z centymetrową niepewnością. Nic dziwnego, że pomiary, które rozpoczęto w latach 70- tych, nieprzerwanie są kontynuowane, rejestrowane i analizowane.

Pomiary odległości do księżyca (**program LLRE - Lunar Laser Ranging Experiment**) stały się możliwe po umieszczeniu na jego powierzchni odpowiednio licznych macierzy retroreflektorów. Zadania te wykonały misje **Apollo** - (11 w 1969, 14 w 1971 i 15 w 1971), oraz **Luna** – (17 w 1970 i 24 w 1973).

Dokonywania pomiarów odległości do księżyca mogły się podjąć obserwatoria sieci ILRS wyposażone w odpowiednie lasery, ale przede wszystkim w dużej średnicy teleskopy odbiorcze. Pomiary rozpoczęły i prowadzą je nadal stacje **Apollo (New Mexico – USA: 3,5 m), McDonald (Texas – USA: 2,7 m) i Grasse (Francja: 1,5 m)**. Obserwacje nieprzerwanie są kontynuowane, a wyniki rejestrowane. Możliwości ich wykorzystania i ocena przydatności nie należą do tego opracowania. Okazuje się jednak, że uzyskiwana niepewność pomiaru w granicach 2 – 3 cm jest niewystarczająca. W przyszłych misjach księżycowych planowana jest zmiana konstrukcji retroreflektorów i takiego ich rozmieszczenia, by obniżyć niepewność pomiaru odległości do księżyca nawet do części milimetra.

4. Dalmierze - altymetry - standardowe wyposażenie pojazdów kosmicznych

Jako standardowe należy uznać obecnie wyposażanie wszelkich pojazdów kosmicznych: satelitów, orbiterów i lądowników **w laserowe dalmierze/altymetry**. Nie są to urządzenia przeznaczone jedynie do punktowego pomiaru wysokości pomiędzy np. satelitą a powierzchnią obiektu, nad którym się on znajduje. Mogą one mieć znacznie większe możliwości. Jeżeli laser ma dostatecznie dużą częstotliwość powtarzania impulsów, a czasami dodatkowo skanując, to pojazd przemieszczając się nad dowolną powierzchnią może zarejestrować profil zmian jego wysokości. To niezwykle użyteczne narzędzia pomiarowe, tym bardziej, że pomiary te można wykonać zdalnie bez udziału człowieka, zarejestrować je i przesłać w dowolne miejsce na kuli ziemskiej.

W altymetry laserowe wyposażane są misje związane z lądowaniem lub łączeniem obiektów w kosmosie. Znajdują się także na pokładach satelitów przeznaczonych do obserwacji z przestrzeni kosmicznej zmian zachodzących na powierzchni ziemi. Pomijając satelity wywiadowcze przeznaczone do celów militarnych i gospodarczych, te ostatnie przeznaczone są głównie do rejestracji konsekwencji postępowania efektu cieplarnianego.

Z tej grupy obserwacji należy wymienić satelity rejestrujące ubytek pokrywy lodowcowej w rejonach podbiegunowych (**ICE Sat 1 i 2**).

W odpowiednie altymetry laserowe są wyposażane także sondy przeznaczone do badań sąsiednich planet np. Marsa, księżyców Saturna i Jowisza oraz inne.

Mówiąc o altymetrach laserowych nie sposób nie wspomnieć o misjach do asteroidów.

Obydwa dotychczas zorganizowane misje do **Erosa i Bannu** były (są) wyposażone w laserowe altymetry. Dostatecznie masywne asteroidy, których tory przecinają orbitę Ziemi, zdaniem wielu specjalistów, mogą stanowić zagrożenie nawet dla życia na naszej planecie.

5. Laserowa łączność w przestrzeni kosmicznej

Zaangażowanie laserów w telekomunikacji jest powszechnie znane. Właściwie można powiedzieć, że w warunkach ziemskich ten problem został rozwiązany. Optyczna telekomunikacja światłowodowa z nadmiarem zabezpiecza potrzeby przekazywania informacji pomiędzy kontynentami i lokalne z szerokopasmowym Internetem włącznie. Przyczyniają się do tego także satelity telekomunikacyjne realizujące połączenia w zakresie mikrofalowym. Wszystko to jednak dotyczy połączeń pomiędzy punktami leżącymi na powierzchni ziemi.

Jeżeli chodzi o przekazywanie informacji w kosmosie, dotychczas prym wiodą łącza mikrofalowe.

Szczególnie szeroko wykorzystywane są pasma **X (3 cm)**, **K (1,25 cm)** i **Q (0,8 cm)**.

Kolejne etapy opanowywanie kosmosu poszerzają nasze zainteresowania. Wysyłamy coraz więcej sztucznych satelitów ziemi, sond kosmicznych i lądowników na sąsiednie planety lub ich księżyce.

Potrzebujemy przekazywać, przetwarzać i gromadzić coraz większe ilości informacji docierającej do nas z przestrzeni kosmicznej. Powoduje to zainteresowanie łączami optycznymi. Te oferują znacznie szersze do wykorzystania pasma częstotliwości (większą liczbę kanałów i ich pojemność informatyczną), przez to niewspółmiernie większą szybkość przekazywania informacji. Dodatkowo przejście w zakres optycznych długości fal zmniejsza rozmiary (apertury) anten i ich wagę, zmniejsza kąty rozbieżności wiązek transmitujących informację, a przez to zwiększa gęstość mocy w punktach odbioru przy tej samej mocy nadajników.

Wszystko to powoduje, że przejście z zakresu częstotliwości mikrofalowych do optycznych staje się potrzebą współczesnej techniki kosmicznej i jest przedmiotem intensywnych badań już od przeszło dziesięciu lat. Łąca optyczne projektowane są do przekazywania informacji zarówno pomiędzy satelitami (**ISLs – Inter-Satellite Links**), jak i pomiędzy statkami kosmicznymi z ziemią (**GSLs - Ground-Space Links**). Również urządzenia pokładowe mogą mieć charakter optoelektroniczny.

Więcej problemów mogą stwarzać łąca **GSLs** ze względu na tłumienie atmosfery i jej zmienność. Łączność optyczna wymaga doboru odpowiedniej długości fali i ze względów pogodowych nie zawsze może być utrzymywana. Dobrym rozwiązaniem wydaje się utworzenie laserowej stacji bazowej na orbicie w pobliżu ziemi, do której będą dosyłane i gromadzone informacje z poszczególnych misji kosmicznych. Stacja bazowa w odpowiednich seansach dane te będzie przesyłała do stacji naziemnych.

Wybór orbity bazowej stacji retranslacyjnej dla optycznej łączności kosmicznej i jej organizacja nie są jeszcze definitywnie zakończone. Wiele jednak przemawia za tym, by w odpowiednie urządzenia do łączności optycznej wyposażać satelity na orbitach geostacjonarnych. Decyduje o tym ich stabilne położenie względem stacji naziemnych i w związku z tym możliwość długotrwałego przekazu informacji. Należy także brać pod uwagę względy ekonomiczne: łączenie wielu funkcji: (teletransmisja mikrofalowa i optyczna).

6. Zakończenie

Przedstawiony powyżej zakres wykorzystania laserów w badaniach kosmicznych dalece nie wyczerpuje tego zagadnienia. Znany (planowany) jest **program LISA (Laser Interferometer Space Antenna)**, dotyczący umieszczenia w kosmosie detektora do odbioru fal grawitacyjnych. Zainteresowanych pragnę skierować na stronę Internetową WAT, gdzie w zakładce „Podziel się wiedzą” znajduje się moja prelekcja na powyższy temat.

Wielu autorów-futurologów przytacza szereg zagrożeń nie tylko dla ziemskiej cywilizacji, ale nawet dla biologicznego istnienia życia na naszej planecie.

Osobiście cenię sobie zdanie i poglądy fizyka - Noblisty **Michio Kaku**, który widzi, jako realne dla nas zagrożenie w postaci zderzenia naszej planety z większych rozmiarów meteorytem – **asteroidą**. Co jakiś czas jesteśmy informowani o zbliżaniu się do Ziemi takiego ciała kosmicznego. **Katastrofa Tunguska** oraz niedawne **zdarzenia w Czelabińsku** każą nam nie lekceważyć możliwości takiej kolizji i dlatego większych rozmiarów asteroidy są rejestrowane i śledzone. Wysyłane są nawet na nie ładowniki badawcze, o czym już wspomniano.

Czy zmiana trajektorii asteroid przy pomocy ciśnienia wywoływanego promieniowaniem laserowym będzie skuteczna? Propozycje takie niekiedy pojawiają się.

Bardziej realne wydają się plany usuwania przy pomocy silnego strumienia fotonów nagromadzonych na dookoła ziemskich orbitach „**kosmicznych śmieci**” (resztek po awariach statków kosmicznych itd.). To bardzo realne zagrożenie może nie tyle dla cywilizacji ziemskiej, ale na pewno dla następnych misji kosmicznych i już znajdujących się tam statków. Podobno użycie do tego celu dużych laserów byłoby skuteczne. Pojawiła się nawet propozycja takiego wykorzystania lasera zbudowanego w **LLNL do celów badań nad syntezą termojądrową**. Brak jednak na to powszechnej zgody. Pojawienie się energetycznych wiązek laserowych w kosmosie stworzyłoby precedens ich ewentualnego wykorzystania do celów militarnych. Tak, więc problem kosmicznych śmieci również czeka na rozwiązanie w przyszłości.

Geneza tematu

Michio Kaku* – fizyk, noblista, futurolog (teoria strun)



Michio Kaku (1947 -)

(TO): Technologiczna Osobliwość -
Odkrycie o globalnej (cywilizacyjnej) randze.

- * Zastosowania (TO) są niezbędne dla dalszego rozwoju cywilizacji.
- * * Zastosowania (TO) są niezastępowalne innymi technikami.

Klasycznym (TO) jest: odkrycie przez J. Thomson w 1897 elektronu

„Na tym maleństwie spoczywa cały gmach współczesnej technologii”

napisał Leon Lederman - w Boskiej Cząstce

Wiek XX – wiek Elektroniki; Wiek XXI – wiek Fotoniki

Pragnę wykazać, że zbudowanie lasera ma cechy (TO)

Przykłady zastosowań Laserów jako „Technologiczne Osobliwości”

Spełnione (może nie do końca):

1. Telekomunikacja światłowodowa,
2. Wzorce czasu i długości,
3. Detekcja fal grawitacyjnych,
4. Holografia optyczna,
5. Sprawne oświetlenie (LED-owe),
6. Lasery w kosmosie
7. Chirurgia w jamach ciała,
8.

Oczekiwane (czy możliwe?):

1. Synteza termojądrowa,
2. Przesyłanie energii w przestrzeni,
3. Komputery optyczne,
4. Walka z nowotworami (PDT),
5. Badania w zakresie podstaw fizyki,
6. Inżynieria genetyczna,
7. Fotonowy napęd statków
. kosmicznych (laser – żagiel)
8.

O ważniejszych z tych zastosowań napisałem prelekcje i umieściłem je na stronie WAT w zakładce „podziel się wiedzą”. Zainteresowanych tam odsyłam.

Wprowadzenie w tematykę

Zbieżność dat:

- 04 październik 1957 - pierwszy SSZ – „Sputnik 1” w kosmosie,
- 03 listopad 1957 – pierwsza żywa istota (Łajka) w kosmosie,
- 07 lipiec 1960 – pierwsza konstrukcja „Lasera Rubinowego”,
- 12 marzec 1961 – pierwszy człowiek (J. Gagarin) w kosmosie.

Czy i jaki zaistnieje związek pomiędzy tymi zdarzeniami?

(Będziemy chcieli odpowiedzieć dziś na to pytanie)

Pierwszy (Optyczny Maser)- **LASER**

Theodore H. Maiman



Publikacja T. H. Maiman w „Nature” 07.07.1960 [1]
– zbudowanie lasera w Hughes Research Laboratories
w Malibu (California) – **data wynalezienia LASERA.**

Ośrodek aktywny: **Rubin ($\text{Cr:Al}_2\text{O}_3$)**; Pompa: **flesz**

„Brzydkie kaczątko”
Prostota, wręcz prymityw jego budowy

Dziś (po 59. latach): „Brzydkie kaczątko” przerodziło
się w „okazałego łabędzia”, a lasery przeniknęły do
wszystkich gałęzi nauki i gospodarki.

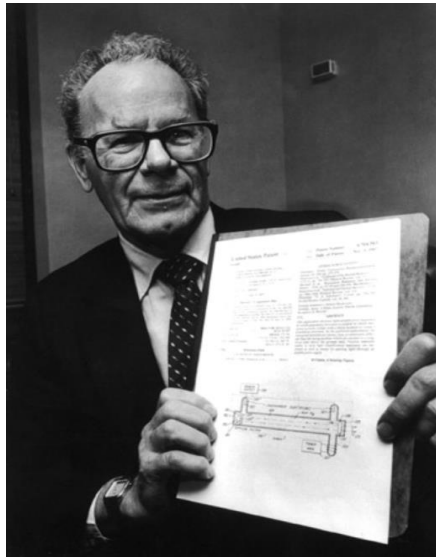
**Była to realizacja idei wzmacniacza kwantowego w zakresie
optycznym, jaką Albert Einstein opublikował w 1917 [2].**

1927 - 2007

[1] Th. Maiman „Stimulated Optical Radiation in Ruby” *Nature*, 187, 4736, pp. 493 – 494 (1960)

[2] A. Einstein „Zur Quantentheorie der Strahlung” *Physikalische Zeitschrift* 18, pp121-128, (1917)

Gordon Gold – genialny futurolog zastosowań laserów



(1920 - 2005)

Jest autorem nazwy „**laser**” (notatnik),
Przewidział zastosowania: syntezy t-j,
- pomiary odległości w tym do księżyca,

Dlaczego światło (**mała długość fali**):

- * Maleje kąt rozbieżności wiązki
- * Rośnie gęstość energii w wiązce

Odkrycia 1961 - 1963:

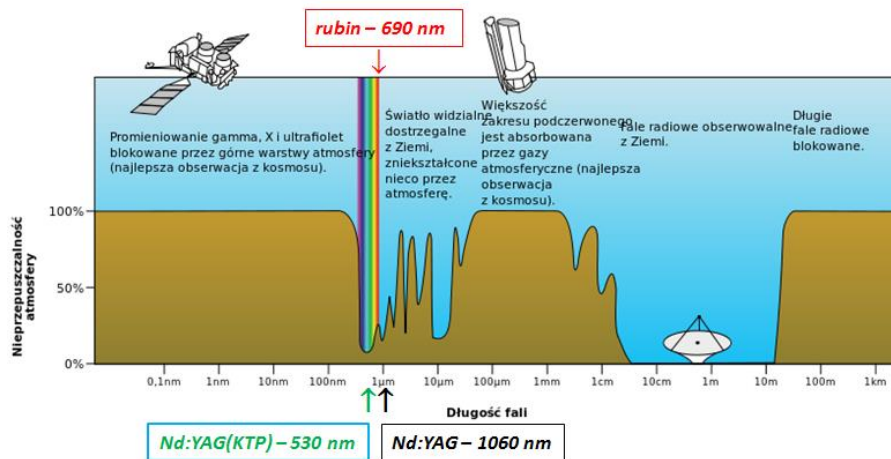
- * Generacja **impulsów nanosekundowych** (10^{-9} s)[3],
- * Synchronizacja modów (mode locking), **możliwość gen. imp. piko-** (10^{-12} s) i femto - sekundowych (10^{-15} s) [4],
- * Laser Nd:YAG (**1,06 μ m**)
- * Generacja harmonicznych (**gen. światła zielonego**) [5].

[3] F.J. Mc Clung, R.W. Hellwarth, „Giant optical pulsation from ruby” J. Appl. Phys. 33, 828 (1962).

[4] K. Gurs, R. Muller „Breitband-modulation durch Steuerung der Emission eines Optischen Masers” Phys. Lett., 5 pp. 179, [5] July 1963.

[5] Franken P.; Hill A.; Peters C.; Weinreich G. "Generation of Optical Harmonics". Physical Review Letters. 7 (4): 118–119, (1961).

Lasery w eksperymentach kosmicznych



Lasery do pomiaru zmieniały się wraz z ich rozwojem: początkowo rubinowe (690 nm), następnie ośrodki z domieszką Nd^{3+} (1,06 μm), by w końcu zastosować ośrodki domieszkowane Nd^{3+} lub Yb^{3+} z zamianą na 2 harmoniczną (~ 0,5 μm)

Niepewność pomiaru odległości wyznacza czas trwania impulsu

- Paczka falowa o $\tau = 1\text{ ns}$ - w przestrzeni ma długość $\Delta l = 30\text{ cm}$,
- Paczka falowa o $\tau = 1\text{ ps}$ - w przestrzeni ma długość $\Delta l = 0,3\text{ mm}$

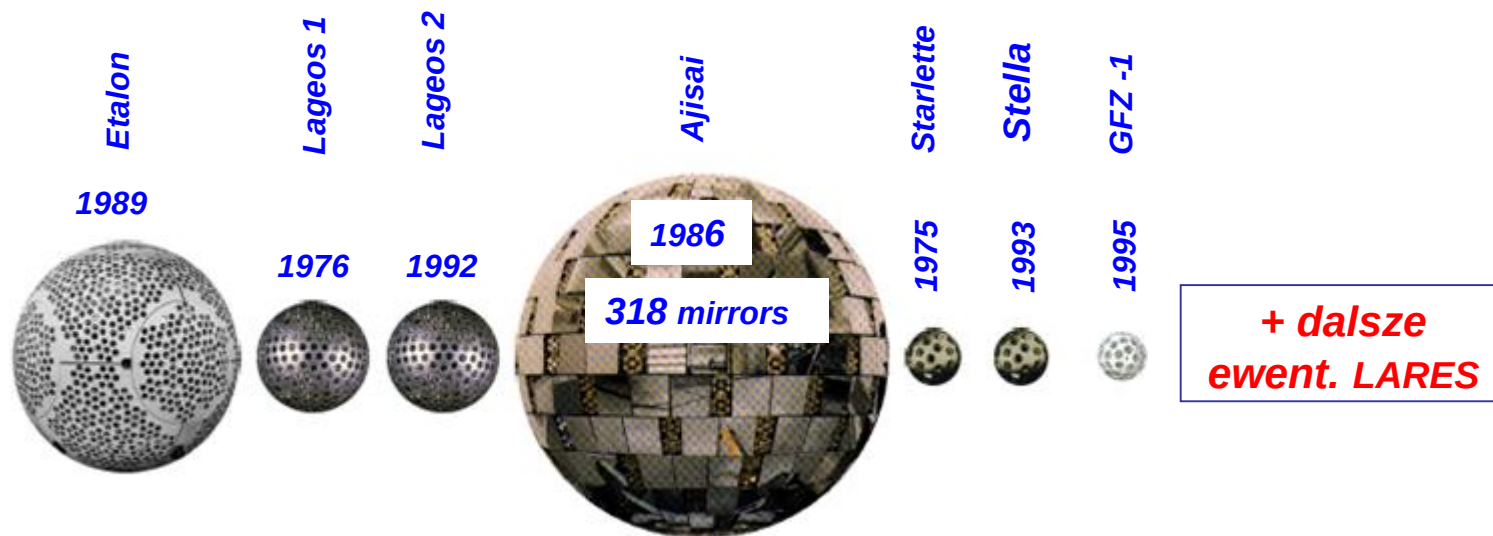
Przyjmując Δl jako niepewność pomiaru odległości można szacować jego wartość:

- dla laserów Q-S (kilka - kilkanaście ns) na kilka metrów,
- dla laserów M-L (~ 100 ps) na kilka cm. (lasery fs nie są stosowane),

I. Program SLR – Satelite Laser Ranging

Mimo swoich wad (waga, sprawność), lasery już we wczesnym etapie rozwoju uczestniczą w podboju kosmosu. Instalowane na ziemi, promieniowaniem sięgały w kosmos.

Laserowe Satelity Geodezyjne [6]



ZSRR	USA	USA/Italy	Japonia	Francja	Francja	Niemcy	-	W
129,4	60	60	215	24	24	20	cm	D
1415	407	404,4	685	47,3	47,3	20,6	kg	M
19120	5860	5620	1490	810	800	396	km	wys.
2146	426	426	1436	60	60	60	szt.	N

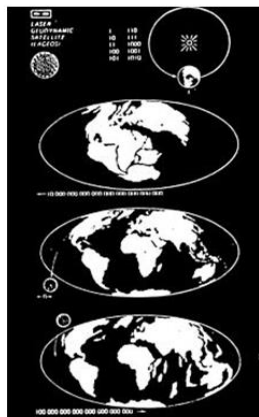
[6] W/g M. Pearlman „Satellite Laser Retroreflectors for GNSS Satellites”, Third Meetings of the ICG, December 8 – 12. 2008.

Ogólna charakterystyka satelitów geodezyjnych

Satelity geodezyjne są w pełni **pasywne**: jedyne wyposażenie: **zestaw odbijaczy**.
Jedyne przeznaczenie – **laserowe pomiary odległości do różnych punktów ziemi**.

Satelity powstawały wysiłkiem wielu krajów, miały szczególne zadania dla tych krajów (np. Ajisai dokładne oznaczenie drobnych wysepek archipelagu Japonii), ale ogólnie dostępne do badań dowolnego z krajów, które dysponowały laserami. Orbyty Satelitów geodezyjnych - **19000 ÷ 800 km**, bardzo stabilne, długi (**nieskończony?**) czas misji.

Położenie kontynentów



Przed 268 mln lat

Obecnie (1976)

Za lat 8,4 mln lat

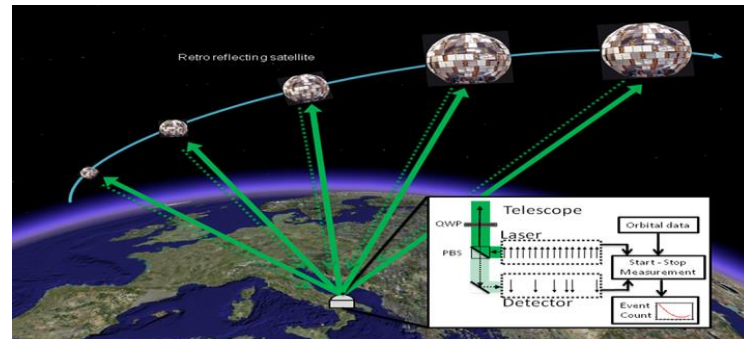
Plakietka umieszczona na
LAGEOSIE wg projektu C. Sagan'a

Na satelicie geodezyjnym **Lageos** została umocowana plakietka wskazująca położenie kontynentów w fazie najwcześniejszej, obecnej (1976) i za 8,4 mln lat (prawdopodobny koniec misji). Projekt znanego futurologa Carla Sagan'a dla „następców”.

Jedynie satelita GFZ-1 - perygeum na niższym poziomie **396 km**. Jest lżejszy i przeznaczony do badania wpływu na jego orbitę niejednorodności pola grawitacyjnego ziemi, wiatru słonecznego i resztkowej atmosfery ziemskiej.

LAGEOS – LAser GEOdynamics Satellite (1976, 1992)

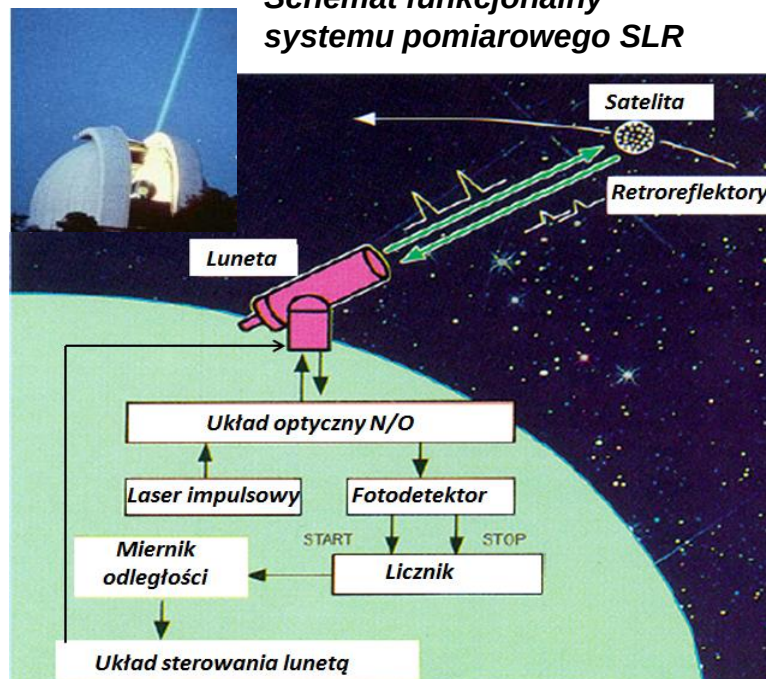
Perygeum ~ 800km, duży stosunek masy do powierzchni czyni z LAGEOSA obiekt o niezwykle **stabilnym położeniu** w przestrzeni i **długowiecznym** (∞). Z **426** odbijaczy **422 z kwarcu** (prom. widzialne); **4 z germanu** (podczerwień) – pozwalają na dogodne obserwacje (kwarc) i orientację – obroty (pomiar w IR).



Idea obserwacji i pomiaru odległości do satelity. **Luneta N/O** prowadzona jest zgodnie z danymi orbity. System wysyła podczas sesji laserowe impulsy sondujące i odbiera sygnały echa. Stanowią one dane do wyliczenia odległości do satelity. **Dokładność pomiaru** głównie zależy od **czasu trwania impulsu** sondującego i zmieniała się od **kilkunastu cm** (impulsy ns), nawet do **kilku mm** (impulsy rzędu **dziesiątek pikosekund**).

Systemy laserowe do programu SLR

Schemat funkcjonalny systemu pomiarowego SLR



Energia: częst. mała – (100 – 200) mJ;
częst. duża - μJ – odbiór statystyczny.

Satelita nie jest obserwowany optycznie.
Parametry orbity są dostępne i każda stacja wie kiedy i w jakim miejscu jest satelita.
Układ sterowania ustawia i prowadzi lunetę automatycznie zgodnie z danymi orbity.

Laser emituje $\lambda \approx 500 \text{ nm}$ (zieleń); małe straty w przestrzeni, duża czułość detektora.
(II harmoniczna ośrodków Nd^{3+} lub Yb^{3+})

Uwaga: Promieniowanie niebezpieczne dla samolotów.

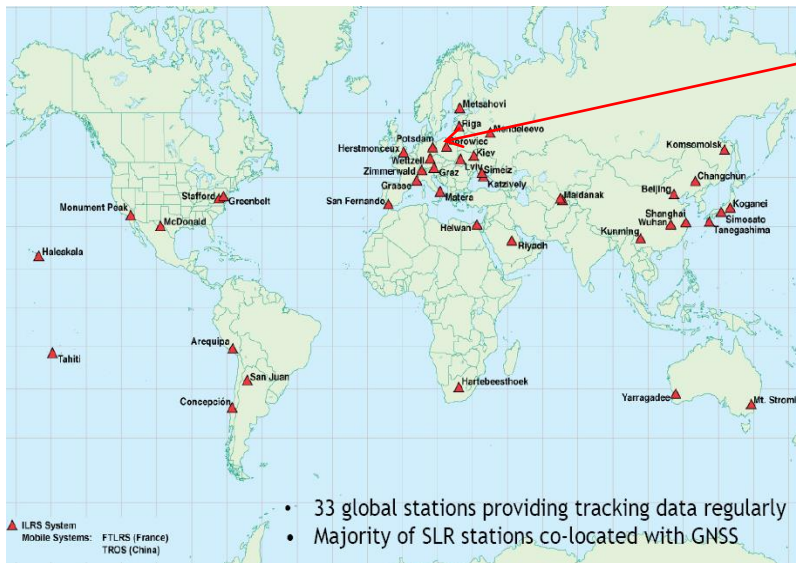
Główny parametr - czas trwania impulsu:
Starsze – (Q-S): (kilka – kilkanaście) ns $\rightarrow$ cm;
Współczesne (M-L): (10 – 100) ps $\rightarrow$ mm.

Luneta nadawcza - optyka refrakcyjna.
Luneta odbiorcza – optyka zwierciadlana - fotopowielacz

Kto robi pomiary?

ILRS - **International Laser Ranging Service**

W oparciu o obserwacje LAGEOSA powstał program **ILRS** skupiający sieć obserwatoriów rozmieszczonych na całej kuli ziemskiej i przekazujących swoje obserwacje do centrum (NASA), otrzymując w zamian dokładne dane orbity satelity LAGEOS, wymagane do automatycznego śledzenia satelity.



**Borowiec k/ Poznania – Obser. Astr. UAM
i Centrum Badań Kosmicznych (CBK)**

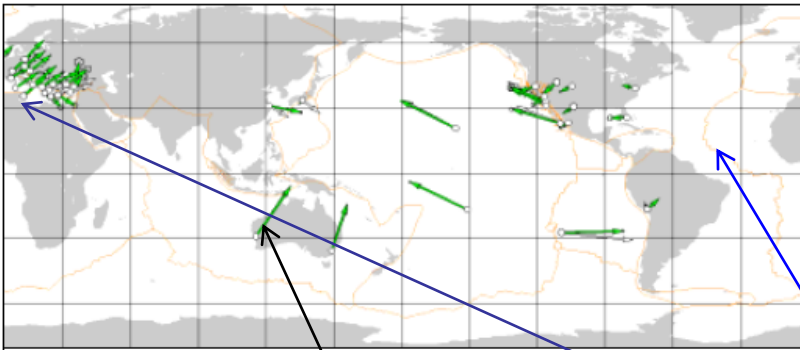
Zarejestrowane są **33** stacje zbierające dane z różnych miejsc kuli ziemskiej. Łącząc powyższe z dużą dokładnością i dużą ilością pomiarów odległości, NASA ma ogromny materiał statystyczny np. do oceny **1. lokalnych różnic wartości stałej grawitacji**; **2. przemieszczania się płyty tektonicznych**; **3. zmian lodowców** itp.

Stacje zarejestrowane w Programie ILRS

Przykłady rezultatów programu SLR

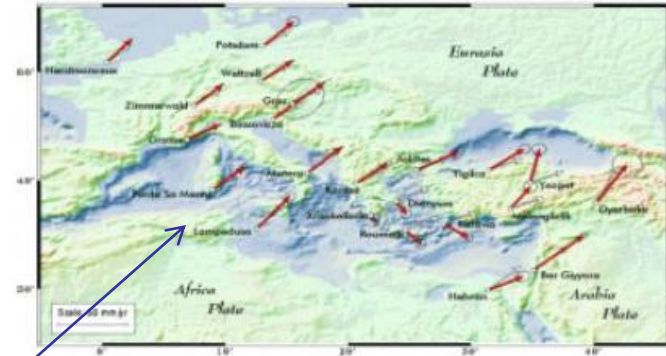
SLR stanowi ważny element systemów do badań układu ziemia – atmosfera – oceany.

1. Przemieszczanie się kontynentów:



Przemieszczanie się Australii do równika

Napór Afryki na Europę



Odsuwanie się Ameryk od Afryki

Ambicje prof. H. Hurnika i ich realizacja

Budowa **Laserowego Dalmierza II gen. do satelity LAGEOS** – inicjatywa Katedry Astronomii UAM w Poznaniu (prof. H. Hurnik) i CBK – Warszawa (dr Zieliński)

Realizatorzy:

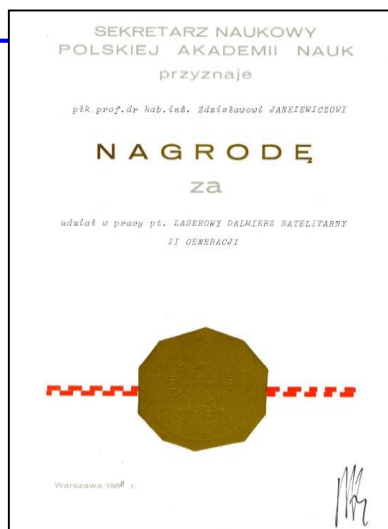
Nadajnik: system MOPA: Q-S Nd:YAG (II harm. 532 nm); 4ns/ 1 Hz; ~200mJ – Instytut Optoelektroniki Wojskowej Akademii Technicznej (W. Nowakowski i J. Szydlak – doktoraty)

Odbiornik: teleskop 65 cm, fotopowielacz S1 - Politechnika Warszawska – dr W. Kiełek;

System Informatyczny: śledzenie za satelitą + przelicznik - MERA - 400

Konsola: Fabryka Urządzeń Obrabiarkowych

Miejsce instalacji i użytkowania: Obserwatorium Astronomiczne Borowiec k/Poznania - główny specjalista: dr Stanisław Schillak



Pamiętki po dalmierzu sat.:

1. Nagroda sekretarza PAN

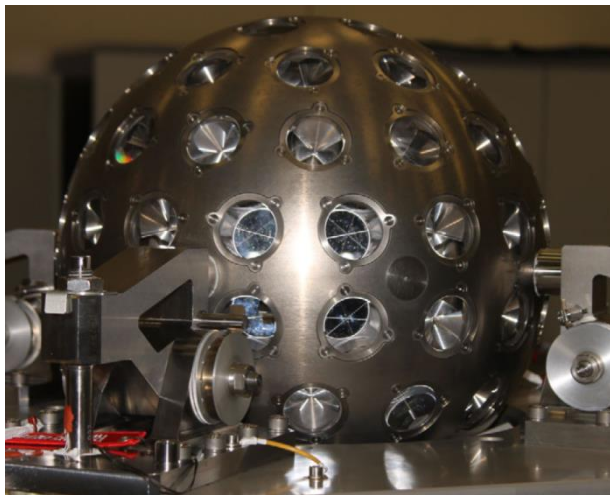
1. Wywiad gazetowy - 1985

Rozwój Programu SLR (nowsze satelity)

Uzyskiwane z Programu SLR informacje są na tyle ważne, że mimo 40-to letniego okresu jego trwania obserwujemy dalszy jego rozwój poprzez:

1. Wysyłanie w przestrzeń kosmiczną dalszych, udoskonalonych Sat. Geodez.;
2. Wyposażanie wszystkich satelitów w odbijacze i pomiary do nich odległości.

Ad. 1. Satelita **LARES**



LARES – **Laser Relativity Satelite** – jak wskazuje nazwa, zadaniem jego jest dowodzenie **teorii względności**

Dane: $D = 36,4\text{cm}$; $m = 386,8\text{ kg}$;
 $N = 92$; $P = 7820\text{ km}$; $k = \pi D^2/4m = 2,69$.

Wysłany: 13.02.2012

Najmniejsze „k”; LAGEOS $k = 6,94$; (2,6 razy więcej). Dodatkowe zabezpieczenie przed wpływami zewnętrznymi przez umieszczenie **masy testowej** w centrum sfery satelity.

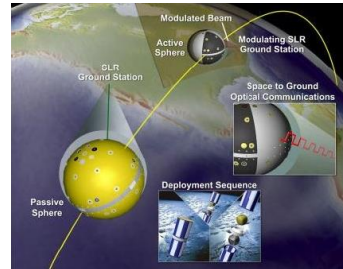
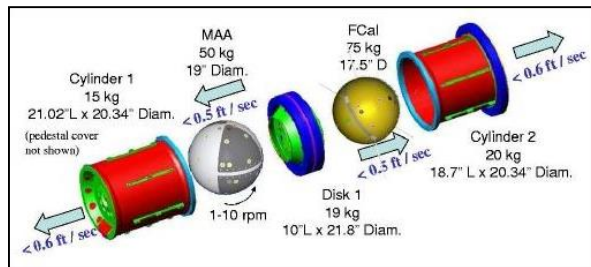
Ad. 2. W prawie wszystkich satelitach aktywnych,

- istnieje sieć stacji ILRS zapewniająca obserwację innych satelitów;
- retroreflektory są tanie i mogą być dodane na wszelki wypadek.

Przykłady satelitów aktywnych z retroreflektorami: inne sposoby wykorzystania

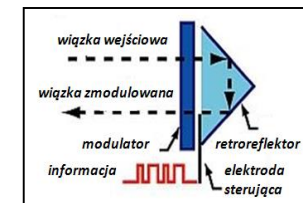
ANDE- (Atmospheric Neutral Density Experiment); 1-2006, ANDE – 2 (2009)

ANDERR – (Atmospheric Neutral Density Risk Reduktion

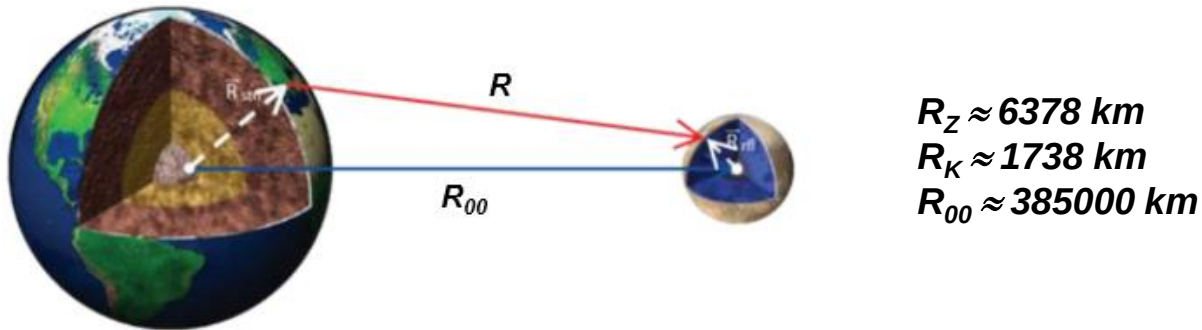


Dwa mikro-satellity wyrzucone razem: 350–400 km. Podobne średnice – różne masy: badanie wpływu zmian gęstości atmosfery i zmian grawitacji.

- a) Pomiary rotacji satelitów - kodowe rozmieszczenie r-reflektorów w obydwu płaszczyznach i analiza zmian sygnału odbitego zgodnie z wybranymi osiami symetrii;**
- b) Przekaz informacji – aktywny reflektor**



II. Program LLRE **(Lunar Laser Ranging Eksperiment)**



Mierzona jest wartość R , w wyniku podawana jest wartość R_{00}

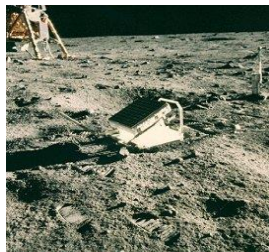
Pierwsze eksperymenty

Pierwsze próby pomiaru odległości do księżyca podjęto w 1962 r. w USA i ZSRR. Pomiary były możliwe po umieszczeniu na pow. księżyca „retroreflektorów” (r-r). Stało się to w czasie misji, gdy kosmonauci lub lądowniki znalazły się na księżycu.

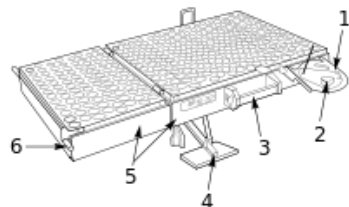
Misji było 5:

<i>Nazwa</i>	<i>Apollo 11</i>	<i>Luna 17</i>	<i>Apollo 14</i>	<i>Apollo 15</i>	<i>Luna 21</i>
<i>Kraj</i>	<i>USA</i>	<i>ZSSR+Francja</i>	<i>USA</i>	<i>USA</i>	<i>ZSSR+Francja</i>
<i>Data</i>	<i>21.07.1969</i>	<i>01.11.1970</i>	<i>05.02.1971</i>	<i>31.07.1971</i>	<i>15.01.1973</i>
<i>Liczba r-r</i>	<i>100</i>	<i>14</i>	<i>100</i>	<i>300</i>	<i>14</i>
<i>Pow. r-r [cm]</i>	<i>46 x 46</i>	<i>44 x 19</i>	<i>46 x 46</i>	<i>105 x 61</i>	<i>44 x 19</i>

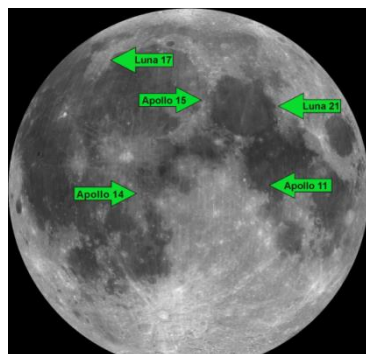
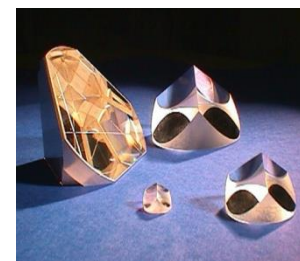
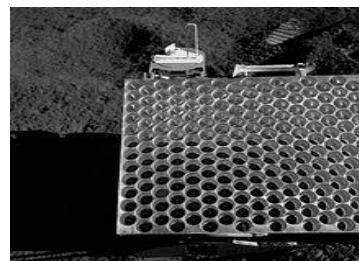
Retroreflektory i ich rozmieszczenie



Zespół r-refl z **Apollo 11**



Szkic konstrukcji i wygląd części zespołu r-refl z **Apollo 15**



← Rozmieszczenie retroreflektorów na powierzchni księżyca

Po umieszczeniu odbijaczy kątowych rozpoczęło regularne pomiary odległości pomiędzy różnymi punktami na kuli ziemskiej i księżycem, w trakcie przemieszczania się tych obiektów względem siebie i względem słońca. W ostatnich latach pomiary te osiągnęły niepewność: **pojedynczych cm.**

Główne stacje obserwacyjne



1964 – początek obserwacji satelitów laserowych. Kilka ważniejszych ośrodków zajmuje się przy tej okazji triangulacją księżyca. Ich wykaz obok. Główne obserwacje do zespołu r-r Apollo 15 ~ 80%.

Wiodące stacje obserwacyjne [ważny parametr: - **średnica lunety odbiorczej**]:

Grasse – Francja [$\Psi = 1,5 \text{ m}$]

McDonald – Texas – USA [$\Psi = 2,7 \text{ m}$],

Apollo (Apache Point Obser. Lunar Laser- rang. Operation) - New Mexico – USA [$\Psi = 3,5 \text{ m}$]

Niepewność pomiaru odległości: zależna od czasu trwania impulsu laserowego

Początkowo ok **25 cm**. Do r. 1984 osiągnięto niepewność ok. **12 – 16 cm**.

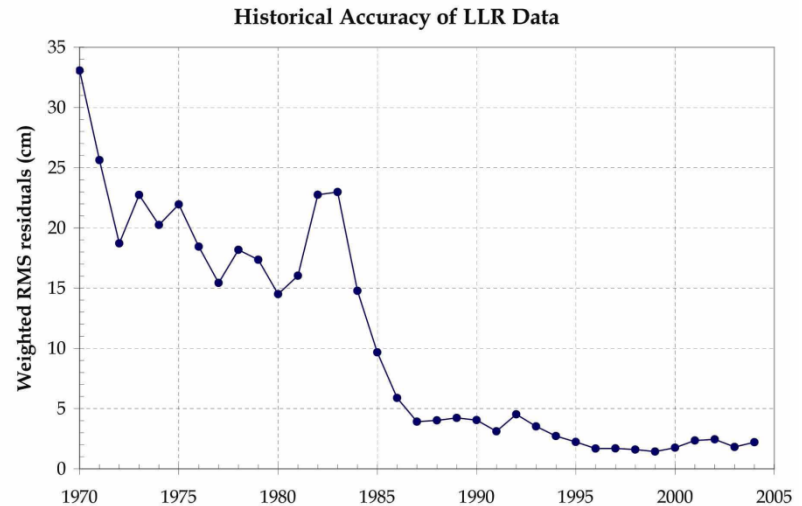
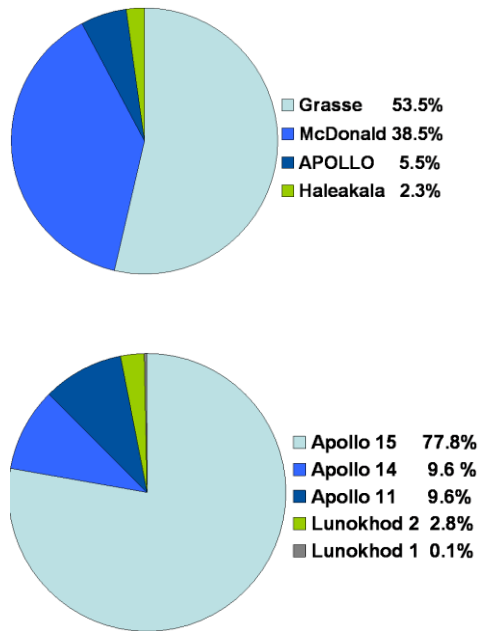
McDonald: (koniec lat 80.) - system MLRS: - dokładność **3 cm**.

Grasse (OCA) (1990) - **~ 3 cm**.

Apollo (od 2005) rutynowo w **zakresie kilku mm**.

Statystyka obserwacji (do 2013)

W latach 1969 – 2013 łącznie przeprowadzono 20471 obserwacji.
Z tego w Grasse 10166 , w McDonald 7348, a w Apollo 1564 obserwacji.



Przedmiot badań i niektóre wyniki [7]

Od pierwszych pomiarów odległości „z – k” minęło 54 lat, a Program LLRE – trwa nadal.

Zgodnie z istniejącymi ocenami program LLRE przyniósł istotny postęp zarówno w naukach o ziemi, o księżycu, oddziaływaniu ziemia – księżyc – słońce, oraz OTW.

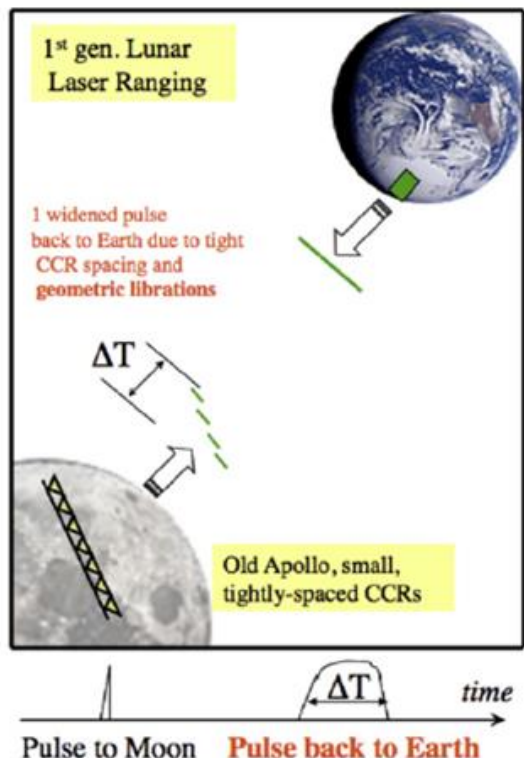
Określono:

1. Dynamikę obrotów księżyca i jego ruchy widziane z ziemi;
2. Dynamikę obrotów ziemi i jego ruchy widziane z księżyca;
3. Sztywność skorupy księżyca i deformację jego powierzchni
4. Ocena budowy wewnętrznej księżyca – ok. 20% rdzeń płynny;
5. Oceny dotyczące OTW (Ogólnej Teorii Względności), a szczególnie zasady wzajemności:
 - zasadę wzajemności sprawdzono z dokładnością $\pm 1,4 \cdot 10^{-13}$;
 - oceniono zmiany stałej grawitacyjnej na poziomie $1/G \, dG/dt \cong (4 \pm 9) \cdot 10^{-13} /rok$;
 - nie zarejestrowano wyniku, który świadczyłby o odstępstwie od OGW.

[7] J.G. Willams et Al. „Lunar Laser Ranging Science: Gravitational Physics and Lunar interior and Geodesy”
Advances in Space Research 37(2006) 67 – 71.

Ograniczenie dokładności pomiarów

Ograniczenie dokładności pomiaru wynika z rozmycia impulsu echa od zespołu r-r.

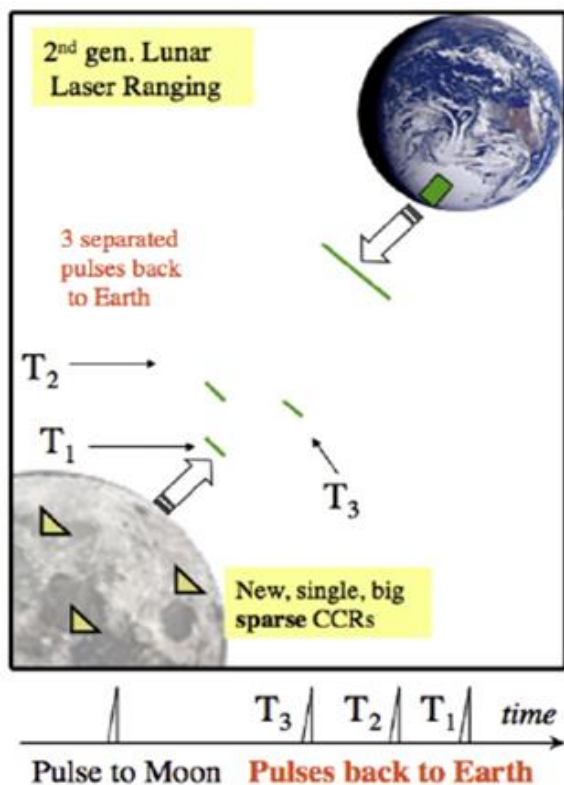


Macierz retro-reflektorów

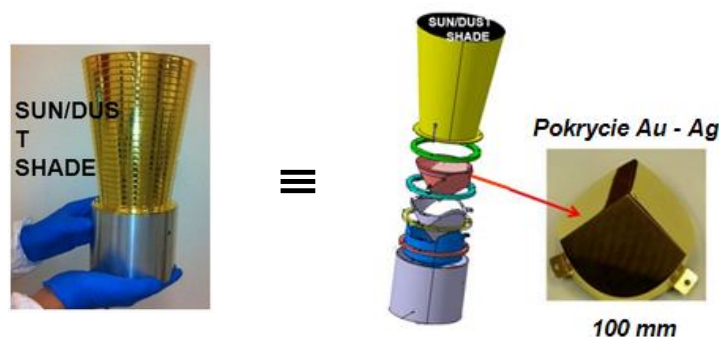
Ograniczenie dokładności pomiaru do ok. 2-3 cm wynika głównie z poszerzenia impulsu echa (ΔT) spowodowane padaniem pod kątem wiązki sondującej na umieszczoną na Księżycu przez misje Apollo macierzy retro-reflektorów.

Nowa idea pomiarów [8]

Planowana w najbliższym czasie misja umożliwiająca pomiary Ziemia – Księżyc **2-gen.**



Kilka retroreflektorów pojedynczych (**100 mm**) aktywnych – możliwość ustawiania prostopadle do wiązki sondującej.



Nowy zestaw pomiarowy ma zapewnić pomiary odległości Ziemia – Księżyc z dokładnością **części milimetrów**, oraz **wyznaczanie i rejestrację zmian stałych fizycznych**.

[8] S. Dell'Angello et al. „Satellite and Lunar Laser Ranging: Science and Technology Application”, Winter College on Optics: Light: a bridge between Earth and Space, ICTP, Trieste, Italy, February 19, (2015).

Wykorzystanie pomiarów odległości Ziemia - Księżyc

W tabeli podano przewidywany wzrost dokładności wyznaczenia niektórych stałych fizycznych przy wzroście dokładności pomiarów odległości do księżyca [9].

Science measurement / Precision test of violation of General Relativity	Apollo/Lunokhod few cm accuracy*	MoonLIGHTs	
		1 mm	0.1 mm
Parameterized Post-Newtonian (PPN) β	$ \beta - 1 < 1.1 \times 10^{-4}$	10^{-5}	10^{-6}
Weak Equivalence Principle (WEP)	$ \Delta a/a < 1.4 \times 10^{-13}$	10^{-14}	10^{-15}
Strong Equivalence Principle (SEP)	$ \eta < 4.4 \times 10^{-4}$	3×10^{-5}	3×10^{-6}
Time Variation of the Gravitational Constant	$ \dot{G}/G < 9 \times 10^{-13} \text{yr}^{-1}$	5×10^{-14}	5×10^{-15}
Inverse Square Law (ISL)	$ \alpha < 3 \times 10^{-11}$	10^{-12}	10^{-13}
Geodetic Precession	$ K_{\text{gp}} < 6.4 \times 10^{-3}$	6.4×10^{-4}	6.4×10^{-5}

[9] James G. Williams et al. „Progress in Lunar Laser Ranging Tests of Relativistic Gravity” *Phys. Rev. Lett.* 93, 261101 – Published 29 December (2004)

III. Lasery na pokładzie statków kosmicznych

Lata 90. - Lasery Półprzewodnikowe (DL – Diode Lasers)
osiągnęły zdolność pobudzania Laserów Ciała Stałego:

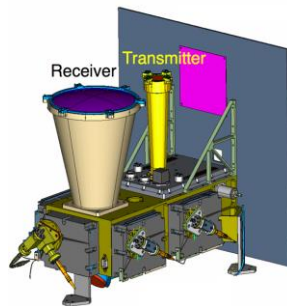
- Powiększenie sprawności działania rzędu 10^2 razy,
- Podobny spadek wymiarów i ciężaru,
- Istotny wzrost czasu pracy – wystarczający na czas misji.

DPSSL – Diode Pumped Solid State Lasers

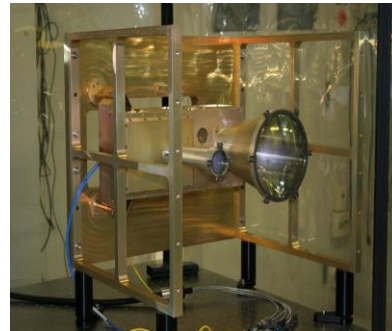
Altimetry - Pierwsze próby

Altimetr laserowy LOLA (**L**unar **O**rbiter **L**aser **A**ltimeter)

Misje: APOLLO [15 (1971), 16, 17 (1972)] – laser rubinowy



Szkic
konstrukcji



Wykonanie

Misje Apollo (15, 16, 17) wyposażenie :

Nadajnik - laser rubinowy ($\text{Al}_2\text{O}_3:\text{Cr}^{3+}$); długość fali $\lambda \cong 694 \text{ nm}$; rodzaj pracy: Q-S - $\tau \cong 10 \text{ ns}$; energia impulsu $E_i \cong 200 \text{ mJ}$; częstotliwość impulsów $f_i \cong 0,05 \text{ Hz}$ (1 imp. co 20 s).

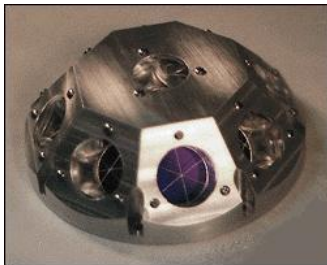
Dwa rodzaje pracy:

Automatyczny, sprzężony z kamerą fotograficzną (3,75 imp./min) i **Ręczny** (1 imp./20s).

1. Obserwacje pokrywy lodowej ziemi

Misje ICE Sat-1: (Ice, Cloud and land Evaluation Satellite) – orbita polarna kołowa 586/594 km; obserwacja i pomiary zmian pokrycia lodowcem obszarów polarnych (w tym Grenlandia), topografia terenu i rozmieszczenia chmur (12.01 2003- 02.2010).

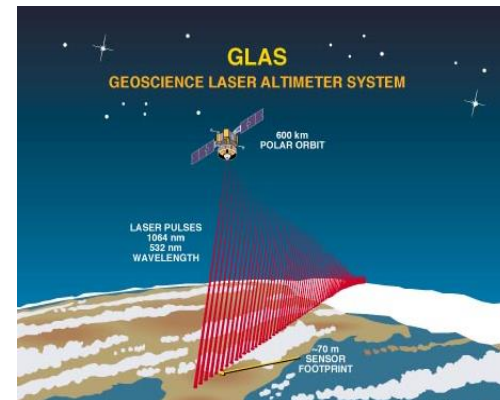
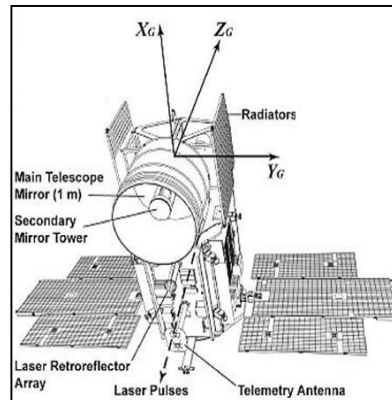
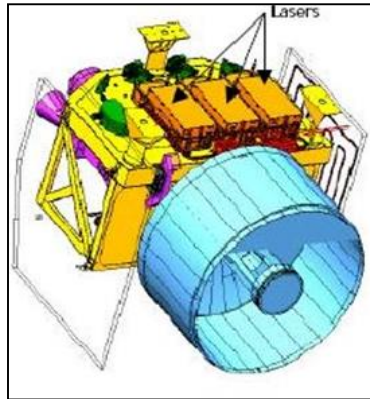
GLAS (Geoscience Laser Altimeter System) - wyposażenie ICE Sat-1.
Laser: DP Q-S Nd:YAG + KTP (1064 nm i 532 nm) – 3 szt. (praca rozdzielna);
energia: 75 mJ (1064nm) i 35 mJ (532nm); czas trwania 4 ns, częstość 40Hz.
Odbiornik: optyka zwierciadlana -1 m fotodiody lawinowej – Si
Niepewność pomiaru: (5 – 15)m; Niepewność pomiaru altymetru i
niepewność wyznaczenia pozycji satelity – SLR (odbijacze) i GPS.



Retroreflektory
na ICE Sat -1

Przewidywany czas bezawaryjnej
pracy 3 – 5 lat. Pracował 7 lat.

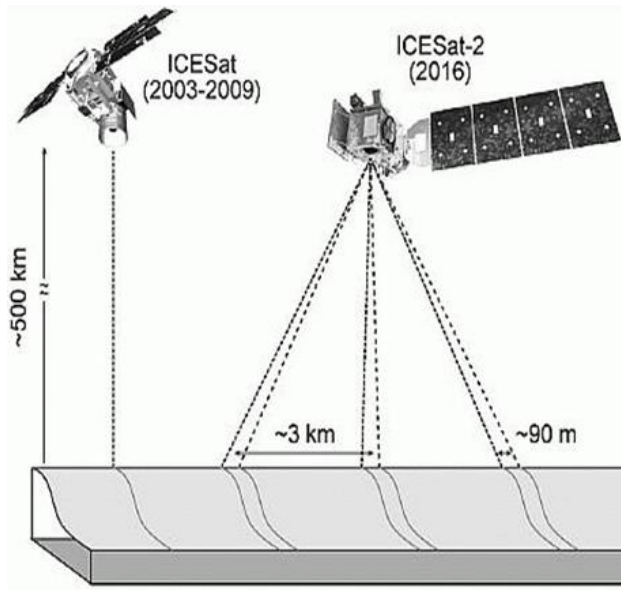
Blizsze dane konstrukcyjne i aplikacyjne



Skanowanie wiązką i ruch satelity pozwalają mierzyć profil pionowy pasa terenu pod satelitą, zapamiętać go lub przesłać do centrum pomiarowego

Obszar oświetlony na ziemi: 70 m co 172 m (prędkość i częstość imp.)

**ATLAS – (Advanced Topographic Laser Altimeter System):
wposażenie laserowe ICE Sat- 2 następcza GLAS z ICE Sat-1.**



**Idea ICE Sat – 2,
porównanie z ICE Sat -1.**

Orbita podobna – **polarna, kołowa 478 km;**
identyczne zadania: **pokrywa lodowa ziemi;**
planowany czas misji: **2017 – 2022 (2027)**

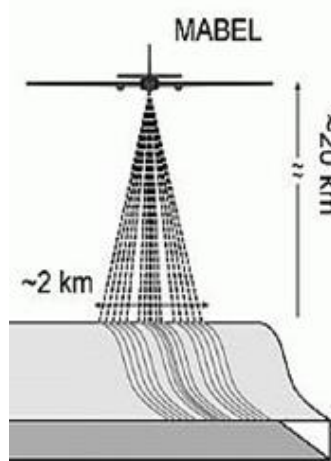
Nadajnik: **laser DP Q-S Nd:YAG (gł. 532nm);**
 $E \cong (1-2) \text{ mJ}$; $\tau \cong (1,0-1,5) \text{ ns}$; $f \cong 10 \text{ kHz}$;
podział wiązki optyką dyfrakcyjną: **sekwencja 2(3)x3**

Odbiornik: **optyka zwierciadlana 0,8 m;**
detektor – PMT (fotopowielacze)

Na powierzchni ziemi: **6(9) tras pomiarowych**
(2(3)x3 – odstępy na rys.). Obszar ośw. $\sim 10 \text{ m}$;
dokładność: **(3-10)cm pion, 5 m – poziom;**
pozycja sat.: **SLR (odbijacze) i GPS**

Misja: **ICE Sat – 2** – start **15. 09. 2018.** (plan 3 lata)

Misja wspomagająca **MABEL** (**M**ultiple **A**ltimeter **B**eam **E**xperimental **L**idar)



2010 - 2012

Prace nad **misją ICE Sat – 2** rozpoczęły się w już **2010**. Do symulacji jego pracy skonstruowano **MABEL**. Nosicielem urządzenia **MABEL** jest samolot **ER – 2** (wysokiego pułapu).

Wyposażenie **MABEL**: wielowiązkowy **LIDAR** z laserem **DP Q-S Nd:YAG + KTP (1064 i 532) nm**; krótkim impulsem **~1,5 ns**; częstotścią **(5 – 25) kHz**.

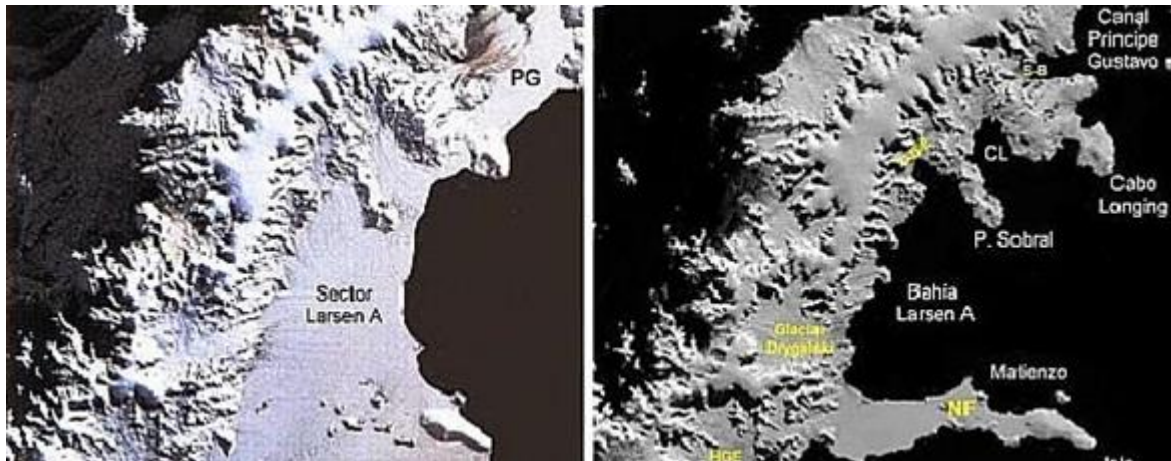


ER -2

Informacje pozyskiwane z pomiarów **MABEL** są:
1. wyjściowe do konstrukcji aparatury ICE Sat-2;
2. uzupełnieniem bieżącej wiedzy o lodowcach.

Czy rzeczywiście idzie ocieplenie i grozi nam „potop”?

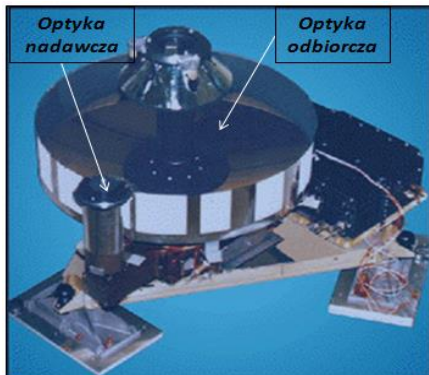
Dane odnośnie pokrywy lodowej ziemi są zbierane od dawna, a z użyciem altymetrów laserowych mierzone od przeszło 10 lat oraz gromadzone i analizowane w NASA. Są na tyle ważne, że wydatkowane są poważne środki na nową aparaturę i nowe misje kosmiczne typu ICE Sat – 2.



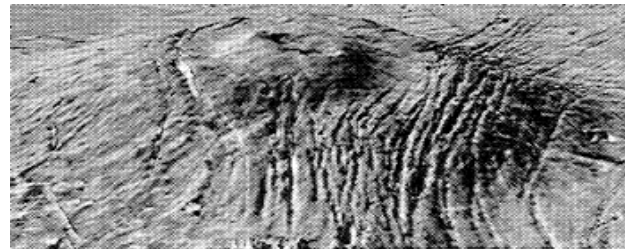
Obrazy wycinka Grenlandii z 1986 i 2006 roku.

2. Sonda kosmiczna Marsa: **MGS (Mars Global Surveyor) - Misja: 1996 - 2003**

MOLA (Mars Orbiter Laser Altimeter) - Wyposażenie laserowe MGS
Nadajnik - laser DP Nd:YAG ($\text{Y}_3\text{Al}_5\text{O}_{12}:\text{Nd}^{3+}$); długość fali $\lambda \cong 1064 \text{ nm}$; rodzaj pracy: Q-S - $\tau \cong 8 \text{ ns}$; energia impulsu $E_i \cong 40 \div 45 \text{ mJ}$; $F_i \cong 10 \text{ Hz}$.
Odbiornik: Optyka zwierciadlana o aperturze **50 cm**;
Detektor: fotodioda lawinowa krzemowa.
Niepewność pomiaru odległości: **(1÷10) m**; absolutna **~ 30 m** (poł. sondy)



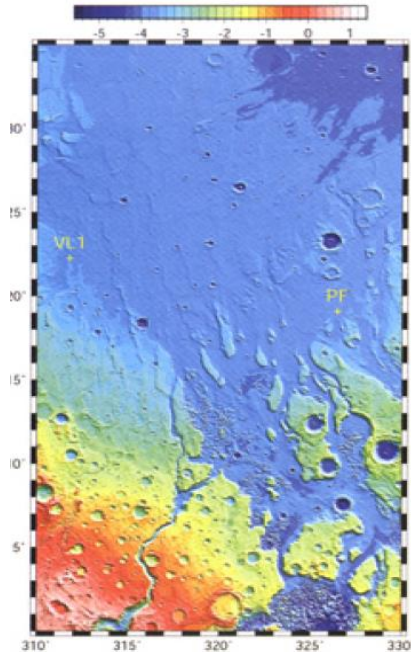
System MOLA



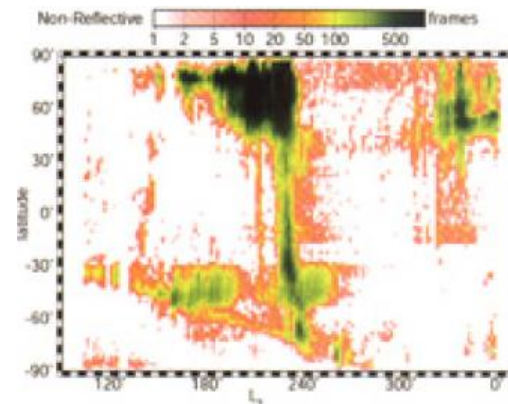
Profil terenu Marsa

Przykłady pomiarów wykonanych przez MGS_[10]

04.1998 - 06.2001



**Czy tu była woda?
Na Marsie kiedyś były lodowce!**

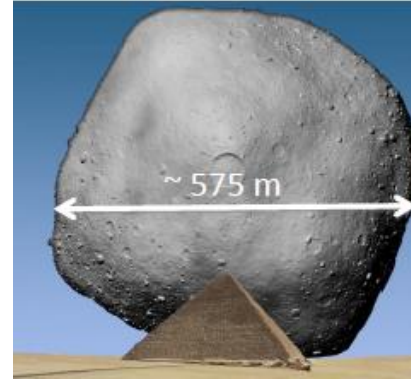


[10] David E. Smith et al. „Mars Orbiter Laser Altimeter: Experiment summary after the first year global mapping of Mars” J. of Geophysical Research, vol. 106, no. E10, pp. 23689 – 23722, 10, 2001.

3. Misje spotkań z Asteroidami



Eros: (17.02.1996 - 28.02.2001)



Bannu: (08.09.2016 – 2021)

3.1. Sonda Eros : **NEAR** (Near Earth Asteroid Rendezvous)

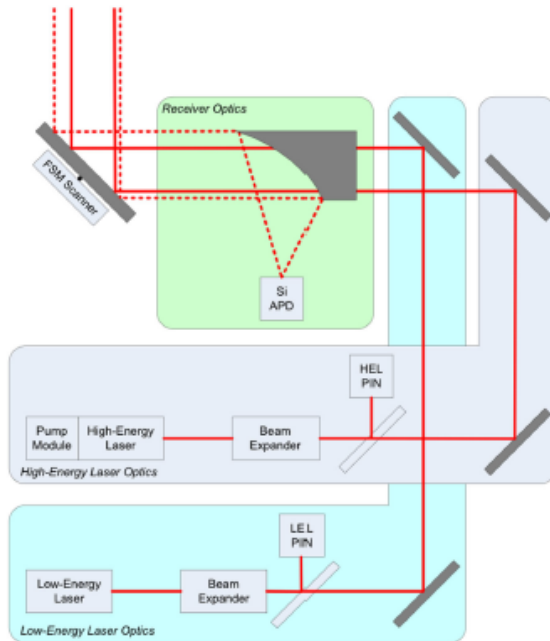
NLR (NEAR Laser Rangefinder) - Wyposażenie laserowe **NEAR**

Nadajnik: laser (DP Nd:YAG), $\lambda \cong 1.064 \mu\text{m}$; $\tau \cong 12 \text{ ns}$; $f_i \cong (1/8, 1, 2, 8) \text{ Hz}$; $E_i \cong 15 \text{ mJ}$;

Odbiornik: apertura optyki 9,8 cm; fotodetektor – Si dioda lawinowa

Niepewność pomiaru $\pm 6 \text{ m}$.

3.2. Bannu Sonda: **OLA (OSIRIS-Rex Laser Altimeter)** [11]

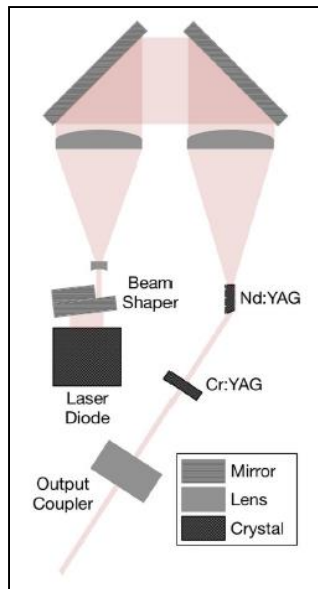


Energia E_i [μ]	700	10
Czas trw. impulsu [ns]	5	1
Kąt rozb. wiązki [μ rad]	200	100
Pomiar odległości [km]	1,2 – 9,0	0,036 – 0,26
Niepewność [m]	< 0,31	< 0,06

Apertura optyki odbiorczej: **75 mm**
 Odbiornik: **Dioda lawinowa Si**

[11] M. G. Ddaly et al. „The OSIRIS-REx Laser Altimeter (OLA) Investigation and Instrument” Springer Science+Business Media Dordrecht 2017, Space Sci Rev DOI 10.1007/s11214-017-0375-3

Idea działania lasera



Pobieranie próbki gruntu asteroidy



Norma: Każdy satelita, sonda kosmiczna i lądownik przeznaczone do badań planet lub ich księżyców są wyposażane w laserowe *altymetry*.

IV. Optyczna łączność kosmiczna

Stan dotychczasowy:

Na ziemi – połączone w jeden system:

- * radiowa - łączność komórkowa,
- * mikrofalowa - satelitarne (geostacjonarne) połączenia transkontynentalne,
- * światłowodowa - optyczne połączenia lokalne i dalekiego zasięgu.

Ocena: spełnia wymagania łącznie z szerokopasmowym Internetem.

W kosmosie – łączność mikrofalowa, obecnie w pasmie K: (20 –40)GHz

Ocena: jest niezadawalająca: 1. duży ciężar i gabaryty urządzeń (anten),
2. szerokie wiązki (mała gęstość energii),
3. duże moce na kosmiczne zasięgi

Jeżeli nie mikrofae to fae optyczne. Wyjaśnijmy sobie DLACZEGO?

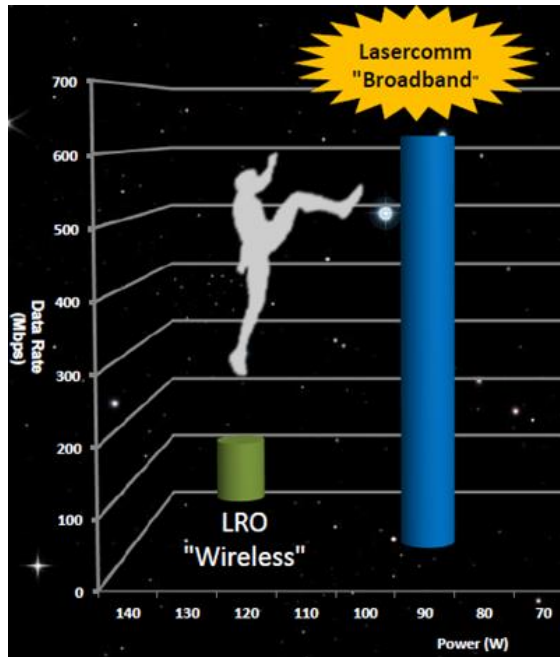
Optyczna telekomunikacja w przestrzeni kosmicznej

Zalety łączności optycznej w kosmosie dotyczą:

- IV.1. Powiększenia szybkości przekazywania informacji;*
- IV. 2. Optymalizacji stosunku ciężaru ładunek / platforma na pokładzie satelity;*
- IV. 3. Poprawy przesyłania informacji pomiędzy statkami kosmicznymi;*
- IV. 4. Zapewnienia połączenia (dwustronnego) pomiędzy satelitą a ziemią.*

Rozróżnienie pomiędzy IV. 3. i 4. wynika stąd, że dla IV. 3 ($\alpha = 0$), a zmniejszanie gęstości mocy wynika ze zjawisk dyfrakcyjnych. W przypadku IV. 4. ($\alpha > 0$) straty w troposferze należy uwzględnić.

IV.1. Szybkość przesyłania informacji



Ilustracja dokonania skoku jakościowego po wprowadzeniu optycznej transmisji informacji

Najważniejszy parametr w łączności kosmicznej:

- **szybkość przesyłania informacji** powodowana przez znaczną ilość przesyłanych danych (obrazy) i ograniczony czas seansów łączności wynikająca z:

- Widzialności pomiędzy obiektami (brak przesłaniania),
- Braku promieniowania zakłócającego (głównie słońca),
- Braku pochłaniania promieniowania użytecznego.

Szybkość transmisji ↔ Pasmo modulacji

Pasma modulacji zachowują się tak jak częstotliwości

$$\frac{B_{opt}}{B_{mkr}} \sim \frac{f_{opt}}{f_{mkr}} \approx 10^4$$

Zakres optyczny zezwala na łącza wielokanałowe lub szerokopasmowe tym przesyłanie hologramów – ważne w przypadku transmisji obrazów z kosmosu.

IV. 2. Optymalizacji stosunku masy ładunek / platforma

Satelita komunikacyjny (ComSat) = Platforma + Ładunek

Platforma - to głównie paliwo – niezależne od nas

Ładunek – cel działań - ograniczenie: masy, objętości, mocy zasilania, maksymalizacja: funkcjonalności.

Stosunek optoelektronika / mikrofale zyskuje w każdym z tych ograniczeń:

- Tory światłowodowe / metalowe mikrofalowe przewodnice falowe,
- Diody laserowe i lasery ciała stałego / dowolne generatory mikrofalowe,
- Obiektywy optyczne (mniejsze średnice) / anteny mikrofalowe.

Zachowując ten sam stosunek masy i objętości ładunek / platforma można znacząco zwiększyć ilość aparatury wyniesionej w przestrzeń kosmiczną tzn. istotnie zwiększyć Funkcjonalność Misji

Dodatkowe zalety torów optycznych nad elektronicznymi

- **Nie limitowane pasmo** przenoszenia światłowodów ($\lambda \sim 1 - 1,5 \mu\text{m}$);
- **Praktycznie propagacja bez strat** na odległościach pokładu satelity;
- **Możliwość zastosowania dowolnej modulacji i kodowania**;
- **Pełna odporność na zakłócenia elektromagnetyczne**;
- **Brak generowania zakłóceń elektromagnetycznych**;
- **Są izolowane galwanicznie**;
- **Są lekkie i mają niewielkie wymiary** w porównaniu urządzeń mikrofalowych.

IV. 3. Łączność pomiędzy statkami kosmicznymi

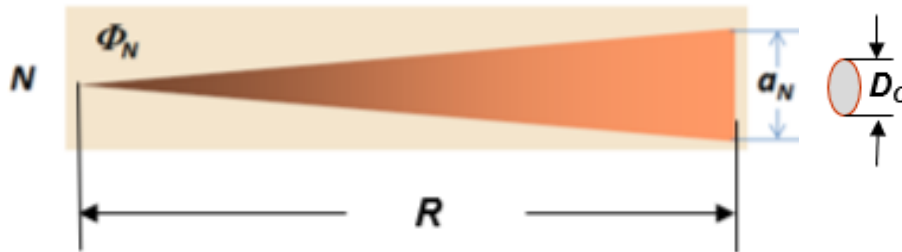
Średnice anten – przybliżenia i oceny

Kąt rozbieżności:

$$\Phi_N \approx \frac{\lambda}{D_N}$$

D_N – średnica anteny nadawczej

Rozmiar pola oświetlonego:



$$A_o = \frac{\pi}{4} D_o^2$$

$$a_N \cong (\Phi_N \cdot R)$$

$$A_N = \frac{\pi}{4} a_N^2 \approx \frac{\pi}{4} (\Phi R)^2$$

$$\frac{P_o}{P_N} \approx \frac{A_o}{A_N} \exp(-\alpha R) \approx \left[\left(\frac{D_N}{\lambda} \right)^2 * \left(\frac{D_o}{R} \right)^2 \right] \exp(-\alpha R)$$

Kosmos $\alpha = 0$

Poziom mocy w punkcie odbioru zależy głównie od λ i **średnic anten.**

Łąca optyczne i mikrofalowe – porównanie (przestrzeń kosmiczna $\alpha = 0$)

Mikrofale: pasmo K ($\lambda_{mk} \cong 1\text{cm}$); Optyka: IR ($\lambda_{op} \cong 1\mu\text{m}$)

1) Jednakowe rozmiary anten

Stosunek kątów rozbieżności wiązek

$$\Phi_{mk}/\Phi_{op} = (\lambda_{mk}/\lambda_{op}) (D_{op}/D_{mk}) = 10^4$$

Stosunek powierzchni pól oświetl.

$$A_{mk}/A_{op} = (\Phi_{mk}/\Phi_{op})^2 = 10^8$$

2) $D_{op} = 0,1 D_{mk}$ - **zmniejsza średnica anteny optycznej** (mniejsze wymiary i waga)

$$\Phi_{mk}/\Phi_{op} = (\lambda_{mk}/\lambda_{op}) (D_{op}/D_{mk}) = 10^3$$

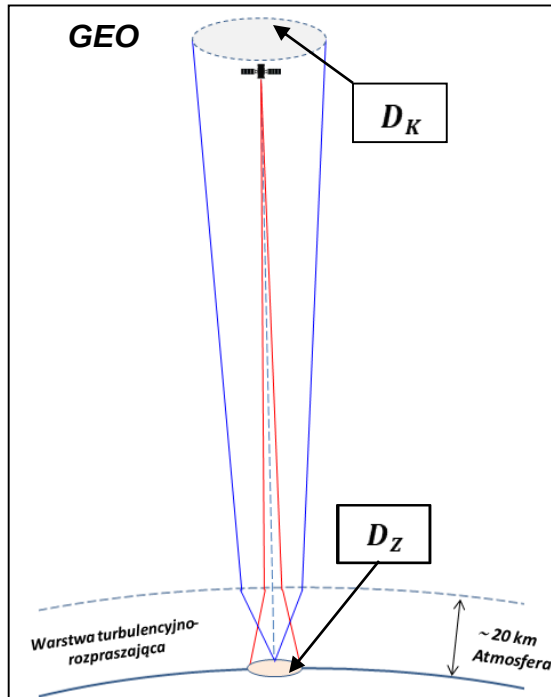
$$A_{mk}/A_{op} = (\Phi_{mk}/\Phi_{op})^2 = 10^6$$

Zmniejszenie dziesięciokrotne średnicy lunety daje jeszcze znaczne zmniejszenie **kąta rozbieżności** (ok. 10^3 razy) i **powiększenie gęstości mocy odbiornika** (ok. 10^6 razy.)

Wniosek: **znacząco większe gęstości mocy optycznej przy jednocześnie mniejszych średnicach anten.**

IV.4. Łączność ziemia ↔ przestrzeń kosmiczna

Należy uwzględnić wpływ atmosfery ($\alpha > 0$)



Ilustracja wpływu turbulencji atmosfery.

W pobliżu Ziemi (~ 20 km) ośrodek może stać się:

- **stratny** (chmury, opady, mgła)
- **turbulentny** (zwiększenie przekroju wiązki i zmiany w niej rozkładu mocy)

Chmury i mgła eliminują połączenie.

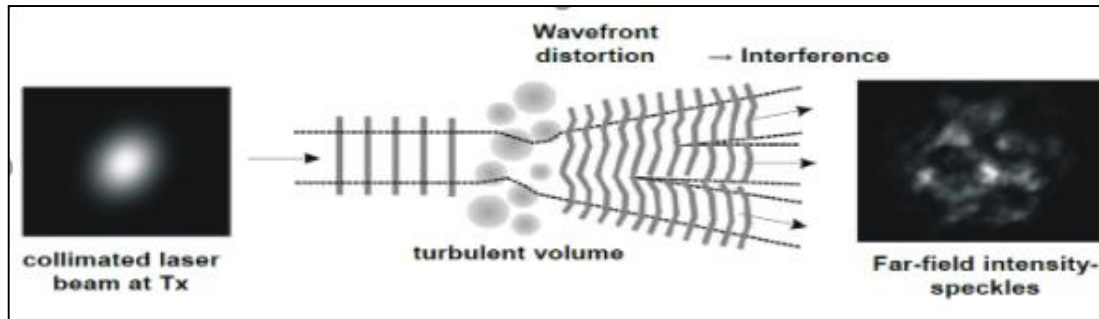
Turbulencja głównie powoduje (zależny od kierunku propagacji) wzrost średnicy wiązki.

Dla orbity geostacjonarnej, stosunek średnic jest rzędu:

$$\frac{D_K}{D_Z} \approx 10$$

i jest kompensowany wzrostem na Ziemi mocy nadajnika większej średnicy anteny nadawczej.

Wpływ turbulencji atmosfery na rozkład mocy w wiązce



Turbulencje mogą prowadzić do zaników odbioru sygnałów

Przeciwdziałania:

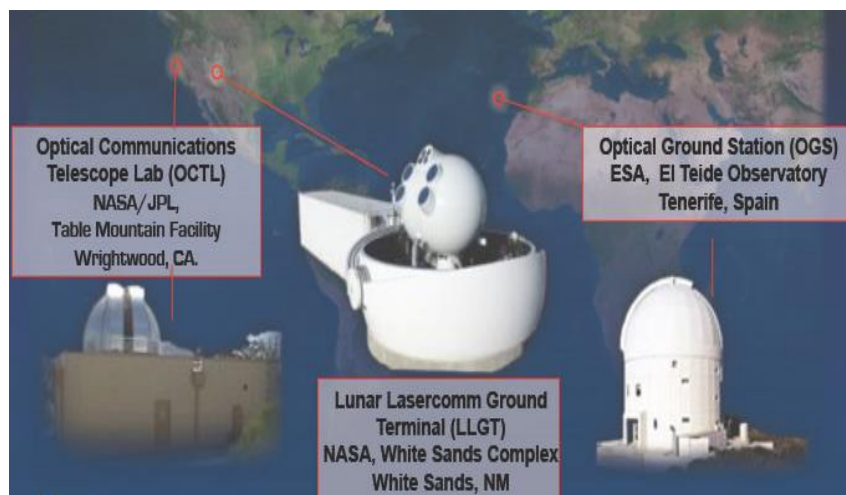
1. **Niekoherentne składanie wielu wiązek z nadajnika;**
2. **Wielopunktowy odbiór – rozstawione anteny odbiorcze;**
3. **Nadawanie informacji do więcej niż jednej **OGS** - Stacji Odbiorczej**

1. Optyczne Stacje Naziemne

(OGS - Optical Ground Station – obecne)

Jeżeli chmury i mgła eliminują połączenie, to:

1. Stacje naziemne trzeba wybierać w *miejscach o gwarantowanej pogodzie;*
2. Sygnał nadawać jednocześnie do *większej liczby, oddległych stacji odbiorczych.*

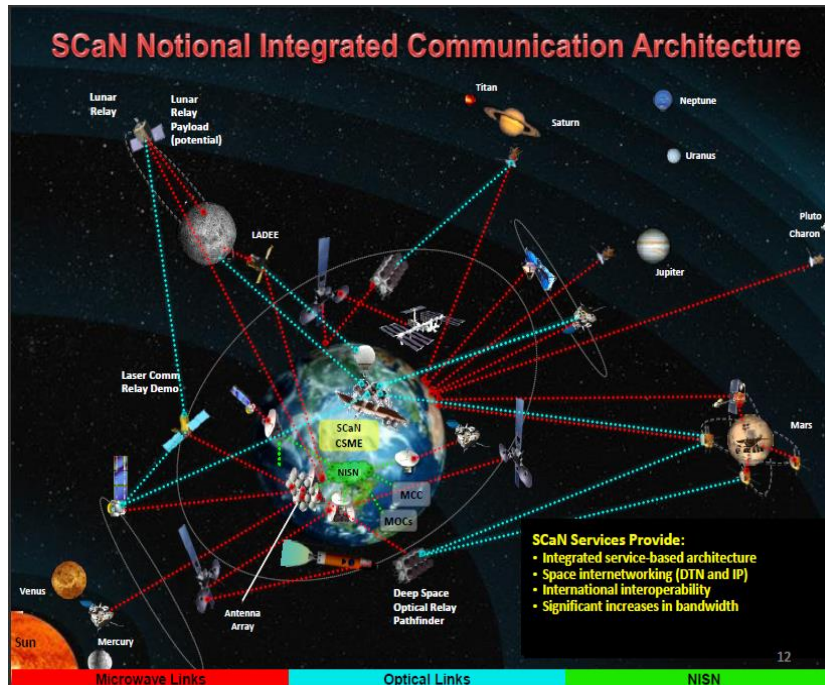


1. OCTL – NASA/JPL – CA, USA;
2. LLGT – NASA – NM, USA;
3. El Teide Obs. – ESA - Tenerife, Spain.

OGS (Optical Ground Station) – optyczne stacje naziemne stosowane do odbioru sygnałów optycznych *obecnych misji kosmicznych*. W przyszłości do łączności z satelitami i stacjami pośredniczącymi przewidywana jest rozbudowa dalszych 16 ośrodków (w tym w Japonii i Australii).

2. Stacje retransmisyjne (pośredniczące)

- Cel:** 1. Odbiór i gromadzenie danych z Misji Kosmicznych: **LEO** i **DSM** (Deep Space)
2. Transmisja danych do odbiorników Stacji Naziemnych - **OGS**

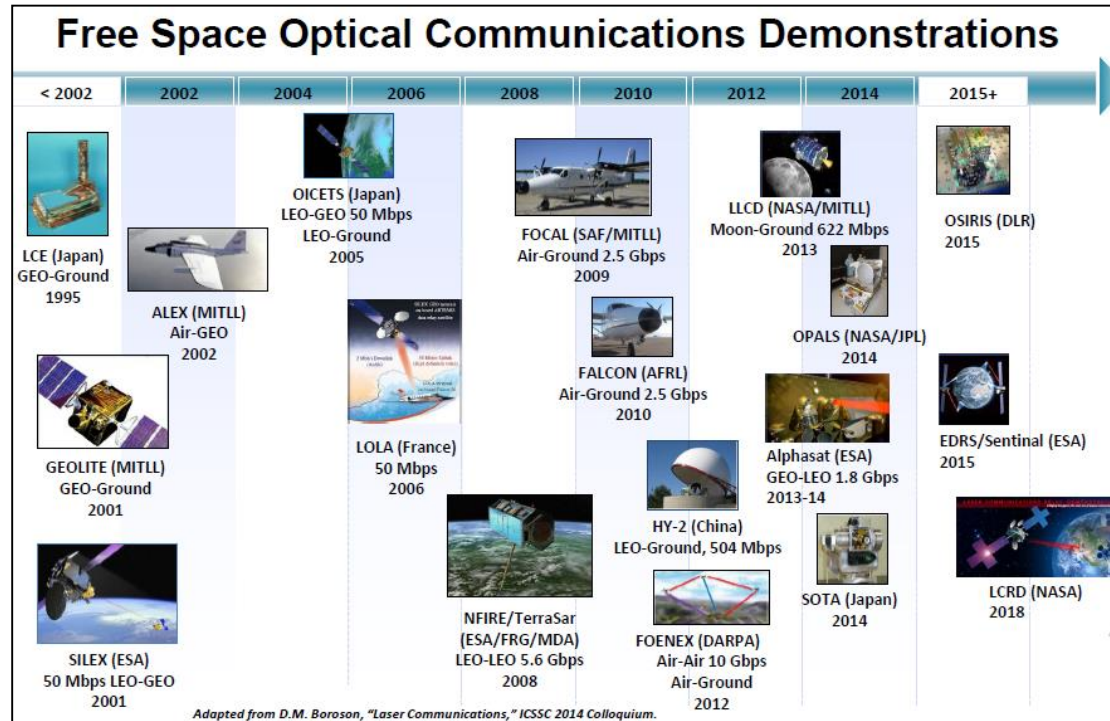


Najważniejsze Misje Kosmiczne

1. **Do Księżyca** (łącznie Misji ok. 170, planowane 20 w tym **Międzynarodowa ISS - Gateway** – 2022 – 2027)
2. **Do Marsa** (łącznie Misji 38, udanych 18, lądowniki: Viking 1 i 2 – 1-75, **MGS- 96**, Mars Scii. Lab. – 2011, InSight – 2018.
3. **Do gazowych planet (ich księżycy):** Jowisz, Saturn, Uran, Neptun, - **Pioneer 10 i 11** (1972) – Jowisz, Saturn, **Voyager 1 i 2** (1977) – j.w. + księżyce, **New Horizons** (2006) – Pluton (po drodze wszystkie planety (aktualnie trwa)
Sondy tych Misji opuszczają Układ Słoneczny

Liczba Misji czyni wybór Stacji Retransmisyjnej i jej położenie aktualnym nakazem

Rozmieszczenie stacji pośredniczących



Imponująca liczba Misji dotyczących OptoCom finansowanych przez różne kraje, których większość dotyczy lokalizacji Stacji Retransmisyjnej

Lokalizacje brane pod uwagę

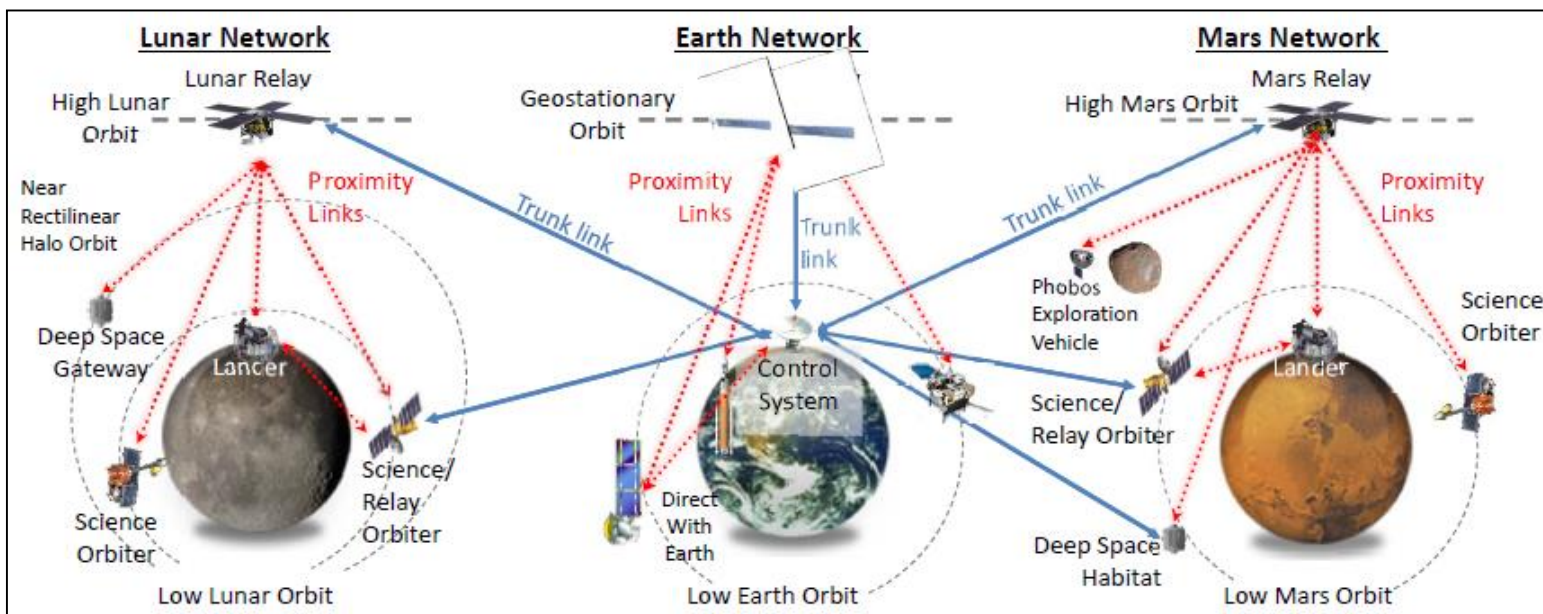
1. **ISS (International Space Station)** – Międzynarodowa Stacja Kosmiczna.
LEO (~ 400 km), okres orbitalny: 91,34 min. (~ 15,5 okrążeń Ziemi na dobę).
Program badawczy: OPALS [12] łączności optycznej pomiędzy ISS a OCTL - OGS
Zalety: ISS – stacja załogowa (możliwość dowolnych modyfikacji aparatury).
Wady: Krótki okres łączności z OGS, trudności połączenia z wieloma OGS.
2. **Stacja na orbicie Księżycowej** (~ 385000km odległość do Księżyca).
Misja LADEE (Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer) – 2013
z wyposażeniem LLCD (Lunar Laser Communication Demonstration [13]
Przy łączności z OGS Podobne cechy jak dla ISS.
3. **Stacja na orbicie geostacjonarnej (GEO)**; 35786 km, 1 okrążenie na dobę.
Większość Misji OptoCom dotyczyło Stacji umieszczanych na GEO orbitach [np.13].
Ważna Misja LCRD (Laser Communications Relay Demonstration) – GEO 2017
z wyposażeniem LLCD (laser impulsowy, *) 622 Mbps, **) 2,88 Gbps) [14,15]
Zalety: Łatwość retransmisji informacji do wszystkich OGS.
Wady: Przyjmowanie danych z dowolnych Misji Kosmicznych – Pożądane 3 symetryczne satelity

[12] Bogdan V. Oaida et al. „OPALS: An Optical Communications Technology Demonstration from the International Space Station”, 978-146731813-6/13/©2013 IEEE

[13] S. Constantine, et al., "Design of a high-speed space modem for the lunar laser communications demonstration", Proc. SPIE 7923, 792308 (2011)

[14] B.L. Edwards, et al. "Overview of the Laser Communications Relay Demonstration Project", SpaceOps 2012 Conference,

Elastyczna struktura sieci planetarnych (wizja NASA planowana)

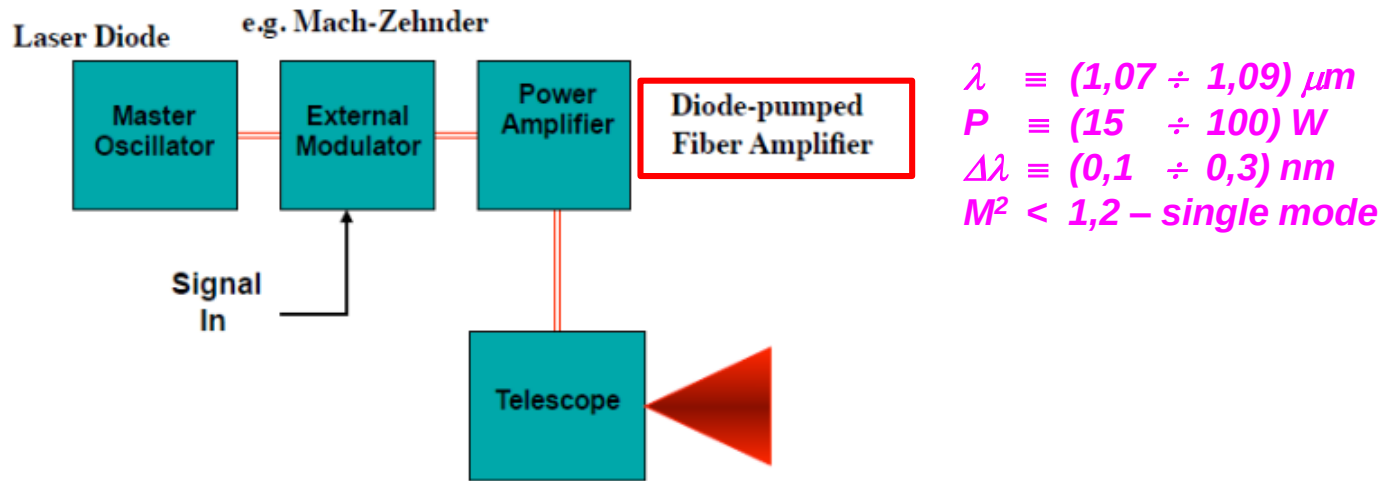


Sieci związane z poznawanymi obiektami. Sieć ziemską GEO jest siecią zbiorczą.

Połączenia lokalne

—————
Połączenia bazowe

Nadajnik dla „OptoComm” satelitarnej łączności optycznej



Układ **MOPA** (**M**aster **O**scillator **P**ower **A**mplifier)

Dziękuję za uwagę