



Kosmiczne otoczenie Ziemi

Krzysztof Kamiński

Obiekty kosmiczne mogące wpływać na Ziemię i sztuczne satelity:

Obiekty kosmiczne mogące wpływać na Ziemię i sztuczne satelity:

- Słońce (grawitacja i promieniowanie)
- Księżyc (grawitacja i promieniowanie)
- Planetoidy lub komety
- Meteoroidy
- Planety (grawitacyjne perturbacje i źródło meteorytów)
- Pył międzyplanetarny
- Wiatr słoneczny
- Cząstki promieniowania kosmicznego
- Kosmiczne promieniowanie tła i innych obiektów
- Neutrino słoneczne i pozasłoneczne
- Promieniowanie wysokoenergetyczne supernowych i GRB
- Sztuczne satelity (śmieci kosmiczne)

Obiekty kosmiczne mogące wpływać na Ziemię i sztuczne satelity:

- ~~Słońce (grawitacja i promieniowanie)~~
- ~~Księżyc (grawitacja i promieniowanie)~~
- **Planetoidy lub komety**
- **Meteoroidy**
- ~~Planety (grawitacyjne perturbacje i źródło meteorytów)~~
- **Pył międzyplanetarny**
- **Wiatr słoneczny**
- ~~Cząstki promieniowania kosmicznego~~
- ~~Kosmiczne promieniowanie tła i innych obiektów~~
- ~~Neutrino słoneczne i pozasłoneczne~~
- ~~Promieniowanie wysokoenergetyczne supernowych i GRB~~
- **Sztuczne satelity (śmieci kosmiczne)**

Zagadnienia główne

SST – Śledzenie i wykrywanie obiektów w kosmosie

NEO – Obiekty zbliżające się do Ziemi

SW – Pogoda kosmiczna

Space Situational Awareness – SSA = Świadomość sytuacyjna w kosmosie

Space Safety = Bezpieczeństwo kosmiczne

SST – Śledzenie i wykrywanie obiektów w kosmosie

Od kiedy kosmos jest zbyt mały?

Programy śledzenia sztucznych satelitów Ziemi

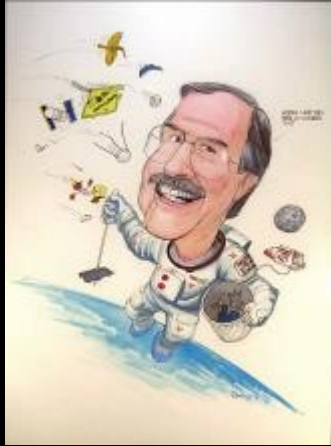
Metody śledzenia sztucznych satelitów Ziemi

Charakterystyka przestrzeni wokółziemskiej

Wpływ na optyczne i radiowe obserwacje astronomiczne

Przewidywanie kolizji, spadków i charakterystyka rozpadów

Śmieci międzyplanetarne



VOL. 83, NO. A6

JOURNAL OF GEOPHYSICAL RESEARCH

JUNE 1, 1978

Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt

DONALD J. KESSLER AND BURTON G. COUR-PALAIS

NASA Johnson Space Center, Houston, Texas 77058

Spatial density = **gęstość przestrzenna** = liczba obiektów na jednostkę objętości

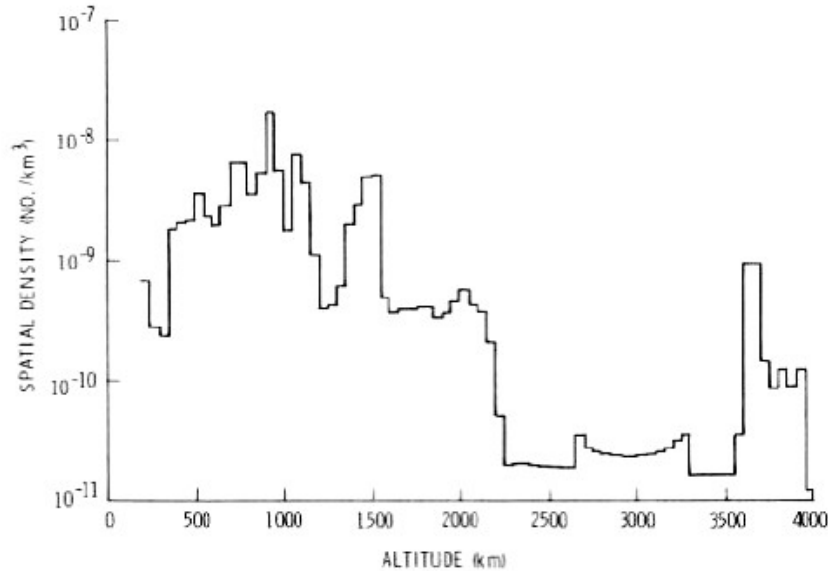


Fig. 1. Current distribution of satellites in earth orbit as observed by radar. A total of 3866 satellites are in the April 1976 catalog and are represented here.

Obliczone na podstawie
zsumowania prawdopodobieństwa
przebywania znanych satelitów
w sferycznych elementach objętości
pomiędzy wysokością A i $A + \Delta R$,
gdzie $\Delta R = 50\text{km}$.

Obliczone również na podstawie zsumowania prawdopodobieństwa przebywania znanych satelitów w elementach objętości.

Ale tym razem jeden element był pomiędzy wysokością A i $A + \Delta R$, oraz pomiędzy szerokością β i $\beta + \Delta\beta$, gdzie $\Delta R = 50\text{km}$ i $\Delta\beta = 3^\circ$.

Autorzy uznali podział na długości geograficzne za zbędny, dlaczego?

Jak zgodnie z tym rozkładem zmienia się prawdopodobieństwo zderzenia w zależności od wysokości i nachylenia orbity?

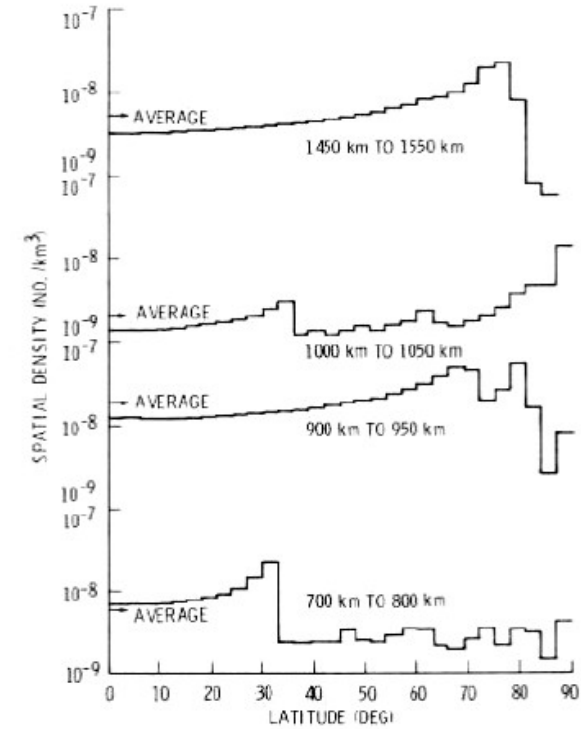


Fig. 2. Latitude variation in spatial density at selected altitudes. At most latitudes the spatial density is within a factor of 2 of the average at that distance.

Jak oszacować częstotliwość zderzeń?

$$\frac{dI}{dt} = S A \bar{V}_r$$

S – liczba obiektów na jednostkę objętości,
 A – przekrój poprzeczny satelity,
 $\bar{V}_r$ – średnia prędkość względna.

Średnia prędkość względną jednego satelity względem wszystkich pozostałych $\bar{V}_r$
a średnia prędkość zderzeń $\bar{V}_c$?

W obszarze LEO średnia prędkość względna wynosi $\bar{V}_r \sim 7$ km/s
zaś średnia prędkość zderzenia $\bar{V}_c \sim 10$ km/s.
Skąd różnica?

Stąd, że częstotliwość zderzeń rośnie wraz z prędkością.

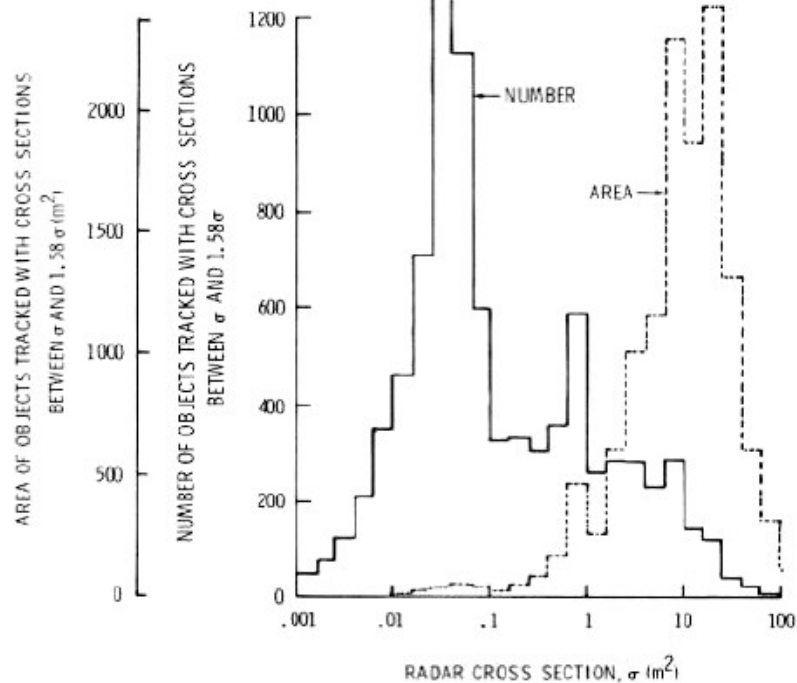


Fig. 3. Size distribution of earth-orbiting satellites observed by radar. The largest number of satellites have a radar cross section of about 0.04 m^2 , while the largest area contribution is around a radar cross section of 10 m^2 .

RCS = radar cross section
= skuteczna powierzchnia odbicia

Jest to powierzchnia idealnie odbijającej kuli, która daje takie samo “odbicie” radarowe jak dany obiekt.

Chodzi o taką samą irradancję, czyli natężenie napromienienia, czyli strumień promieniowania, czyli moc na jednostkę powierzchni.

$\text{RCS} \neq A$

linia przerywana – suma powierzchni

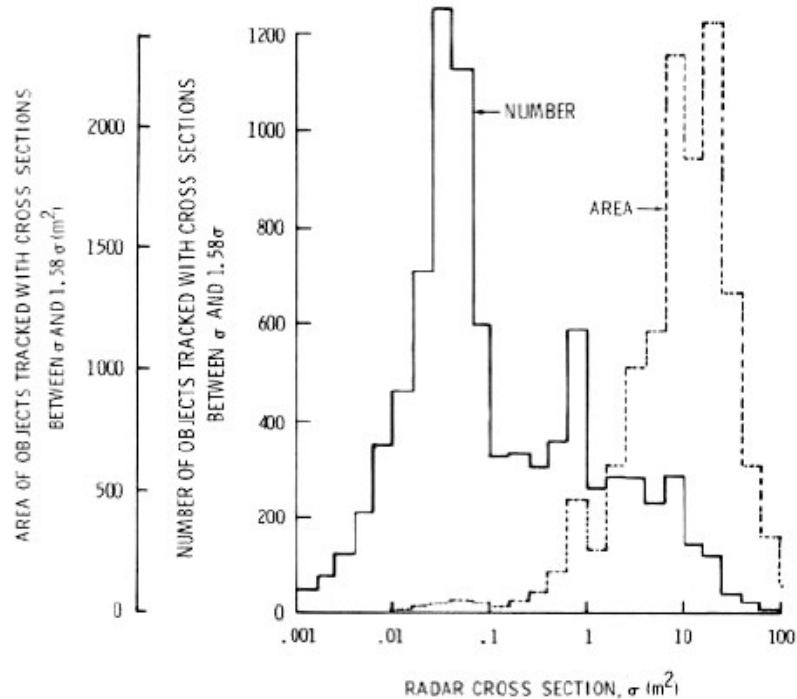


Fig. 3. Size distribution of earth-orbiting satellites observed by radar. The largest number of satellites have a radar cross section of about 0.04 m^2 , while the largest area contribution is around a radar cross section of 10 m^2 .

Rozkład rozmiarów był szacowany z pomiarów radarowych dla których przyjęto, że $A = \text{RCS}$, gdy $\text{RCS} > 0.02 \text{ m}^2$, ale $A = k \cdot \text{RCS}$ gdy $\text{RCS} < 0.02 \text{ m}^2$ i k rośnie liniowo aż do 6 dla $\text{RCS} = 0.001 \text{ m}^2$. Z czego to wynika?

Z tego, że obiekty o rozmiarach zbliżonych do długości fali radiowej zaczynają nie tylko odbijać ale i rozpraszać zgodnie z prawem rozpraszania Rayleigha.

Oszacowano $\bar{A} \sim 4 \text{ m}^2$

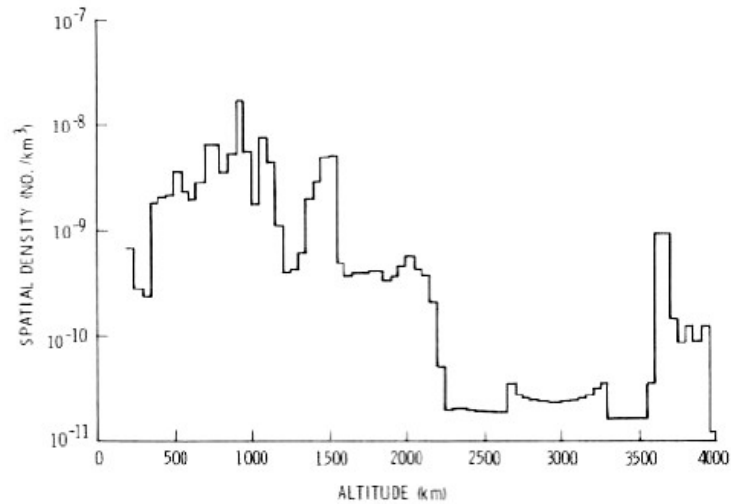


Fig. 1. Current distribution of satellites in earth orbit as observed by radar. A total of 3866 satellites are in the April 1976 catalog and are represented here.

$$\frac{dI}{dt} = S A \bar{V}_r = S 4 [m^2] 7 [km/s]$$

Po przecałowaniu dla wysokości od 150km do 4000 km otrzymano częstotliwość kolizji:

0.013 kolizji / rok

Skumulowana liczba zderzeń
pierwotnych przy założeniu
danego tempa przyrostu
liczby satelitów.

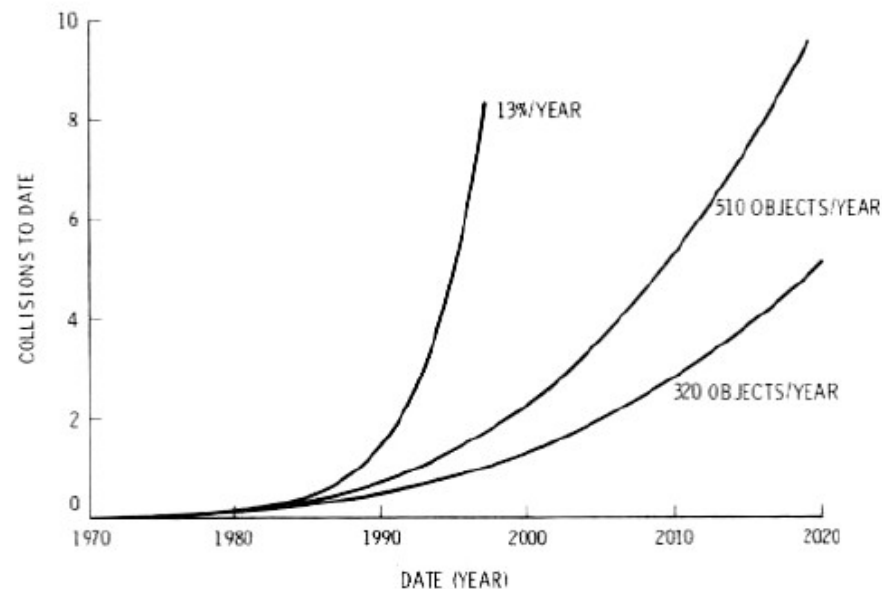


Fig. 4. Total collisions by the given date under various growth assumptions. The first collision is expected between 1989 and 1997.

20% satelitów zawiera 90% powierzchni przekroju wszystkich znanych satelitów.

Rozkład Pareta – rozkład prawdopodobieństwa, którego jeden z wariantów jest zgodny z tzw. zasadą Pareta: 20% przyczyn odpowiada za 80% skutków.

Przykładowo:

niewielki % najmasywniejszych meteorytów zawiera większość masy wszystkich,
niewielki % ludzi posiada większość bogactwa świata,
niewielki % ziaren piasku zawiera większość masy piasku,
niewielki % naukowców odpowiada za większość odkryć.

Hypervelocity = hiper prędkość = prędkość ponad 3 km/s

Zderzenie niekatastroficzne są wtedy gdy:

$$M_2 > \Gamma' M_1$$

Masa wyrzucona podczas zderzenia niekatastroficznego:

$$M_e = \Gamma M_1$$

M_1 – masa pocisku (obiektu o mniejszej masie),

M_2 – masa tarczy (ciała o większej masie),

M_e – masa wyrzucona po zderzeniu,

Γ – stosunek mas.



ESA 2013

TABLE 1. Hypervelocity Impact Parameters

Material	Γ'	Γ
Basalt	25,000	500
Glass	120,000	2,000
1100-0 aluminum	2,600	130
Spacecraft structure	>115*	115

Γ' is the minimum ratio of target mass to projectile mass causing catastrophic disruption at 10 km/s. Γ is the ratio of ejected mass to projectile mass in a noncatastrophic collision at 10 km/s.

*No tests have been performed to obtain this value. This lower limit follows from the definitions of Γ' and Γ .

Liczba fragmentów o masie co najmniej M stworzonych podczas zderzenia niekatastroficznego:

$$N = 0.8 (M / M_e)^{-0.8}$$

$$N = 0.8 (115 M_1 / M)^{0.8}$$

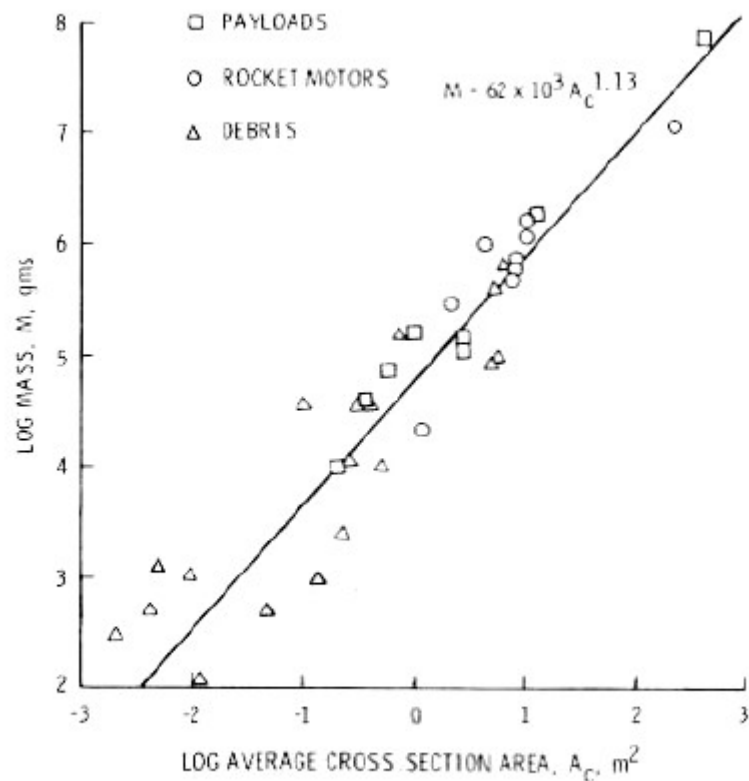


Fig. 5. Satellite mass versus average cross section.

Masy i „rozmiary” znanych satelitów, oraz szczątków z rozpadu rakiety Centaur D-IT w 1962r 52s po starcie.

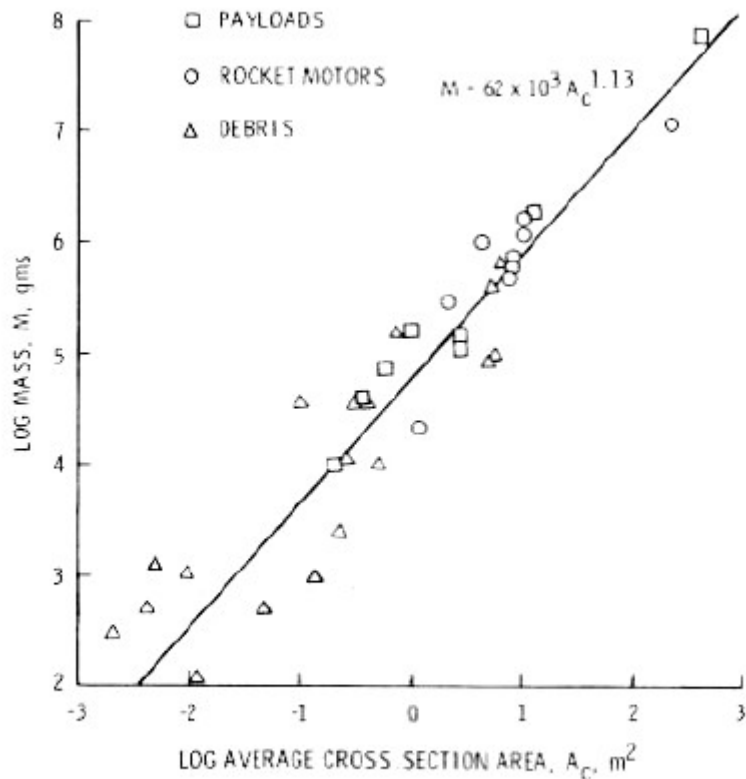


Fig. 5. Satellite mass versus average cross section.

Zależność pomiędzy masą a przekrojem poprzecznym sztucznych satelitów:

$$M [kg] = 62 A^{1.13} [m^2]$$

Wykładnik 1 oznaczałby puste w środku obiekty, wykładnik 1.5 obiekty o równomiernie rozłożonej w swoim wnętrzu masie.

To pozwoliło oszacować, że średnio podczas kolizji wyrzucane jest 600-900 kg masy.

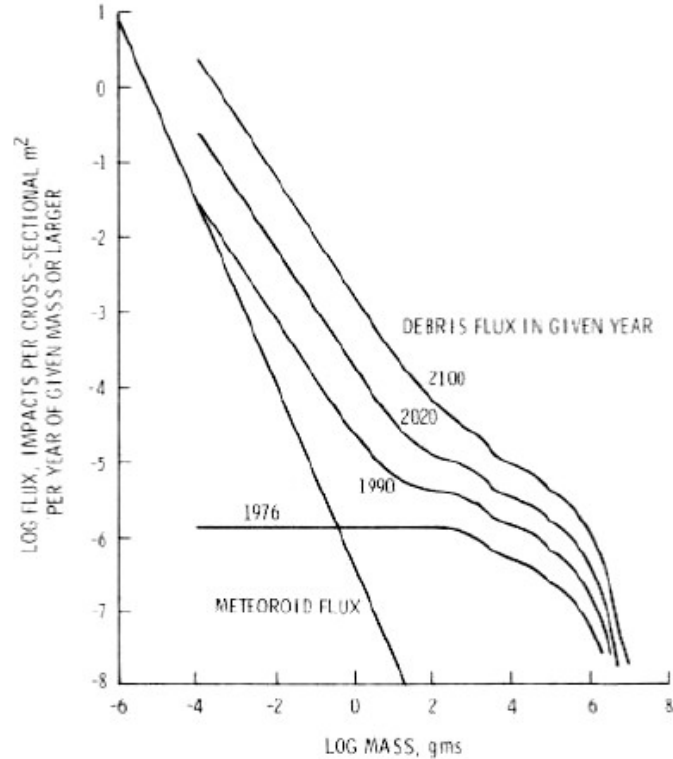


Fig. 6. Average debris flux between 700 and 1200 km; assumes that (1) the net satellite input rate is always 510/yr and (2) there is no atmospheric drag.

Strumień śmieci kosmicznych na wysokości 700-1200 km, na której zachodzi 77% zderzeń. Liczony na m² na rok.

Rozkład z 1976 jest płaski poniżej 200g gdyż brak tu danych.

Trzy przykładowe misje kosmiczne:

- bezzałogowy satelita 10 m^2 , zakładana średnia żywotność 10 lat (1 kolizja na 10 lat)
- załogowa stacja 100 m^2 , 1 rok misji, prawdopodobieństwo kolizji 0.01 (1 kolizja na 100 lat)
- załogowa stacja 10000 m^2 , 10 lat misji, prawdopodobieństwo kolizji 0.1 (1 kolizja na 100 lat)

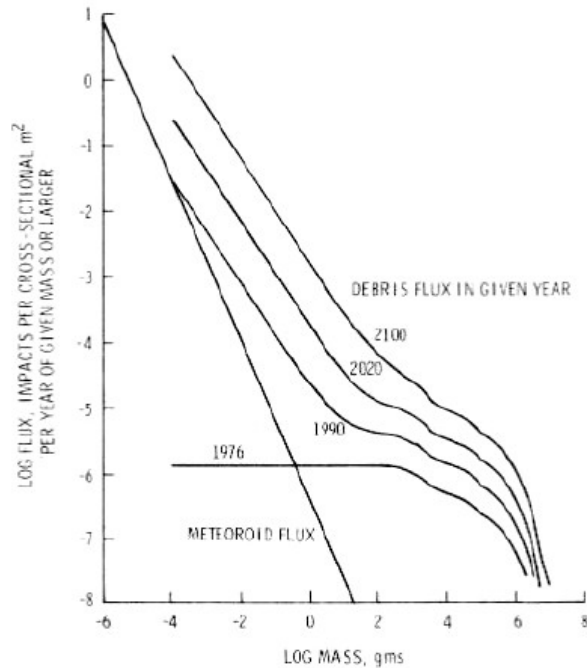


Fig. 6. Average debris flux between 700 and 1200 km; assumes that (1) the net satellite input rate is always 510/yr and (2) there is no atmospheric drag.

TABLE 2. Design Requirements for Three Hypothetical Missions

Mission Type	Unmanned	Skylab	Space Station
Design flux, impacts/ $\text{m}^2 \text{ yr}$	10^{-2}	10^{-4}	10^{-6}
Design meteoroid impact mass, g	2×10^{-4}	1×10^{-2}	4×10^{-1}
Year 2020, 1200-km altitude, debris design impact mass, g	1×10^{-2}	2.0	5×10^5
Altitude band where equilibrium debris flux exceeds meteoroid flux (assuming change to zero net satellite input after given year), km			
1980	none	750–1200	500–1200
2020	800–1200	550–1200	400–1500

Pierwsza stacja kosmiczna USA – Skylab (maj 1973 – luty 1974)



Dotychczas rozważane źródła obiektów orbitalnych:

- istniejąca znana populacja (uwzględnione)
- nowe starty (szacowane)
- zderzenia pierwotne niekatastroficzne (uwzględnione)

Nie rozważane źródła obiektów:

- zderzenia pierwotne katastroficzne (nieuwzględnione, ale nie tak istotne)
- zderzenia wtórne (nieuwzględnione, ale nie tak istotne)
- nieznane małe fragmenty (nieuwzględnione, ale nie tak istotne)

Nierozważane ujścia obiektów:

- atmosfera ziemską (najważniejsze)
- śmieciarki/deorbitacja (na razie sporadyczne)
- zderzenia wtórne tak częste, że zostaje tylko pył (skala czasu setek lat)

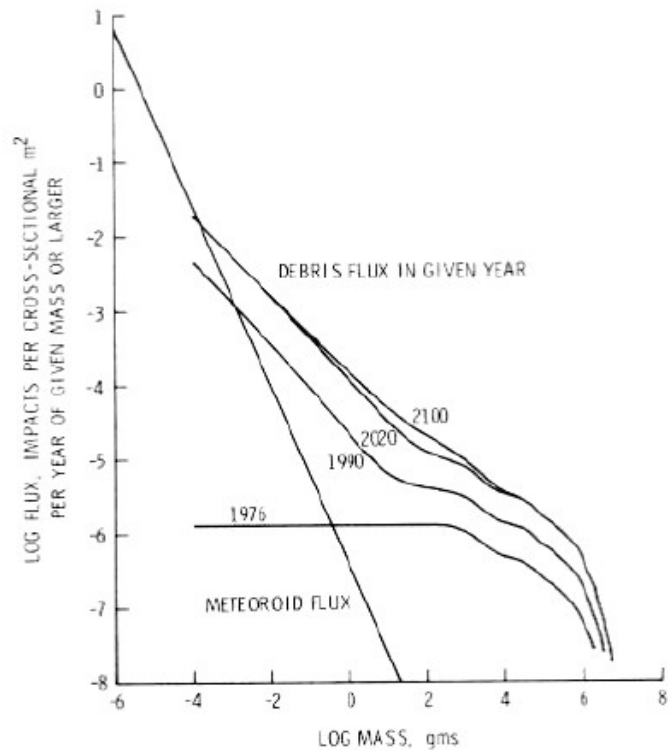


Fig. 9. Average debris flux at 800 km; assumes that the net satellite input rate changes from 510/yr to zero in the year 2020.

Strumień śmieci kosmicznych
na wysokości 800 km,
z uwzględnieniem oporu atmosfery
ziemskiej.
W roku 2020 osiągnany jest
stan stabilny.

Sfera o średnicy 2cm i masie 8.4g
na orbicie kołowej potrzebuje
by zmniejszyć orbitę o 100 km:

800km → 700km:	20-110 lat
1200km → 1100km:	100-2000 lat

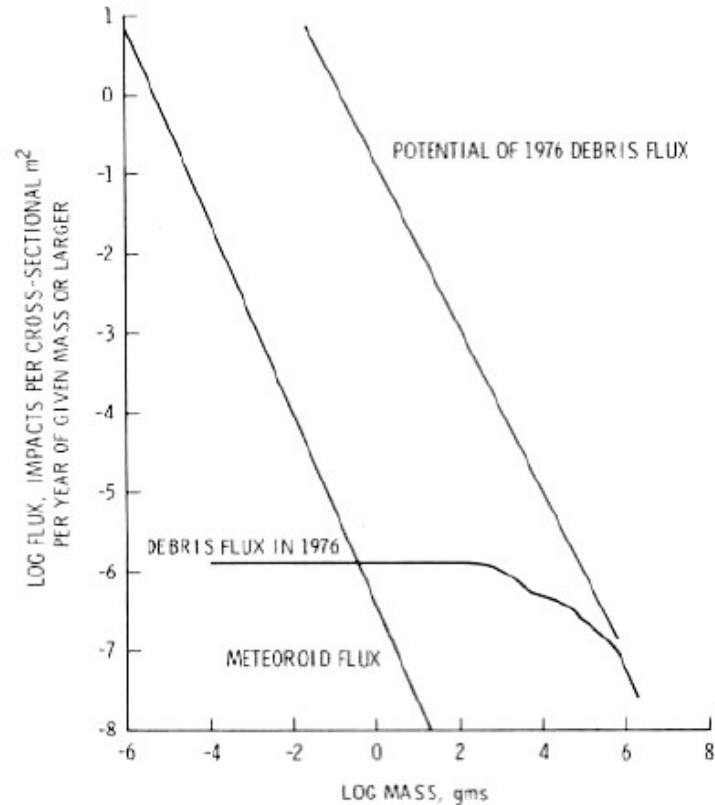


Fig. 12. Potential debris flux between 700 and 1200 km. Potential flux assumes that all satellites are fragmented into given mass.

Całkowita masa wszystkich satelitów wynosi $5 \cdot 10^8$ kg, więc liczba odłamków po fragmentacji każdego satelity wynosi:

$$N = 5.0 \cdot 10^8 M^{-1} [kg]$$

Wnioski:

1. Zderzenia zaczną produkować nowe odłamki do roku 2000.
2. Gdy to się zacznie strumień odłamków może szybko przewyższyć strumień meteoroidów.
3. W długim okresie czasu strumień (liczba) odłamków będzie wzrastał eksponencjalnie z czasem.
4. Procesy te są analogiczne do formowania pierścienia planetoid, ale odbywają się w znacznie krótszej skali czasowej.

Syndrom Kesslera = efekt Kesslera = zjawisko Kesslera