

Protection planétaire

Comment protéger la Terre des collisions avec les astéroïdes et comètes géo-croiseurs

Arts & Métiers - ISAE
Groupe Professionnel Aéronautique et Espace Paris
Paris, le 27 octobre 2014



Christophe Bonnal
Jean-Yves Prado - Thierry Martin
CNES

christophe.bonnal@cnes.fr



Identification de la problématique

Risques et conséquences

Typologie des Géocroiseurs

Actions potentielles

Quelques exemples de solutions

Exemple d'Apophis

Mission de démonstration

Questions éthiques – International

1. Identification de la problématique

Systeme solaire, petit rappel...



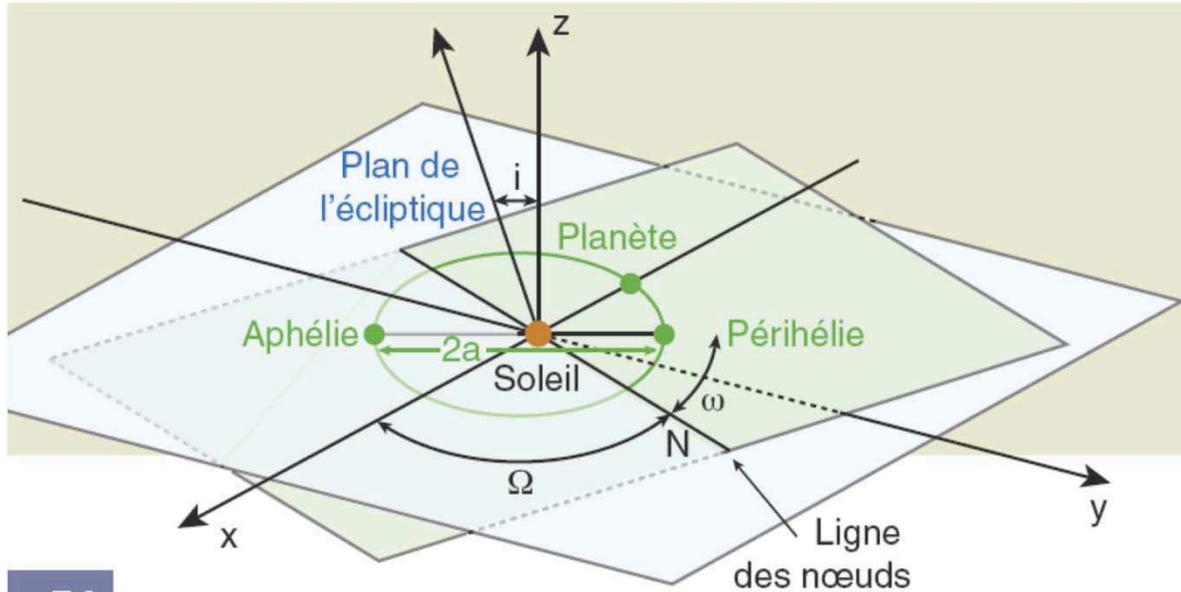
Distance Soleil – Terre = 1 UA = 1 Unité Astronomique = 150 Millions de km

Loi de Titius-Bode (1766) :	0	3	(x2)	6	12	24	48	96
+4	4	7		10	16	28	52	100
/10	0,4	0,7		1,0	1,6	2,8	5,2	10,0
Distances en UA	Mercury	Venus		Terre	Mars	?	Jupiter	Saturne

👉 **Recherche de la planète manquante : Découverte de Ceres (1801), puis Pallas, Junon, Vesta et progressivement de la ceinture d'astéroïdes**

1. Identification de la problématique

Orbite d'une planète, petit rappel...



Kepler (1605) :

« ...alors vous voyez, l'orbite d'une planète est elliptique »

« Qu'est ce qu'une orbite ? »

« Qu'est ce qu'une planète ? »

« Que veut dire elliptique ? »

- Le plan de l'écliptique est le plan d'évolution de la Terre autour du Soleil
- Les planètes et astéroïdes se déplacent dans des plans proches de l'écliptique
- L'angle formé par ces deux plans est appelé l'inclinaison i
- Les planètes et astéroïdes suivent des orbites elliptiques
- Le point le plus loin du Soleil s'appelle l'Aphélie
- Le point le plus près du Soleil s'appelle le Périhélie
- La distance Aphélie-Périhélie s'appelle le grand axe



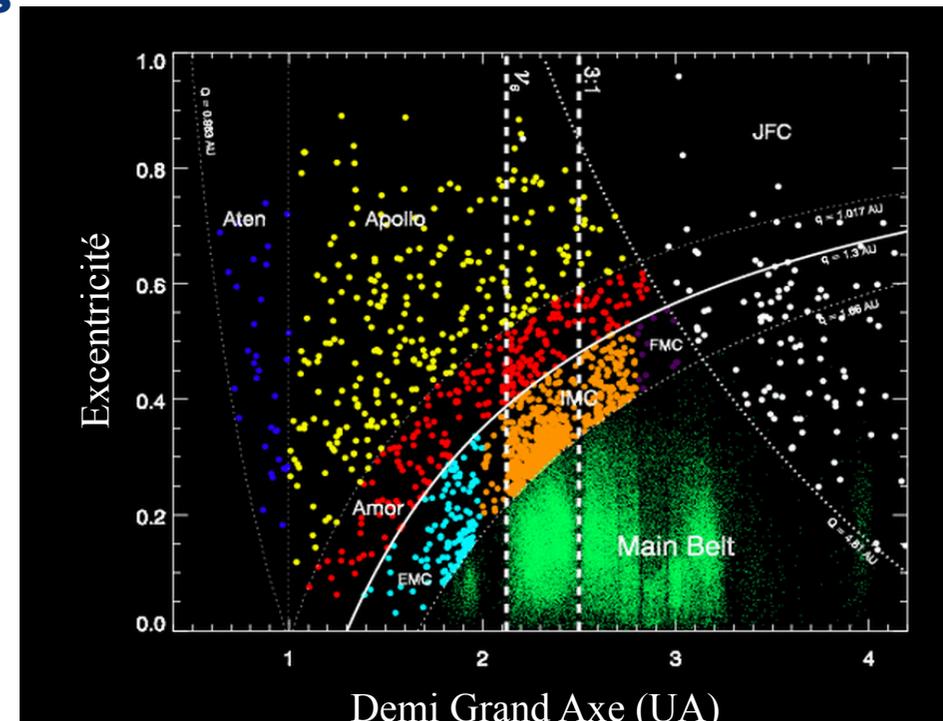
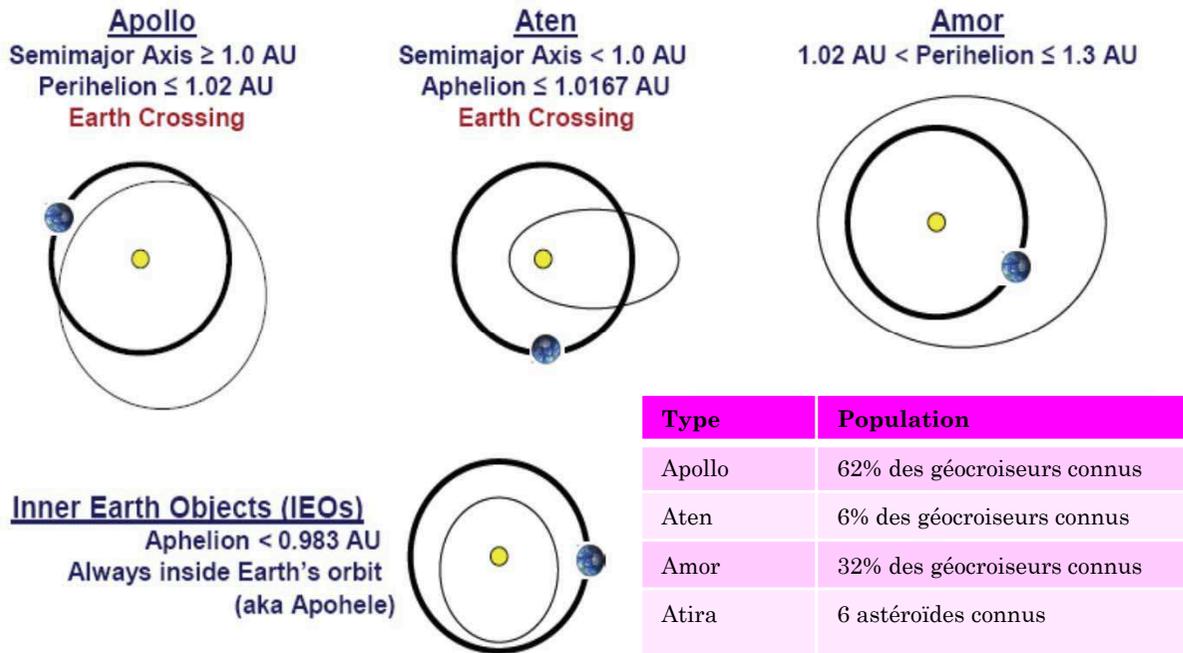
1. Identification de la problématique

De nombreux objets célestes, astéroïdes ou comètes, viennent fréquemment à proximité de la Terre

- Géocroiseurs : demi grand axe $< 1,3$ UA (\equiv Rayon $< 1,3$ Distance Soleil-Terre soit 195 Mkm)
- Astéroïde potentiellement dangereux : risque de collision
 - ↪ Combinaison demi grand axe – excentricité menant à une collision possible

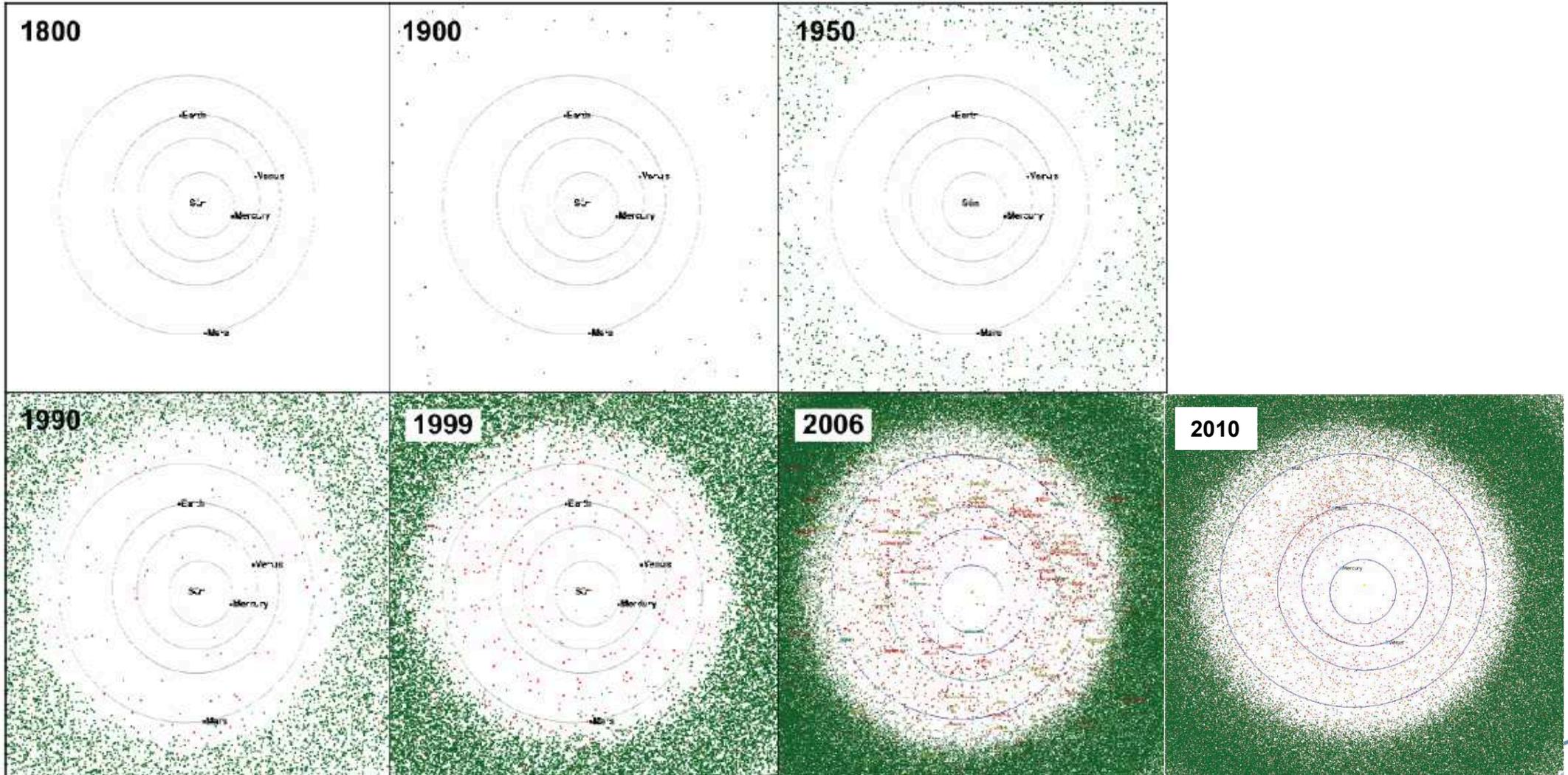
↪ 80 % Astéroïdes, 20 % Comètes

→ Classification des astéroïdes en 4 catégories



1. Identification de la problématique

Notre connaissance de ces objets évolue rapidement

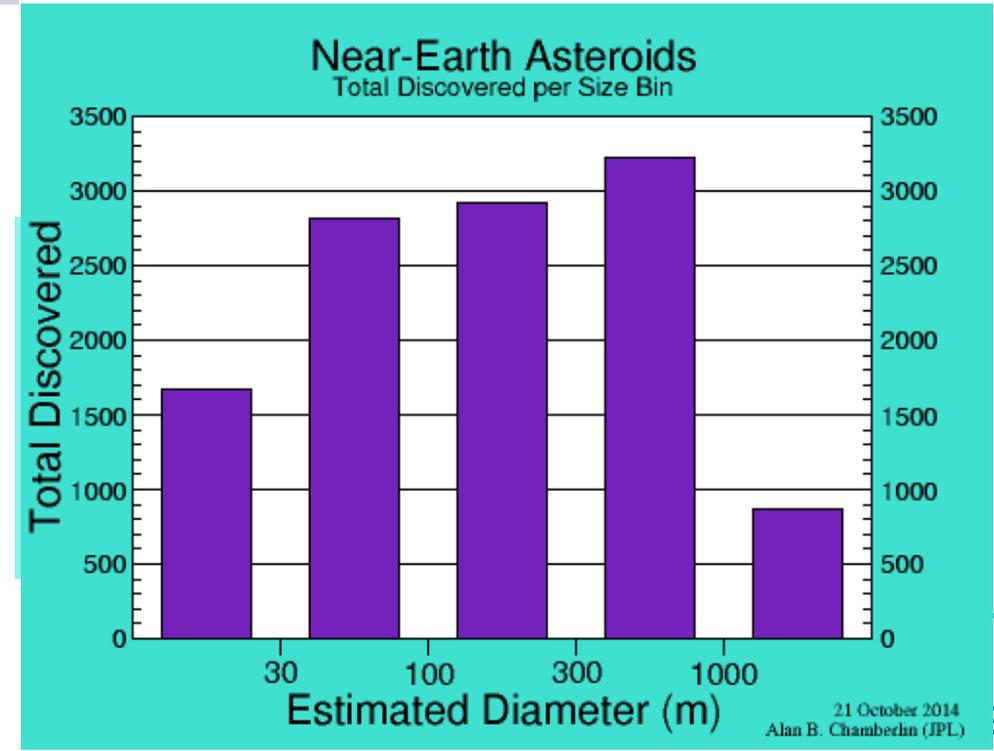
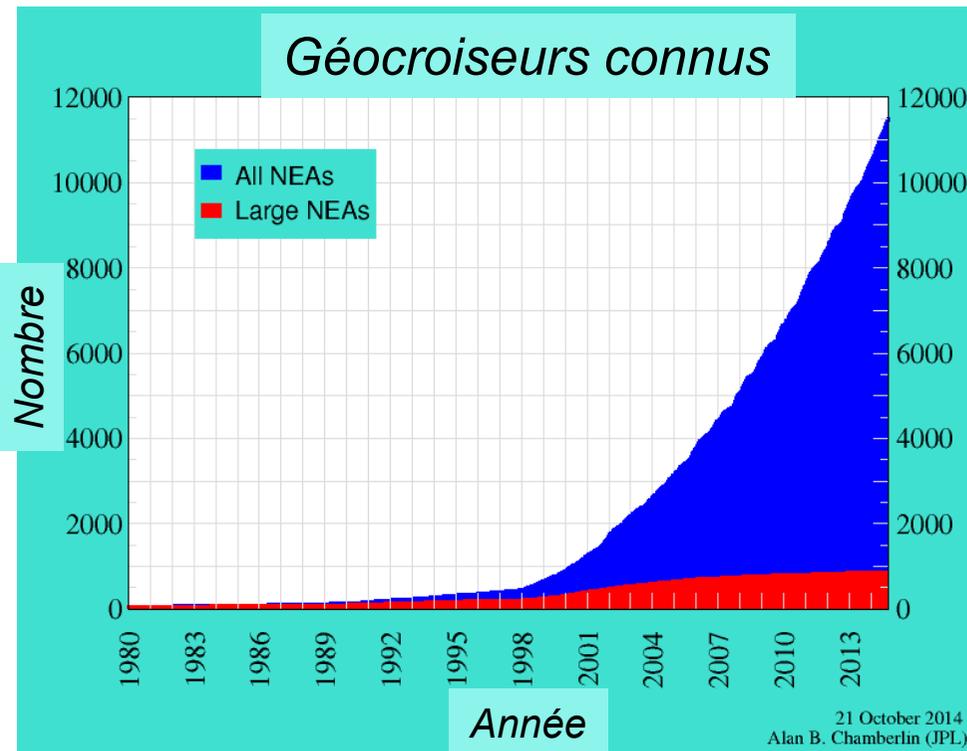


1. Identification de la problématique

Connaissance accrue avec les programmes récents d'observation

↩ Quelques programmes dédiés :

- Linear (USA) : 2 télescopes de 1 m
 - Neat, LONEOS, Catalina...
- ⇒ Limite actuelle de détection systématique ≈ 1 km



Connaissance accrue avec les programmes récents d'observation

↪ Environ 100.000 astéroïdes ont un nom !

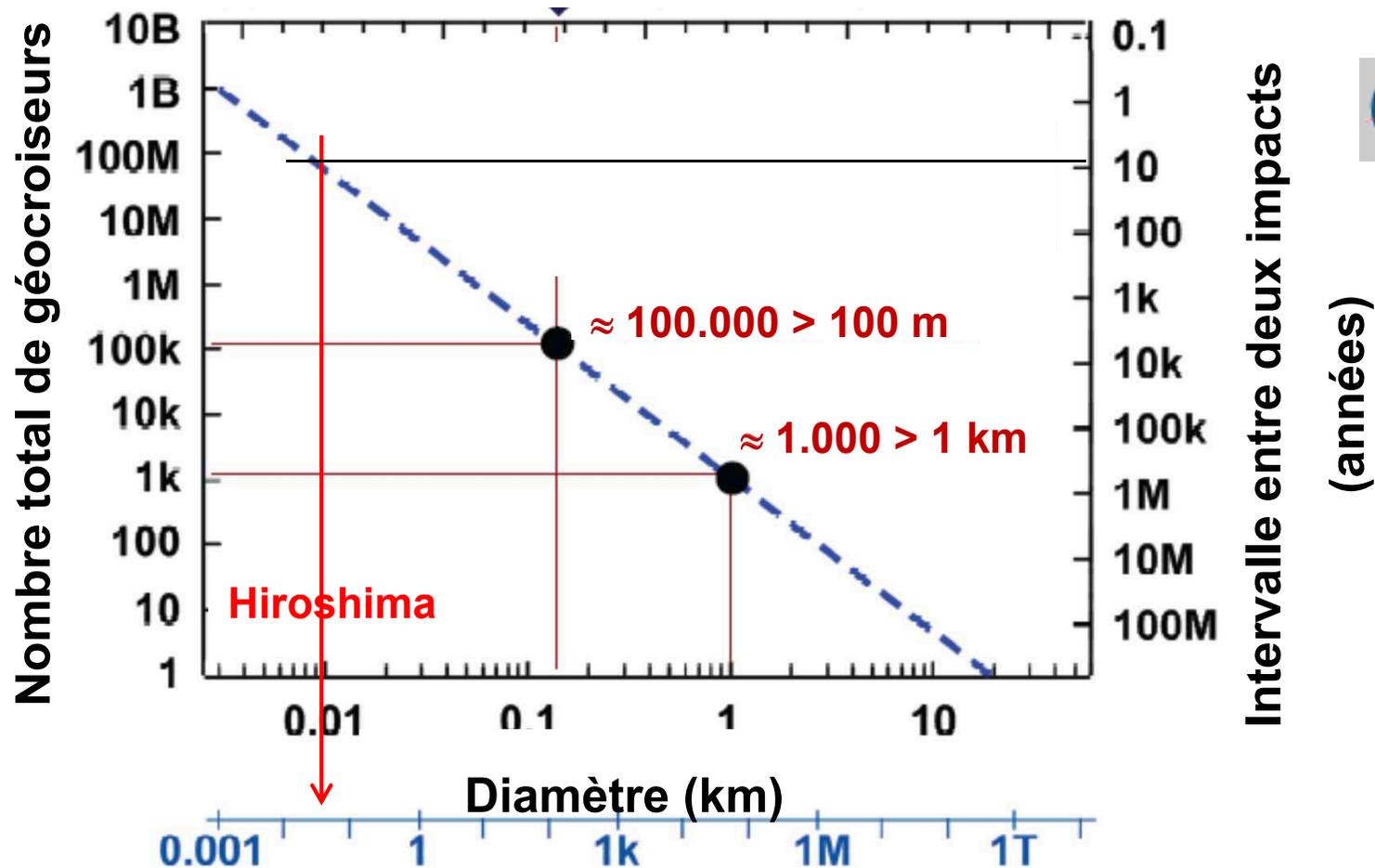
⇒ 11.622 Géocroiseurs connus, dont 1.463 potentiellement dangereux !

Taille	Connus	Estimés
< 30 m	1.500	> 8 Millions
30 – 100 m	2.500	1 Million
100 – 300 m	2.700	100.000
300 – 1000 m	3.100	15.000
> 1000 m	911 ± 17	981 ± 19

2. Risques et Conséquences

Nombre, donc probabilité d'impact, décroissant avec la taille
Conséquence, énergie d'impact, croissante avec la taille

Energie cinétique, petit rappel... $E = \frac{1}{2}.M.V^2$

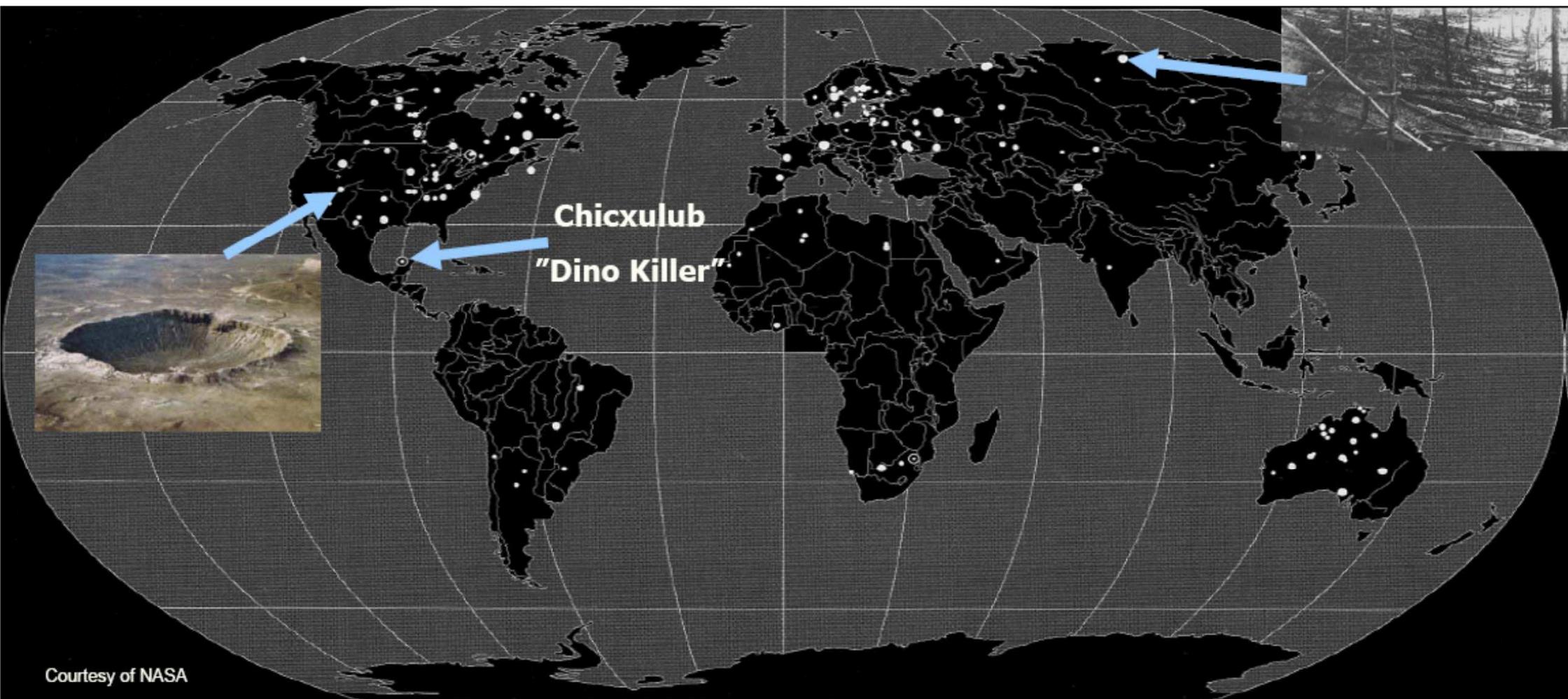


Energie d'impact (Méga Tonne TNT)

2. Risques et Conséquences

Quelques exemples :

- Traces visibles : Plus de 140 impacts identifiés sur Terre



Courtesy of NASA

2. Risques et Conséquences

Quelques exemples :

- Très petit : Nombreux exemples → Pas de victimes

↪ Taille < 10 m, Fréquence 1 par an à 1 par semaine

Record meteorite hit Norway

As Wednesday morning dawned, northern Norway was hit with an impact comparable to the atomic bomb used on Hiroshima. At around 2:05 a.m. on Wednesday, residents of the northern part of Troms and the western areas of Finnmark could clearly see a ball of fire taking several seconds to travel across the sky.

A few minutes later an impact could be heard and geophysics and seismology research foundation NORBAR registered a powerful sound and seismic disturbances at 02:13.25 a.m. at their station in Karasjok.

Farmer Peter Bruvold was out on his farm in Lyngseldet with a camera because his mare Virika was about to foal for the first time.

"I saw a brilliant flash of light in the sky, and this became a light with a tail of smoke," Bruvold told Aftenposten.no. He photographed the object and then continued to tend to his animals when he heard an enormous crash.

"I heard the bang seven minutes later. It sounded like when you set off a solid charge of dynamite a kilometer (0.62 miles) away," Bruvold said.

Astronomers were excited by the news.

"There were ground tremors, a house shook and a curtain was blown into the house," Norway's best known astronomer Knut Jørgen Røed Ødegaard told Aftenposten.no.

Røed Ødegaard said the meteorite was visible to an area of several hundred kilometers despite the brightness of the midnight sunlit summer sky. The meteorite hit a mountainside in Reisdalen in North Troms.

"This is simply exceptional. I cannot imagine that we have had such a powerful meteorite impact in Norway in modern



Peter Bruvold witnessed the meteorite streaking across the night sky.
PHOTO: PETER BRUVOLD



The map shows the meteorite's direction of fall (the arrow) and the possible impact area over Troms and Finnmark counties.

RELATED STORIES:
[Astronomers track down for meteorite hit](#) - 15.06.2008

Energie d'impact comparable à Hiroshima

□ "From 1975 to 1992, nuclear detonation detecting satellites recorded 136 atmospheric blasts in the megatons-of-TNT range." *Airpower Journal, Summer 1997*

Météorite de Sikhote-Aline (12 février 1947)

- Sidérite de 6 à 7 m de diamètre à 14 km/s
- Energie 10 à 20 kt TNT ≡ Hiroshima
- Plus de 20 tonnes récupérés au sol

Météorite des Sulawesi (8 octobre 2009)

- Environ 5 à 10 m de diamètre à 20 km/s
- Energie 50 kt TNT ≡ 3 Hiroshima
- 1 victime (à confirmer)

Etc...

2. Risques et Conséquences

Quelques exemples :

- Petit : Quelques exemples → Rares victimes

↪ Taille 10 à 50 m, Fréquence 1 par siècle

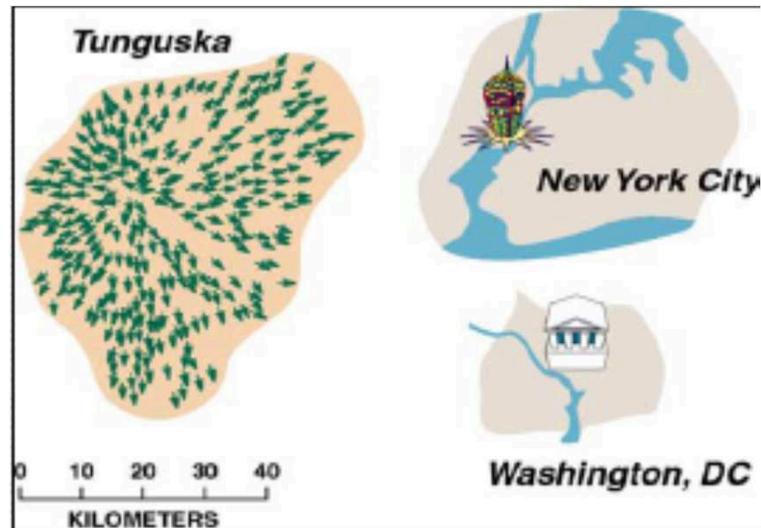
. Meteor Crater (USA)

→ 45 m de diamètre ⇒ Cratère de 1,2 km de diamètre

. Tunguska (Sibérie 1908)

→ Explosion d'un objet de 25 m à 60 km d'altitude

⇒ 10 à 15 Mt TNT, 2000 km² détruits, 2 morts



2. Risques et Conséquences

Quelques exemples :

- Petit : Quelques exemples → Rares victimes

↳ Taille 10 à 50 m, Fréquence 1 par siècle (suite)

. Météorite de Tcheliabinsk (Russie) le 15 février 2013

→ Environ 15 m de diamètre \equiv 7.000 tonnes à 18 km/s \equiv 65.000 km/h

↳ Energie cinétique 10^{15} J \equiv 300.000 tonnes TNT \equiv 20 fois Hiroshima

↳ 1.600 blessés, 100.000 m² de vitres brisées

En même temps que le frôlement de 2012-DA14



Tcheliabinsk



Simulation Boslough

2. Risques et Conséquences

Quelques exemples :

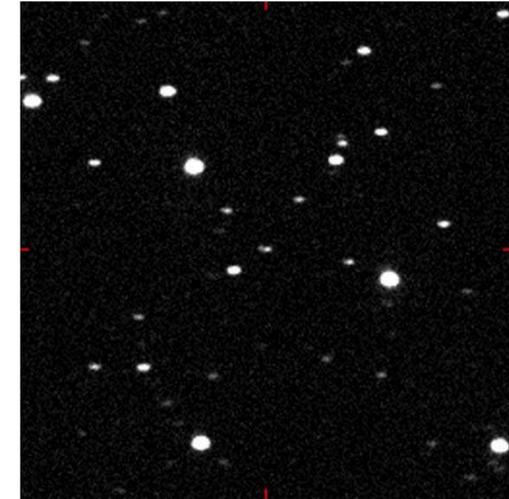
- Moyen : Quelques exemples

↪ Taille > 50 m : pas d'impact récent enregistré

↪ Nombreux « frôlements »

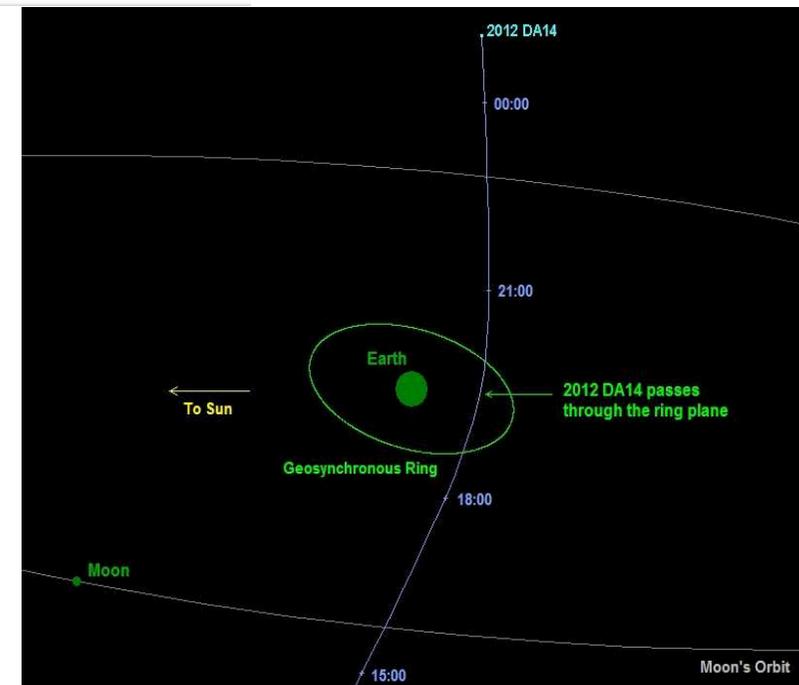
□ **March 1992:** 170-300 m comet passed within 20,000 km (~1 Earth diameter) of Earth. KE content estimated at **15000 MT** of TNT

□ **July 24, 2002:** "An asteroid discovered just weeks ago has become the most threatening object yet detected in space. A preliminary orbit suggests that 2002 NT7 is on an impact course with Earth and could strike the planet on 1 February, 2019 - although the uncertainties are large." *BBC News*



Astéroïde 2012-DA14 (15 février 2013)

- Géocroiseur de 45 m de diamètre à 7,8 km/s
 - ↪ 135.000 tonnes à 28.000 km/h
- Passage à 28.160 km de la Terre, au dessus de l'Indonésie
- Découvert en février 2012 seulement !
- Modification de l'orbite par l'influence de l'attraction terrestre
 - ↪ Période : 368 j → 317 j



2. Risques et Conséquences

Quelques exemples :

- Très gros : Chicxulub → Extinction des dinosaures, impact KT
(Yucatan, 65 Million d'années)

↪ Taille > 10 km, Fréquence 100 Millions d'années

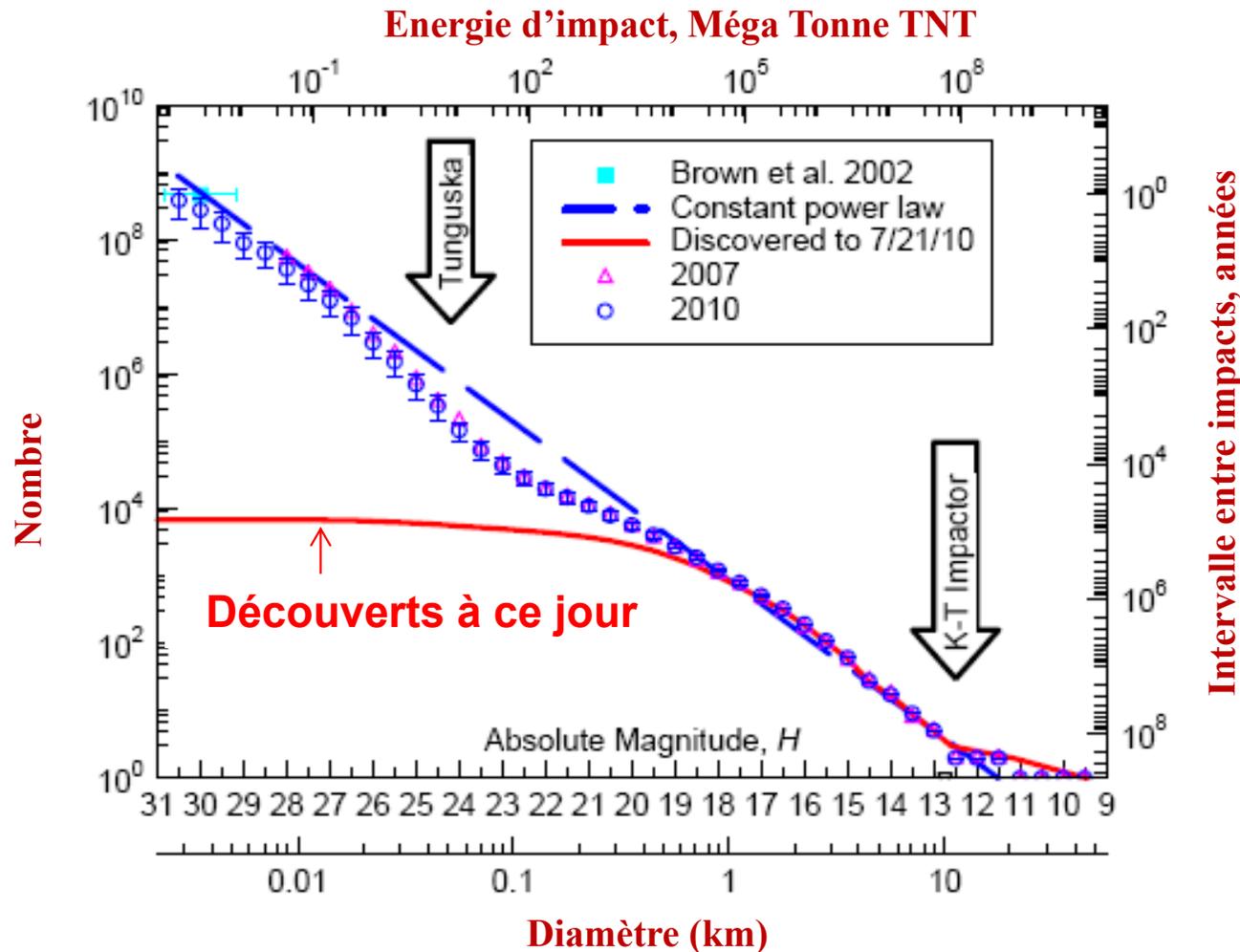


*Dieu au stand de lancement d'astéroïdes :
« Je pense que je vais donner une nouvelle
chance aux dinosaures... »*

2. Risques et Conséquences

Problème de détectabilité :

- Difficultés actuelles pour détecter les géocroiseurs de moins de 300 m



Programme US actuel pour détecter tout objet > 140 m

⇒ **Objectif > 90 % d'ici 2020**

2. Risques et Conséquences

Relation Taille – Nombre de victimes - Fréquence

Type d'évènement	Diamètre	Nombre de victimes	Intervalle d'impact (années)
Fragmentation à haute altitude	< 50 m	≈ 0	Annuel
Type Tunguska	> 50 m	≈ 5.000	200-500
Régional	> 140 m	≈ 50.000	5.000
Supra-régional	> 300 m	≈ 500.000	25.000
Sub-global	> 600 m	> 5 Millions	70.000
Global	> 1 km	> 1 Milliard	1 million
Supra-global	> 5 km	> 2 Milliards	6 millions
Extinction globale	> 10 km	> 7 Milliards...	100 millions

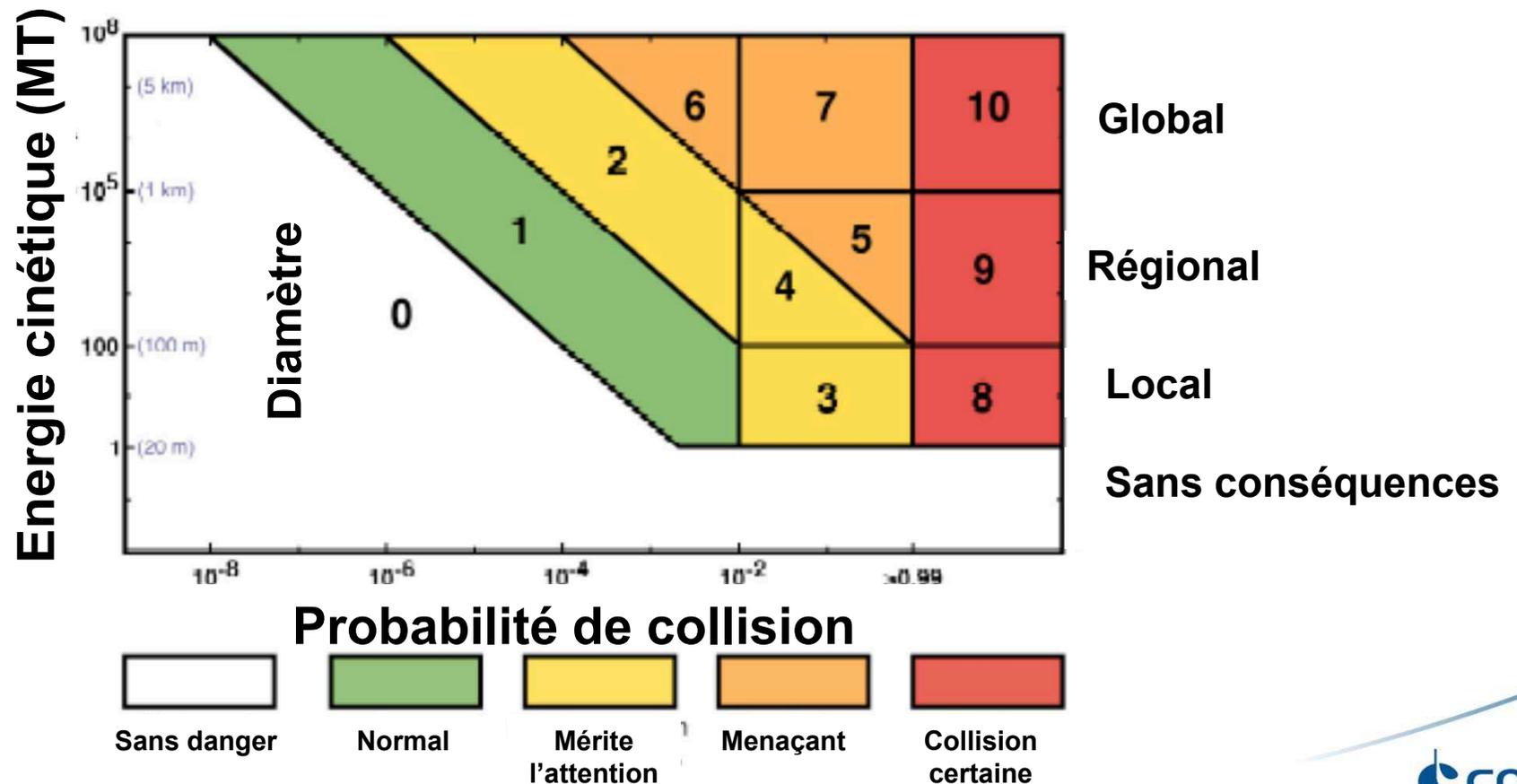
**Principale zone d'intérêt pour nous : 50 à 300 m
(détectable et pas trop peu fréquent)**

2. Risques et Conséquences

Échelle de Turin (NASA) :

- ↳ Approche « Analyse de Risques » classique
 - ⇒ Combinaison probabilité – conséquence
 - ⇒ Conséquence = Energie cinétique (masse, vitesse)

L'échelle de Turin



2. Risques et Conséquences

Échelle de Turin (NASA) :

↳ **Aucun objet supérieur à Niveau 0 aujourd'hui, mais seuls 20% d'objets > 300 m identifiés à ce jour ! (extrait du catalogue NASA sur la toile)**

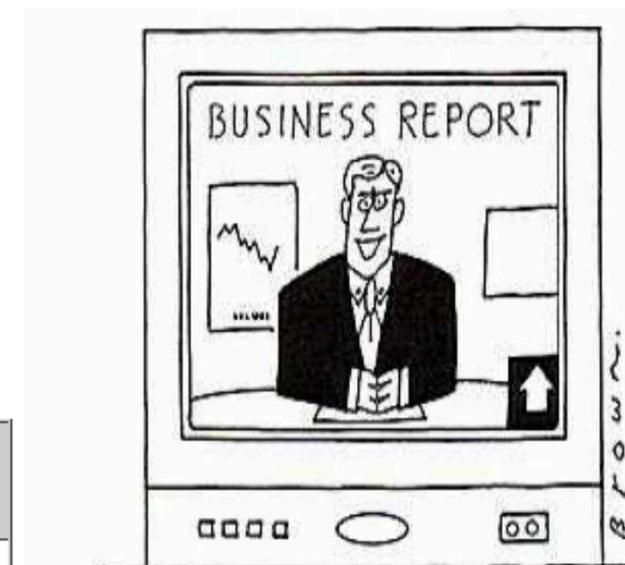


Objets observés récemment

Object Designation	Year Range	Potential Impacts	Impact Prob. (cum.)	V_{∞} (km/s)	H (mag)	Est. Diam. (km)	Palermo Scale (cum.)	Palermo Scale (max.)	Torino Scale (max.)
2013 XK22	2101-2114	2	3.7e-05	6.90	24.2	0.049	-4.43	-4.43	0
2014 QC391	2078-2114	32	5.8e-05	7.61	27.5	0.011	-5.78	-6.19	0
2014 QF33	2076-2086	3	1.8e-07	23.29	23.7	0.060	-5.94	-6.08	0
2014 SR261	2058-2111	8	4.6e-06	15.27	26.8	0.015	-6.09	-6.18	0

Objets non observés récemment

Object Designation	Year Range	Potential Impacts	Impact Prob. (cum.)	V_{∞} (km/s)	H (mag)	Est. Diam. (km)	Palermo Scale (cum.)	Palermo Scale (max.)	Torino Scale (max.)
410777 (2009 FD)	2185-2196	5	2.9e-03	15.87	22.1	0.470	-0.40	-0.44	(*)
101955 Bennu (1999 RQ36)	2175-2199	78	3.7e-04	5.99	20.2	0.490	-1.71	-2.32	(*)
29075 (1950 DA)	2880-2880	1	5.0e-05	14.10	17.6	1.300	-1.81	-1.81	(*)
2007 VE191	2015-2026	2	1.6e-05	16.91	23.7	0.063	-2.47	-2.47	0
2001 VB	2023-2037	3	1.4e-07	35.49	18.3	0.749	-2.69	-2.77	0
2001 QJ96	2044-2053	8	3.0e-05	24.99	22.2	0.121	-2.70	-2.74	0
1979 XB	2056-2113	4	9.7e-07	23.62	18.6	0.656	-2.76	-3.08	0
1994 WR12	2054-2113	125	9.9e-05	9.69	22.1	0.130	-2.83	-3.61	0
2007 FTJ	2010-2110	105	1.1e-06	15.00	20.0	0.240	-2.88	-3.27	0



« En raison d'un changement d'orbite, l'astéroïde géant qui devait nous impacter aujourd'hui n'est plus attendu avant Lundi. Les marchés ont réagi favorablement à cette nouvelle... »

2. Risques et Conséquences

Approches et frôlement très fréquents :

↳ Passage quasi-quotidien d'un objet de plus de 20 m à une distance inférieure à 50 fois la distance Terre - Lune (LD)



Observations récentes

RECENT CLOSE APPROACHES TO EARTH

1 AU = ~150 million kilometers
1 LD = Lunar Distance = ~384,000 kilometers

Object Name	Close Approach Date	CA Distance* (AU)	CA Distance* (LD)	Estimated Diameter**	H (mag)	Relative Velocity (km/s)
(2014 UR34)	2014-Oct-22	0.0210	8.2	28 m - 63 m	24.9	12.22
(2014 TT35)	2014-Oct-22	0.0177	6.9	16 m - 37 m	26.0	10.68
(2014 RQ17)	2014-Oct-22	0.0305	11.9	92 m - 210 m	22.3	6.40
(2014 TP57)	2014-Oct-22	0.0211	8.2	14 m - 32 m	26.3	5.71
(2014 UA8)	2014-Oct-23	0.0208	8.1	23 m - 51 m	25.3	12.27
(2014 SX141)	2014-Oct-24	0.1887	73.4	80 m - 180 m	22.6	4.11
(2014 SC324)	2014-Oct-24	0.0038	1.5	40 m - 90 m	24.1	9.89
(2014 SP260)	2014-Oct-25	0.1612	62.7	51 m - 110 m	23.6	5.45
(2014 UU33)	2014-Oct-25	0.0176	6.9	25 m - 56 m	25.1	19.72
(2014 UF8)	2014-Oct-25	0.0458	17.8	23 m - 52 m	25.3	7.64

Prévisions à court terme

UPCOMING CLOSE APPROACHES TO EARTH

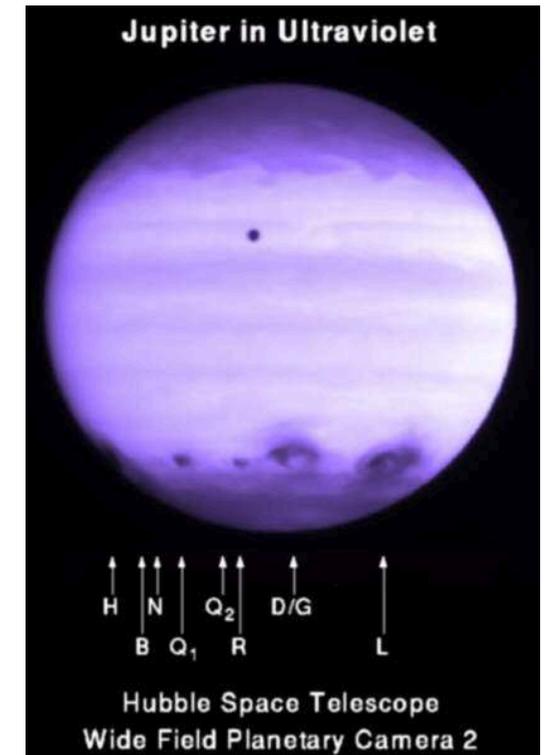
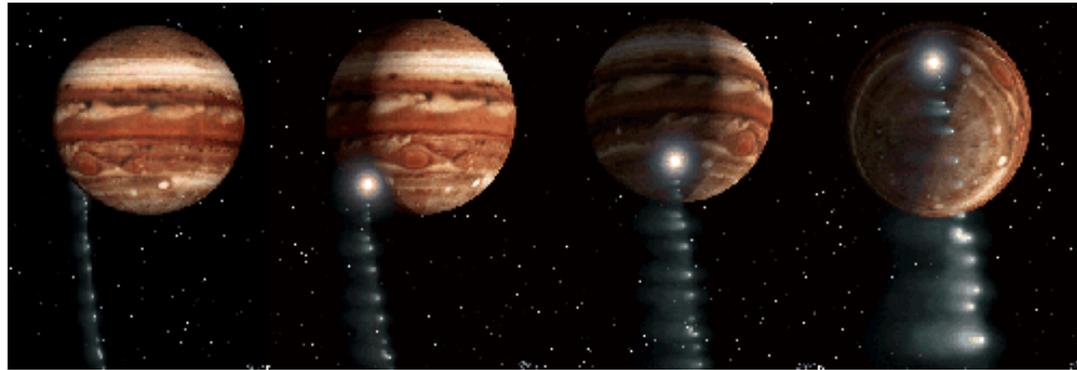
1 AU = ~150 million kilometers
1 LD = Lunar Distance = ~384,000 kilometers

Object Name	Close Approach Date	CA Distance* (AU)	CA Distance* (LD)	Estimated Diameter**	H (mag)	Relative Velocity (km/s)
(2014 UZ32)	2014-Oct-26	0.1125	43.8	57 m - 130 m	23.4	11.05
(2014 UF56)	2014-Oct-27	0.0011	0.4	9.0 m - 20 m	27.4	12.09
(2009 TD8)	2014-Oct-27	0.0275	10.7	11 m - 25 m	26.9	6.97
(2014 UG5)	2014-Oct-28	0.0734	28.6	48 m - 110 m	23.7	9.54
(2014 SR260)	2014-Oct-28	0.1935	75.3	64 m - 140 m	23.1	6.42
36017 (1999 ND43)	2014-Oct-29	0.1526	59.4	380 m - 860 m	19.2	6.05
(2011 HF)	2014-Oct-30	0.1573	61.2	220 m - 490 m	20.4	10.67
(2014 UU34)	2014-Oct-30	0.1706	66.4	61 m - 140 m	23.2	3.86
363505 (2003 UC20)	2014-Oct-31	0.1348	52.4	640 m - 1.4 km	18.1	12.26
(2014 US34)	2014-Nov-01	0.0550	21.4	23 m - 52 m	25.3	10.69
(2014 TL17)	2014-Nov-01	0.0501	19.5	73 m - 160 m	22.8	8.74
(2014 SJ142)	2014-Nov-02	0.1197	46.6	61 m - 140 m	23.2	9.92
(1987 WC)	2014-Nov-03	0.1249	48.6	310 m - 680 m	19.7	10.01
(2012 CO46)	2014-Nov-05	0.1349	52.5	80 m - 180 m	22.6	3.62
163818 (2003 RX7)	2014-Nov-06	0.1573	61.2	560 m - 1.2 km	18.4	15.17
(2014 UO33)	2014-Nov-06	0.1694	65.9	100 m - 230 m	22.1	9.07
(2014 TJ33)	2014-Nov-07	0.0403	15.7	70 m - 160 m	22.9	10.86
(2014 MO67)	2014-Nov-07	0.1292	50.3	250 m - 570 m	20.1	10.35

2. Risques et Conséquences

Impact sur d'autres planètes :

- La Terre n'est bien sûr pas la seule planète menacée
- Impact de la comète Shoemaker-Lévy 9 sur Jupiter en Juillet 1994



- Impact récent sur Mars et frôlement il y a dix jours...

Exemple en 2012

Cratère 30 m

Image NASA-JPL MRO



3. Typologie des Géocroiseurs

Bestiaire très varié !

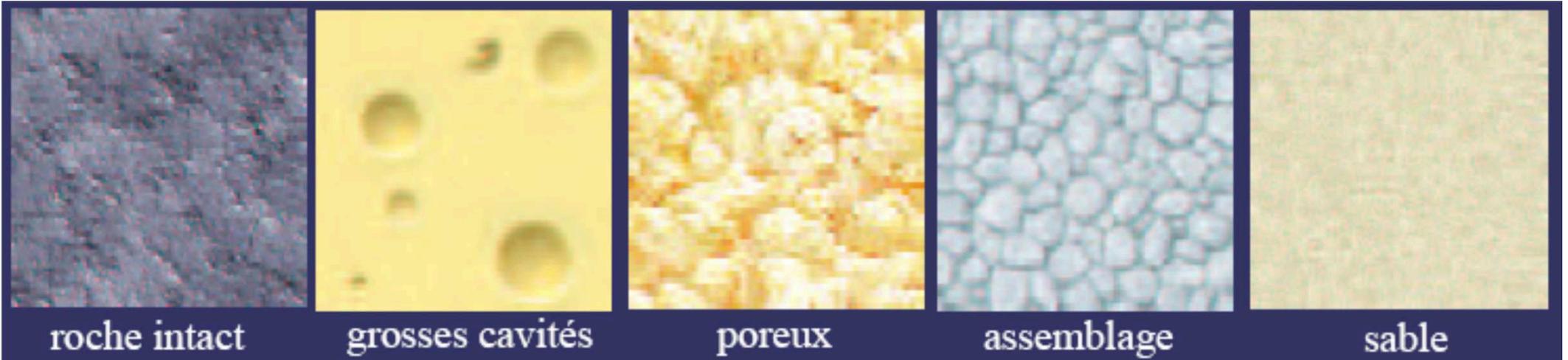
La structure interne d'un astéroïde ou d'une comète a une forte influence sur sa cohésion et sa densité, donc sur sa masse.

Albedo = Pouvoir réfléchissant*

Type S: semblables à des chondrites ordinaires ; albedo* élevé,
densité moyenne = 2500 kg/m^3

Type C: semblables à des chondrites carbonées ; albedo élevé,
densité moyenne = 1200 kg/m^3

Comètes : densités potentiellement bien plus faibles – 67P $\approx 400 \text{ kg/m}^3$



↪ Les solutions de protection dépendent fortement de la nature des objets

3. Typologie des Géocroiseurs

Quelques exemples (*pas géocroiseurs !*) :

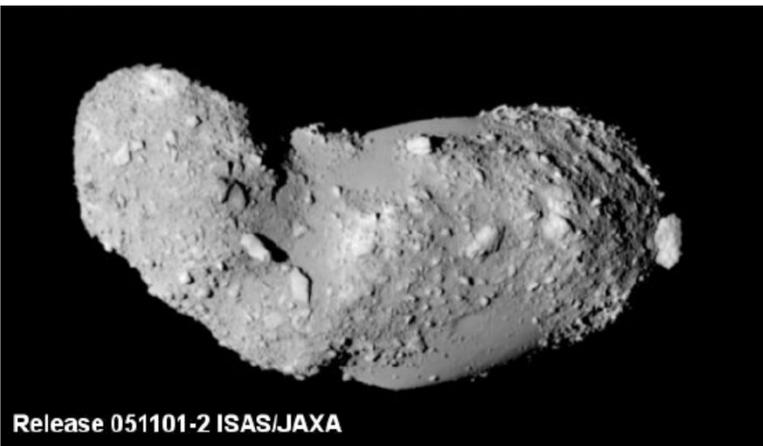


Figure 3-5: Asteroid Itokawa imaged by the Hayabusa spacecraft (Credit and Copyright: ISAS/JAXA)

Itokawa = Assemblage
Densité 2,6



Figure 3-6: Close-up image of Itokawa prior to landing (Credit and Copyright: ISAS/JAXA)



Mathilde = Poreux
Densité 1,3

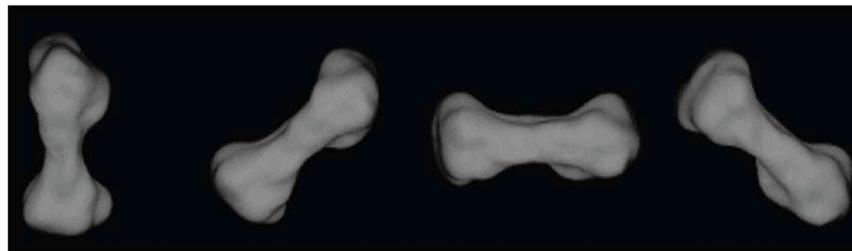


Figure 69. Radar Observations of Asteroid (216) Kleopatra

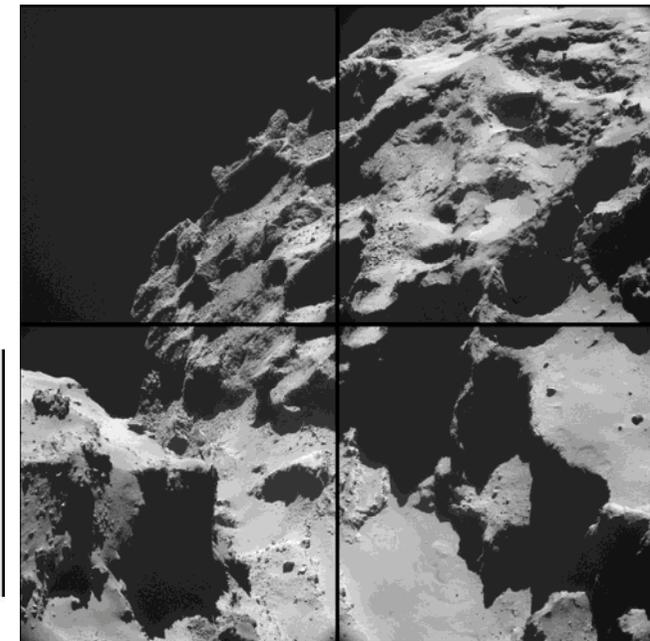
Cléopâtre = Osseux

Crédit : Steve Ostro - JPL



Figure 3-7: The asteroid Eros (Credit: NEAR Project, JHU APL, NASA)

Eros = Fracturé
Densité 2,5



67P = Assemblage ?

Crédit : ESA Densité 0,4 

4. Actions potentielles

Déviations : approche simpliste pour ordres de grandeur

ΔV^* = *Incrément de vitesse*

- *Un ΔV appliqué à l'Aphélie augmente le Périhélie*
- *Et vice versa...*

Exemple :

ΔV^* **appliqué :**

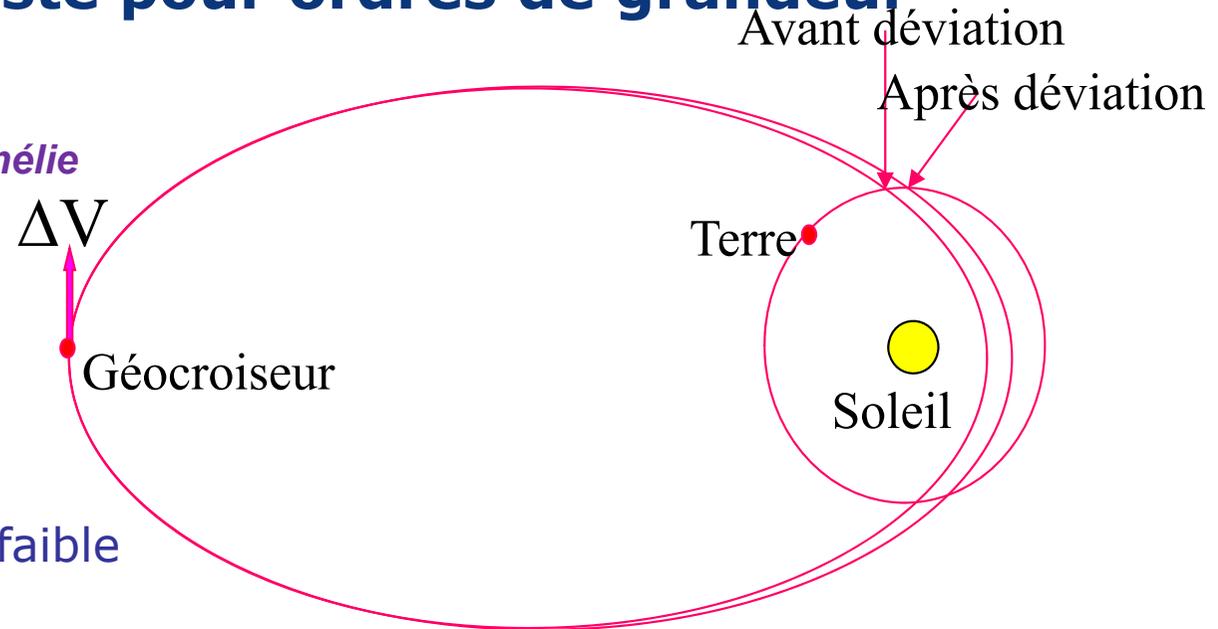
- . Impulsionnel à l'aphélie ou
- . Intégration longue d'une accélération faible

Critère d'évitement de la Terre :

- . Par exemple, évitement de 10 diamètres Terrestres (127.000 km)
(en réalité, plus complexe : probabilité de collision < seuil)

Déviations = combinaison de :

- . Modification des paramètres orbitaux (distances)
- . Modification des dates de passage (temps) en tenant compte du déplacement de la Terre autour du Soleil (30 km/s)



4. Actions potentielles

Déviations : approche simpliste pour ordres de grandeur

Exemple :

Géocroiseur : Aphélie = 10 UA
Périhélie = 0,5 UA \Rightarrow Période 12 ans

ΔV appliqué : 1 m/s en impulsif à l'Aphélie

. Faible modification du Périhélie : + 54.000 km

. Retard de passage à 1 UA : + 9.760 s = 2,7 heures \cong +292.800 km

\hookrightarrow Déviation résultante : 23 Diamètres Terrestres



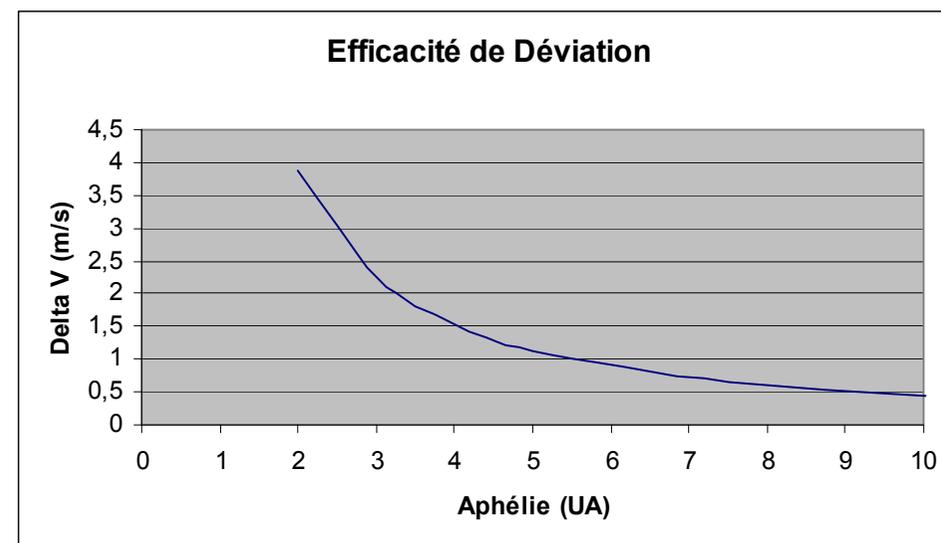
Crédit : ESA

Critère d'évitement :

10 Diamètres Terrestres

$\hookrightarrow \Delta V$ requis \cong 0,5 m/s

Nota : le ΔV croit très fortement quand l'Aphélie diminue !



4. Actions potentielles

Déviations : approche simpliste pour ordres de grandeur

Exemples : Ordres de grandeurs correspondants, 3 cas de calcul :

1. Petit géocroiseur 50 m, ΔV faible : 0,2 m/s

⇒ Masse : 165.000 t

Technologie : Ergols stockables (Isp 330 s)

↳ Masse d'ergols 10 t (EPS)

2. Moyen géocroiseur 100 m, ΔV moyen : 0,5 m/s

⇒ Masse : 1.300.000 t

Technologie : Ergols Cryogéniques (Isp 470 s)

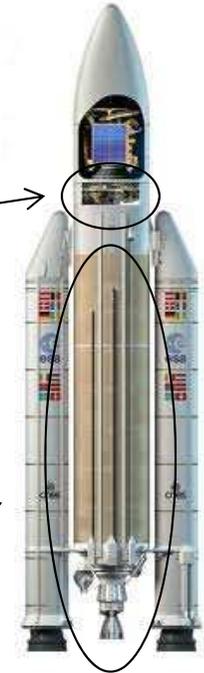
↳ Masse d'ergols 140 t (EPC)

3. Gros géocroiseur 200 m, ΔV notable : 1 m/s

⇒ Masse : 10.500.000 t

Technologie : Propulsion Nucléo-électrique (Isp 3.000 s)

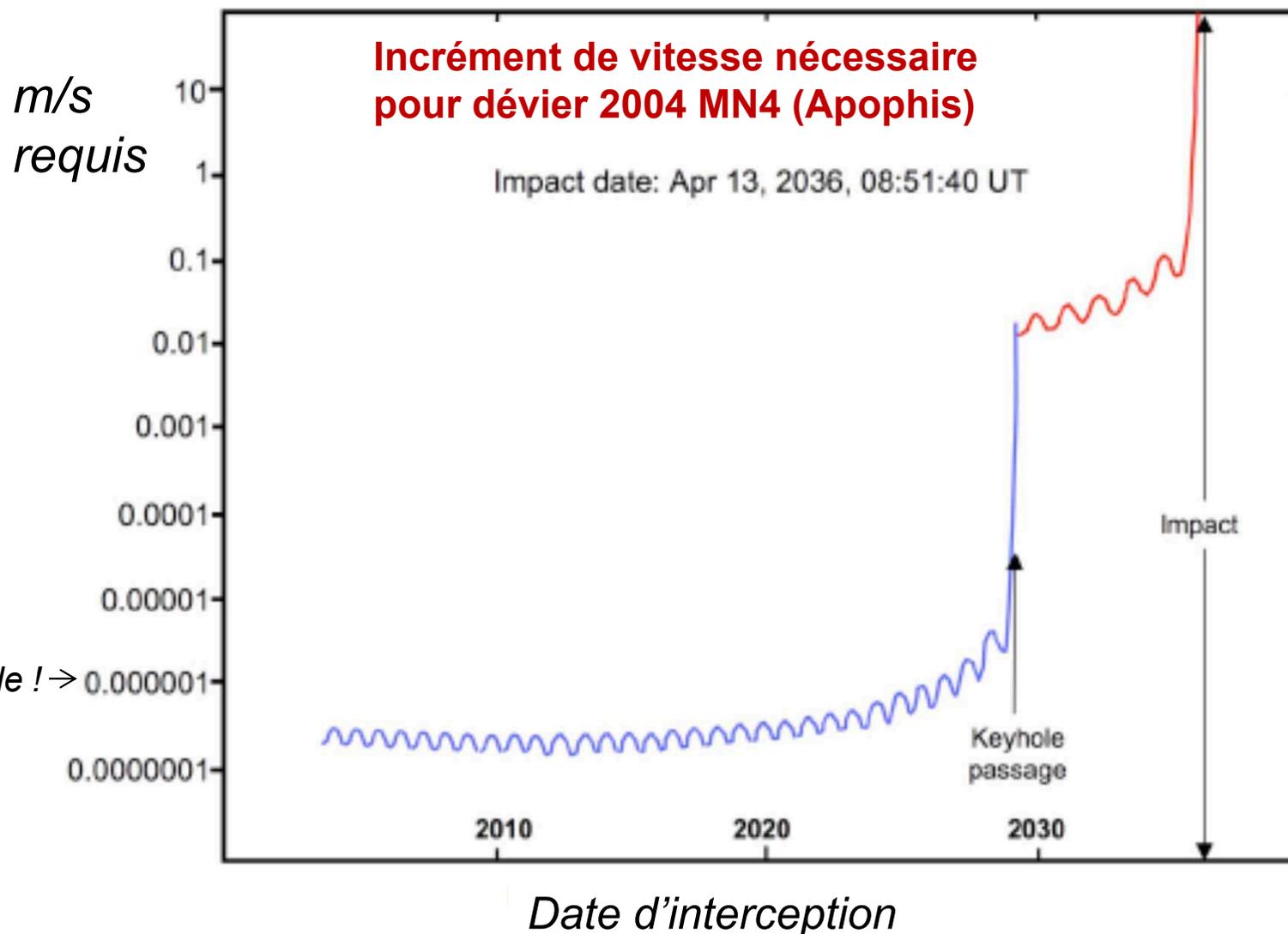
↳ Masse d'ergols 350 t



4. Actions potentielles

Déviations : approche plus réaliste

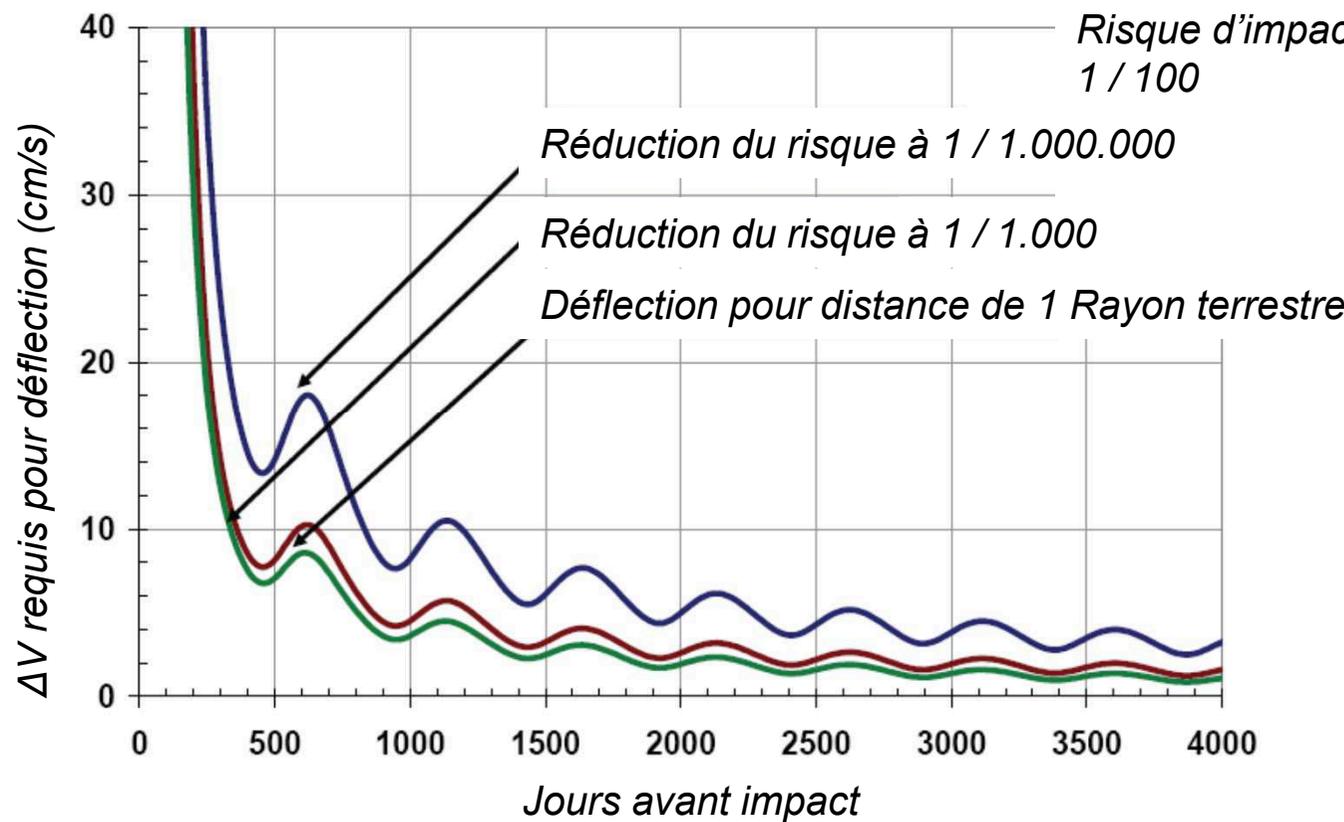
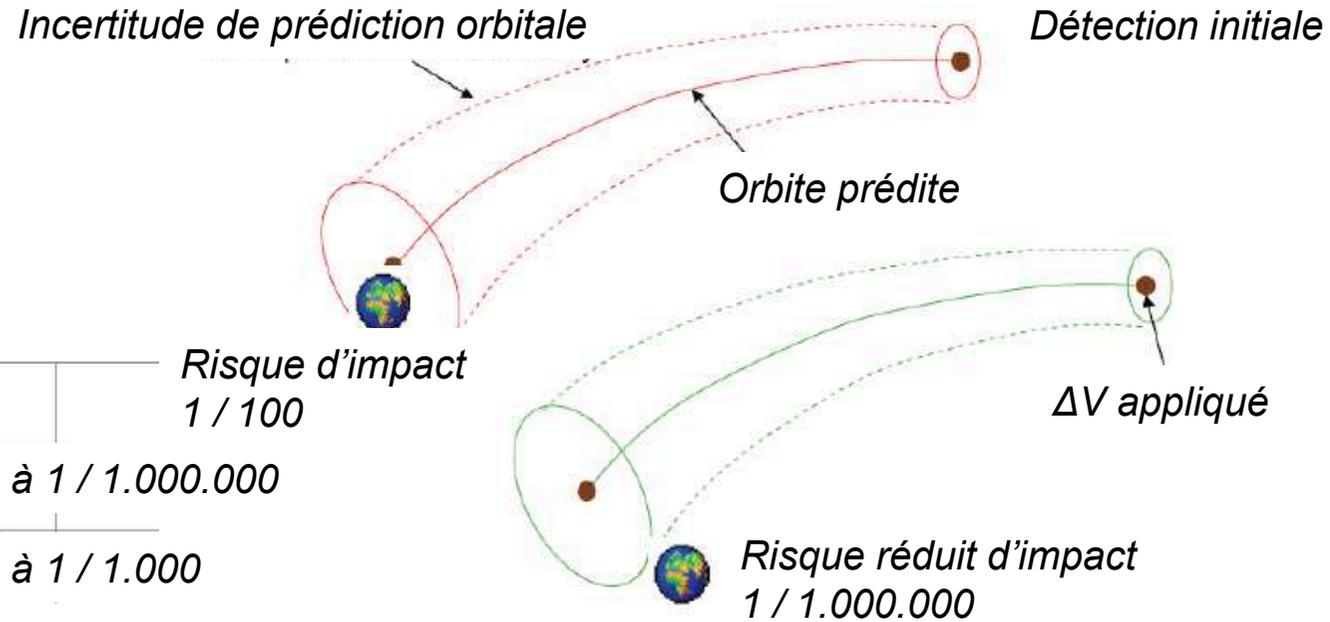
- ↪ impulsions faibles fournies très en amont
- ⇒ typiquement 1 micron / seconde si préavis supérieur à 10 ans !



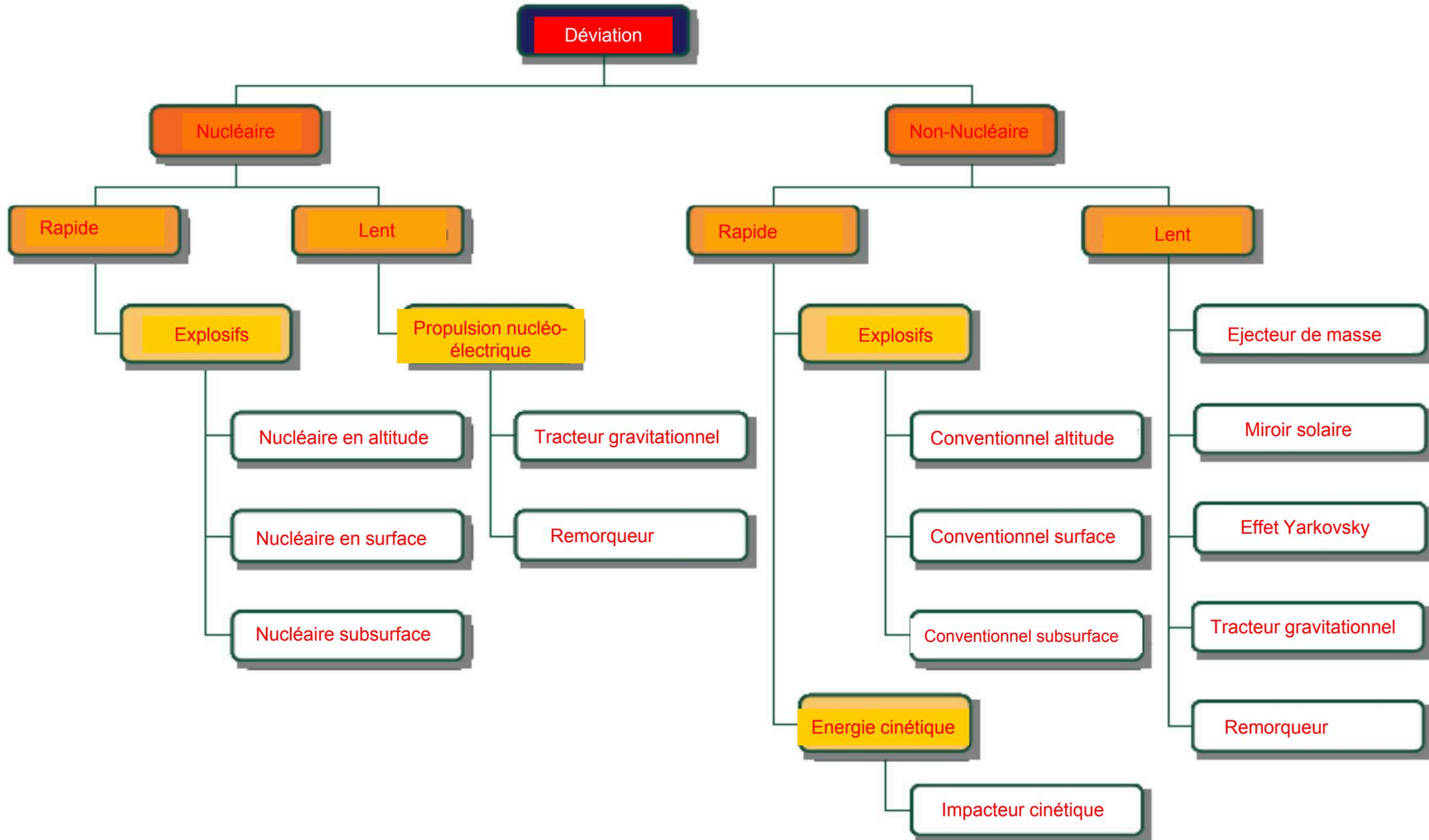
4. Actions potentielles

Déviations : approche plus réaliste

↪ approche statistique prenant en compte l'incertitude de la trajectoire du NEO



5. Exemples de solutions de déviation



5. Exemples de solutions de déviation

Fragmentation par « Explosion nucléaire »

Exemple : Armageddon

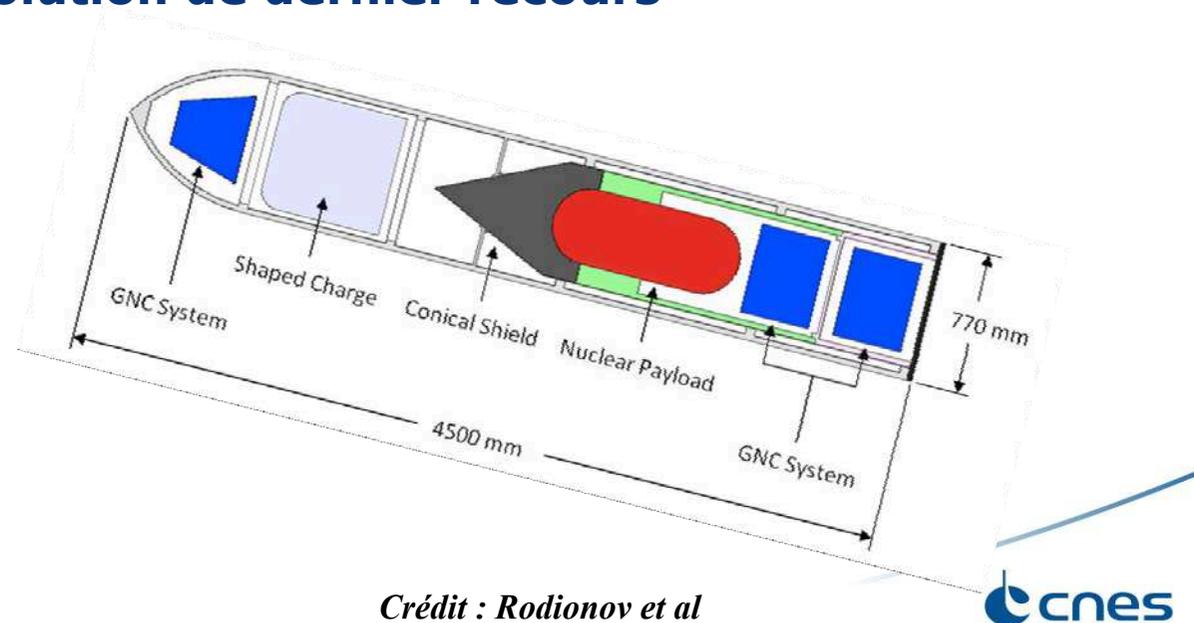
Idée imaginée dans les années 60 par Edward Teller :

- Utilisation d'armes nucléaires massives pour fragmenter le géocroiseur
- Faisable d'un point de vue énergétique
- Effets non contrôlables !
- Efficacité non démontrable

↪ Ne serait à envisager que comme solution de dernier recours



Crédit : Touchstones Pictures



Crédit : Rodionov et al

5. Exemples de solutions de déviation

Fragmentation par « Collision avec un petit astéroïde »

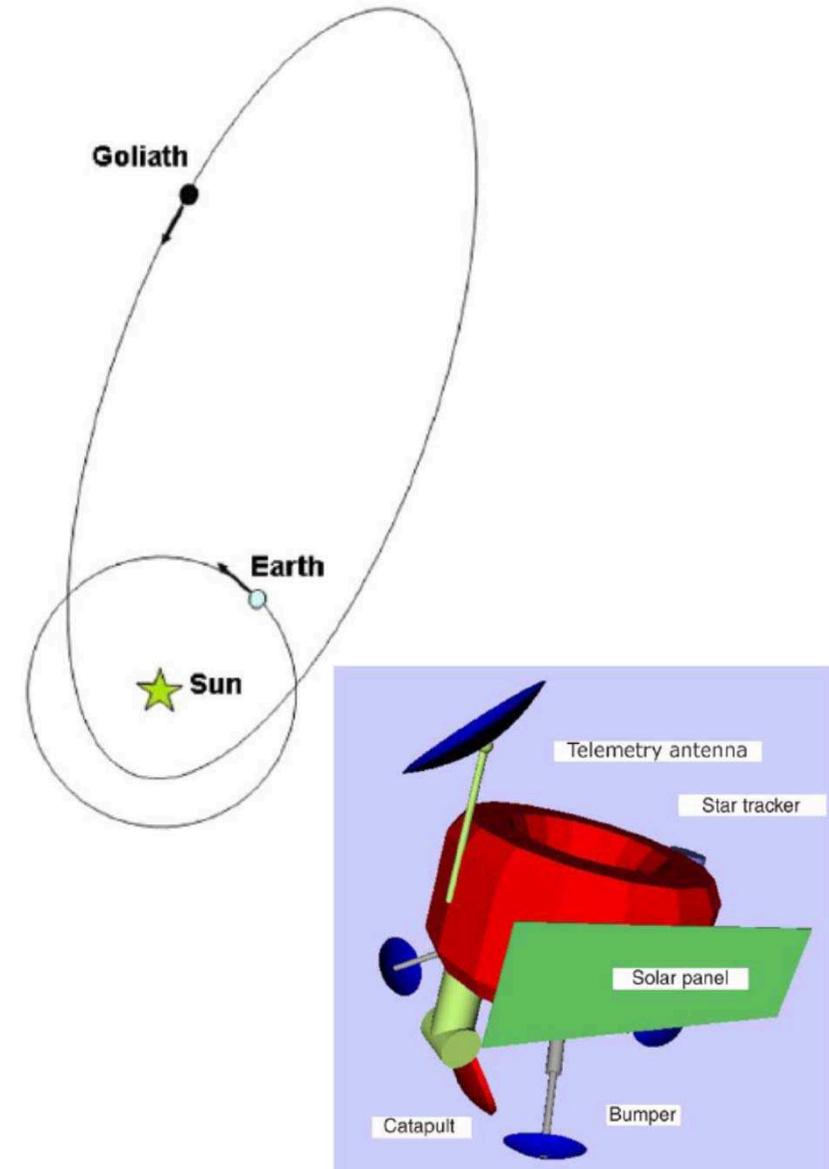
Exemple : Mission David & Goliath

- D. Massonet, B. Meyssignac – CNES
- Idée déjà imaginée dans les années 60

Domestication d'un petit astéroïde :

- Capture par modification de trajectoire
- Typiquement 20 à 40 m de diamètre
- Installation d'un système de propulsion
- Modification de sa trajectoire pour percuter un géocroiseur dangereux
- Crédible théoriquement
- Complexe à mettre en œuvre
 - Phasage
 - Vitesses et directions relatives
- **Effets non contrôlables !**

↪ Non retenu nominalement à ce jour



Crédit : CNES

5. Exemples de solutions de déviation

Déviations par « Transmission d'impulsion »

Exemple : Deep Impact (NASA)

↪ Compromis entre impulsion et risque de fracture

- **Crédible techniquement**
- **Complexe à mettre en œuvre**
- **Solution potentiellement intéressante**

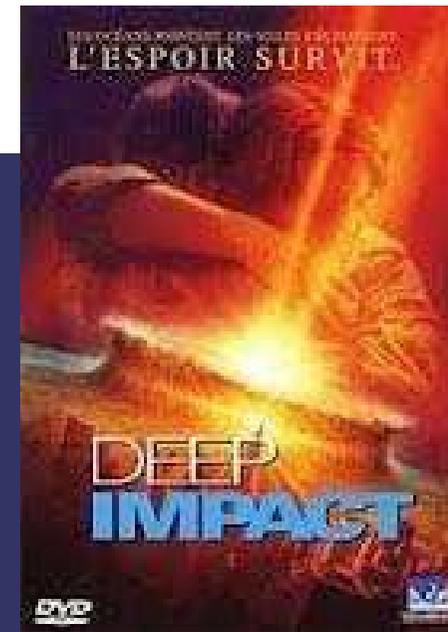
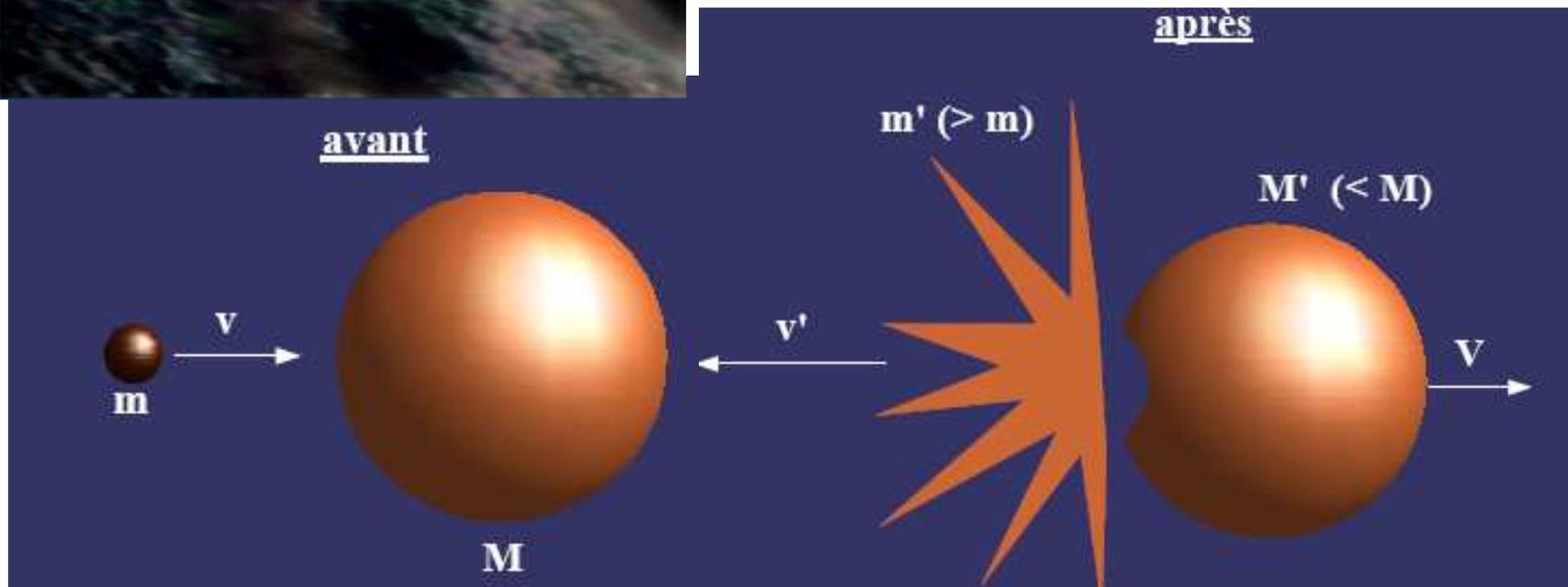


Figure 4-2: Deep impact spacecraft kinetic collision on comet Tempel-

Credit : NASA

*Quantité de mouvement, petit rappel...
($M_1.V_1 + M_2.V_2$) avant = ($M_1.V_1 + M_2.V_2$) après*

Credit : SpaceWorks



5. Exemples de solutions de déviation

Déviations par « Impulsion nucléaire »

. Installation d'une charge nucléaire à la surface ou à proximité du NEO

- Très bonne efficacité théorique : pression, pas fragmentation

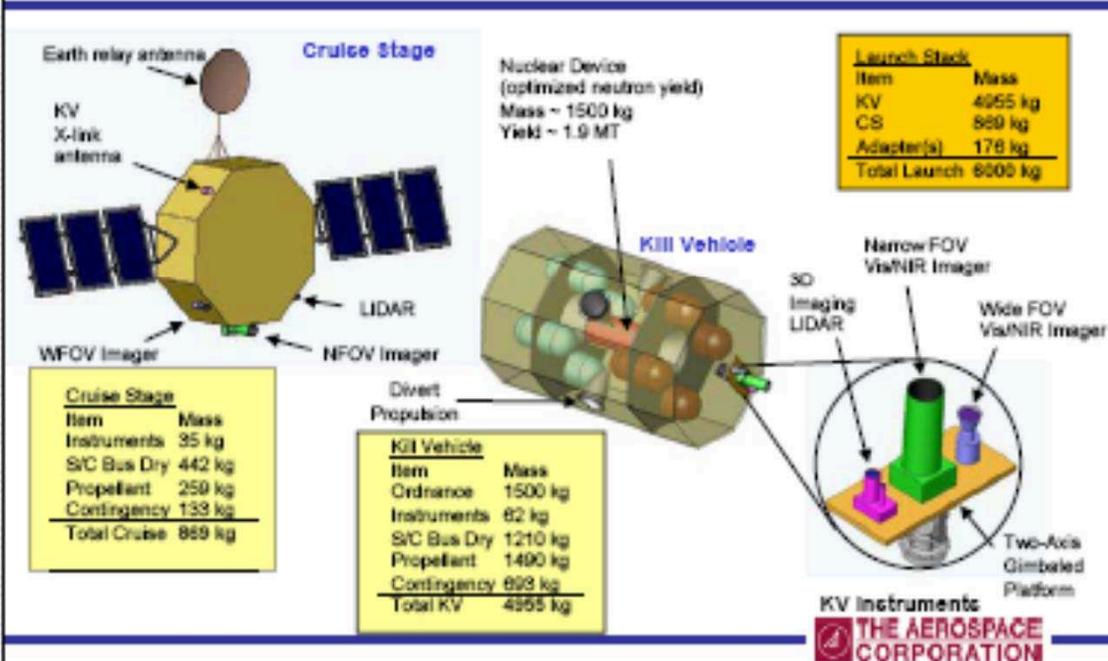
- Nombreux problèmes potentiels

. Contrôle de l'impulsion

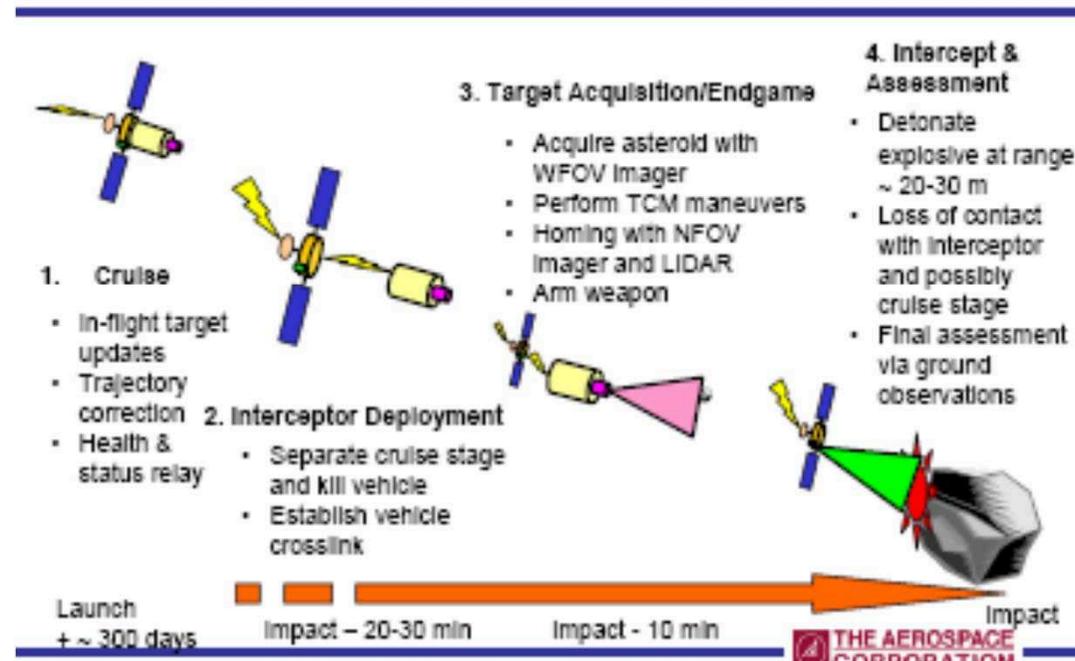
. Nucléaire dans l'Espace : politique ?

↪ Prometteur comme solution avec peu de préavis

Design de l'intercepteur



Concept opérationnel de l'interception



5. Exemples de solutions de déviation

Déviations par « Ejecteur de Masse »

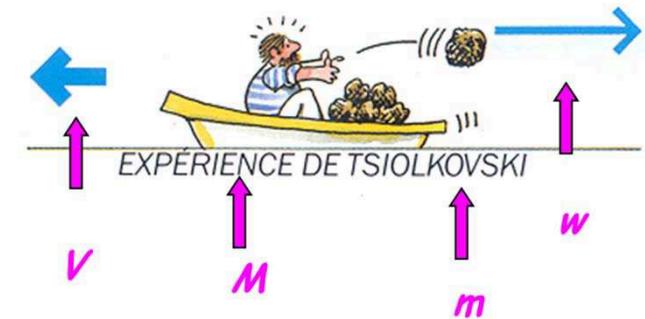
Excavation de matière à la surface du NEO, puis éjection générant une force de recul

- « munitions » potentiellement limitées
- orientation des tirs

↪ Process très complexe !



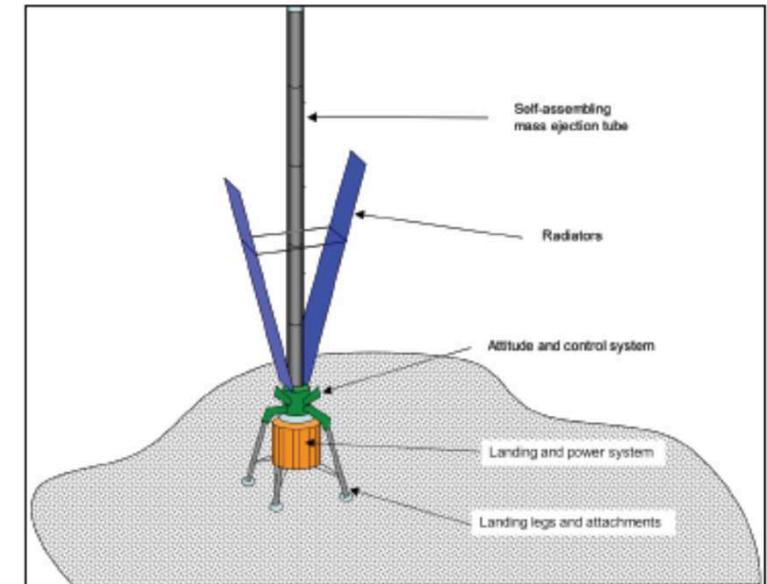
Credit : SpaceWorks



Quantité de mouvement, petit rappel...

$$M.\Delta V = m.w$$

$$\text{Dérivée : } F = q.w = \text{débit}.w$$



Courtesy John Olds

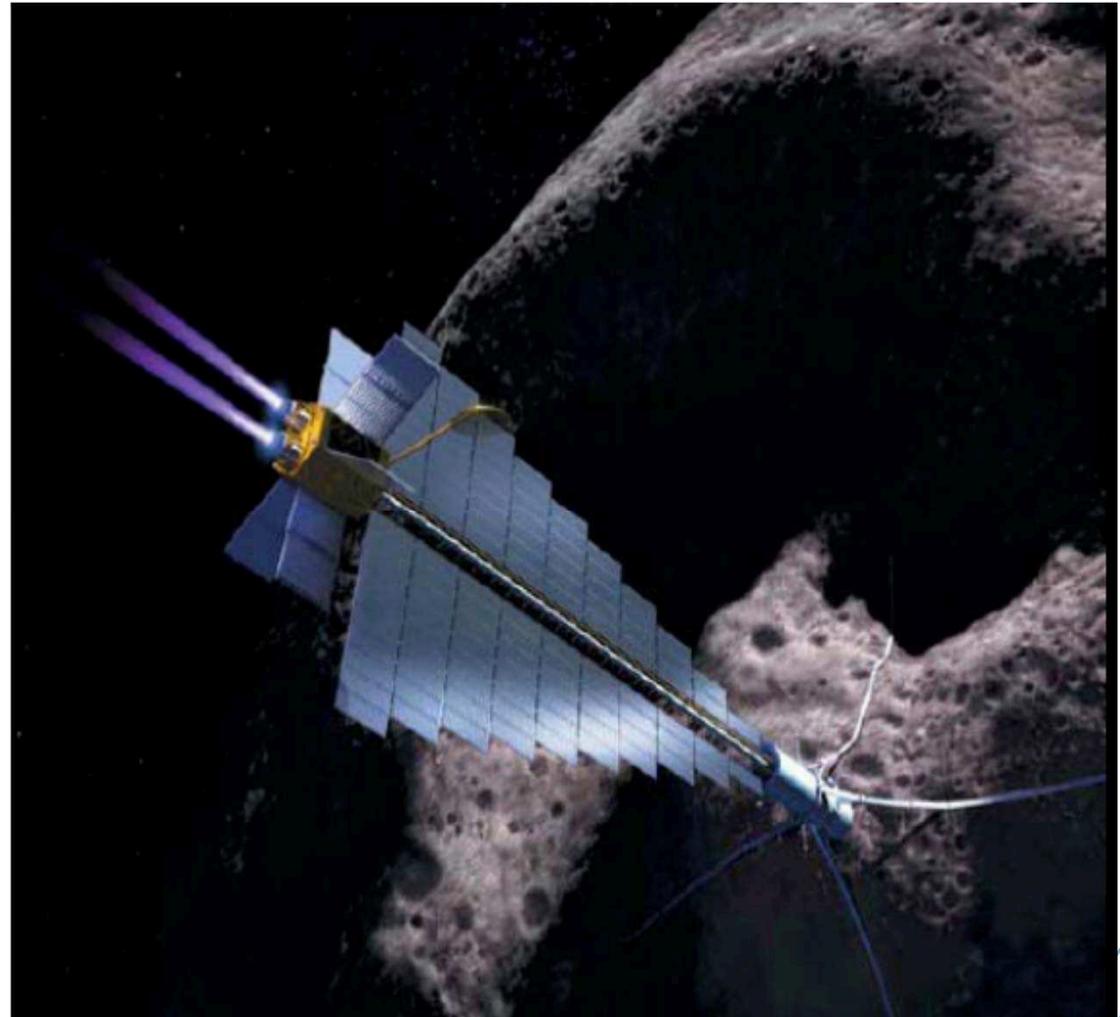
5. Exemples de solutions de déviation

Déviations par « Pousseur - Remorqueur »

Amélioration en considérant une propulsion nucléo-électrique, continue, de faible poussée

- Propulsion par Vasimr
- Étudié en détail par Schweikart (B612)
- Problème de la rotation propre du NEO

↪ Il faut une solution contact



Crédit : Ed Lu B612

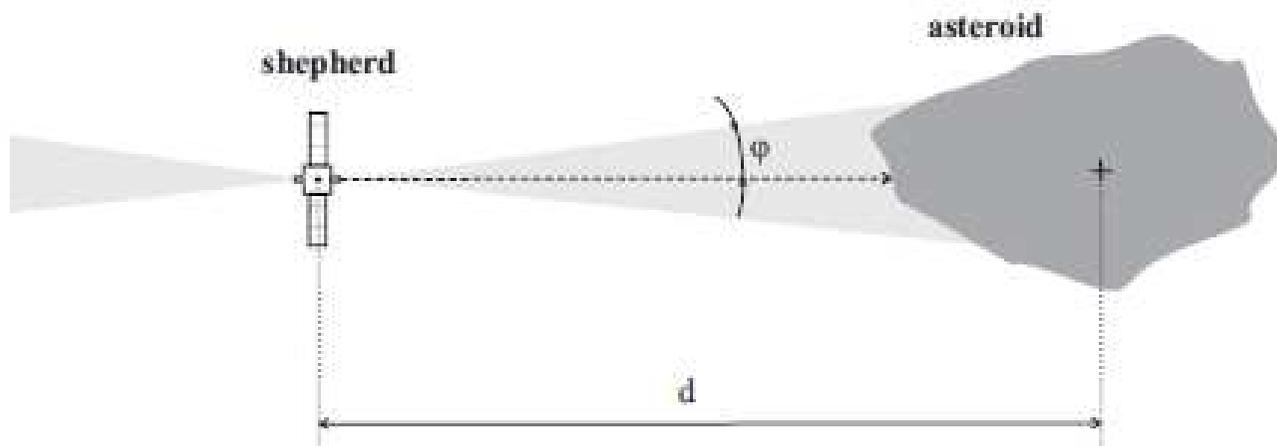
5. Exemples de solutions de déviation

Déviations par « Soufflage »

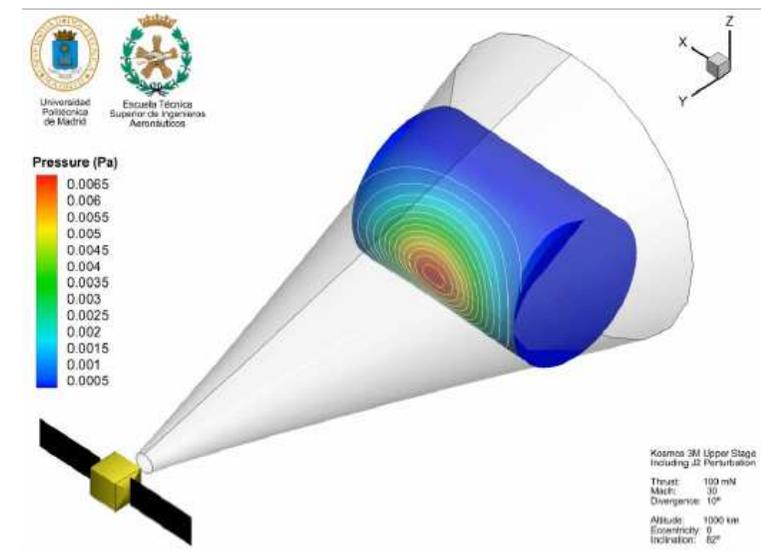
Un « chasseur » souffle sur le NEO à l'aide d'un moteur ionique

- Forte efficacité car propulsion électrique
- Moteur complémentaire pour suivre le mouvement du NEO
- Très faible poussée ≈ 1 N pour 25 kW de puissance électrique
- Solution étudiée également pour les débris orbitaux
- Étudié en détail par C. Bombardelli et al. (Université de Madrid)

↪ Aucun problème de faisabilité identifié à ce jour sans contact



Crédit : TU Madrid – ESA-ACT



5. Exemples de solutions de déviation

Déviations par « Tracteur gravitationnel »

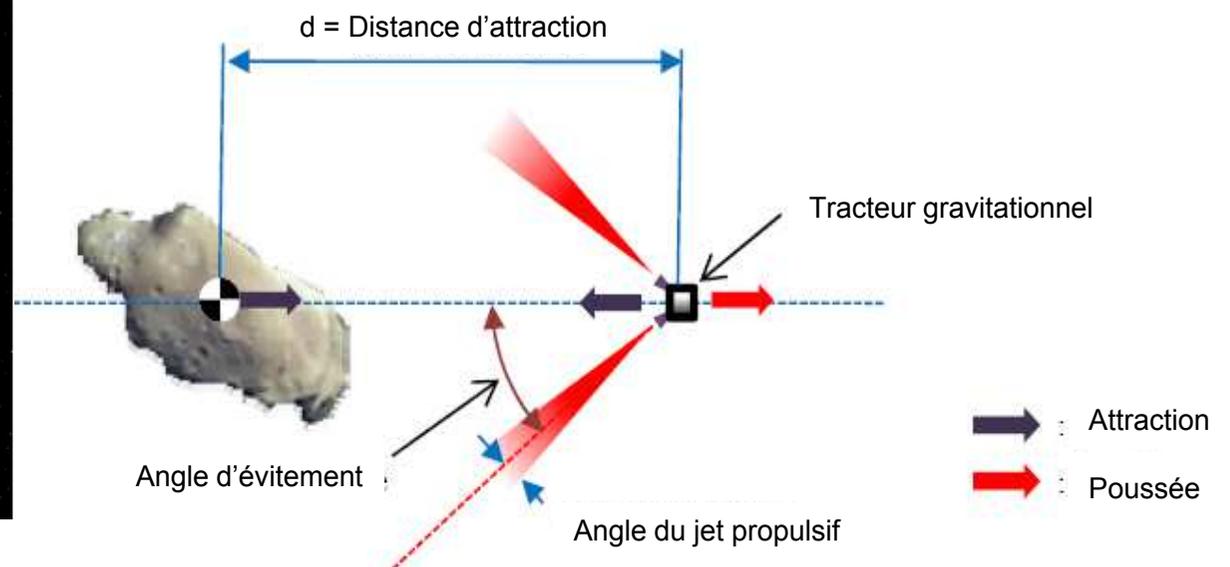
Principe :

- le tracteur d'une certaine masse se maintient très près du NEO
 - l'attraction gravitationnelle mutuelle attire le NEO vers le tracteur
 - maintien de la distance par propulsion électrique, on modifie la trajectoire du NEO : « laisse » virtuelle
 - solution très similaire par attraction électrostatique avec canon à électrons
- ↪ Aucun problème de faisabilité identifié à ce jour

Attraction universelle, petit rappel...
 $F = G.M.m/d^2$



Crédit : Ed Lu B612



5. Exemples de solutions de déviation

Déviations par « Vaporisation »

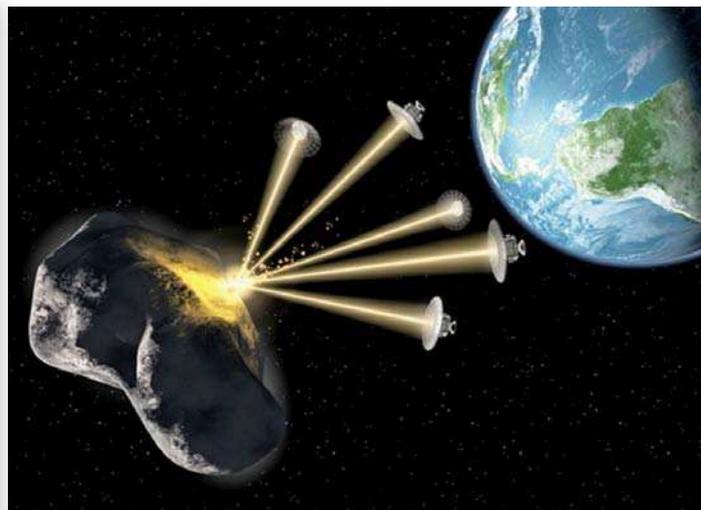
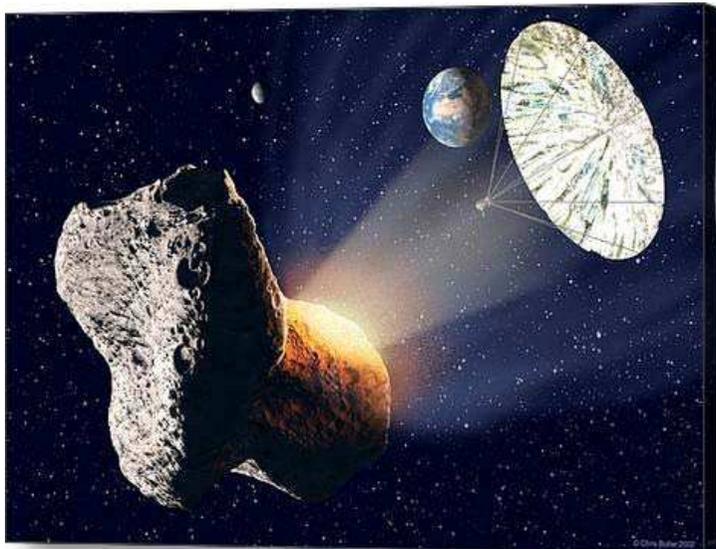
Principe :

- chauffage intense local de la surface du NEO : vaporisation de sa surface
- le dégazage associé induit une poussée
- bien orientée, celle-ci induit une déviation du NEO
- deux solutions de « chauffage »

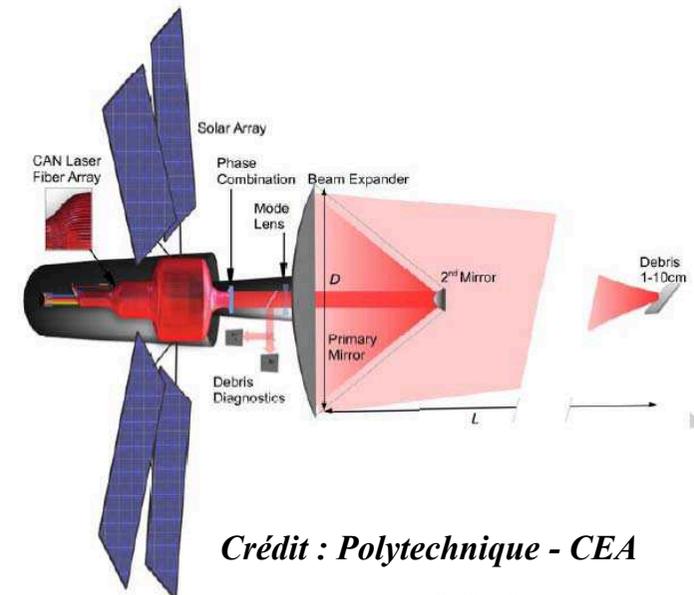
Concentrateurs solaires

Laser pulsé : forte efficacité, synergie avec débris (études CNES)

↪ **Faisabilité non encore démontré à ce jour**



Crédit : The Planetary Society



Crédit : Polytechnique - CEA

5. Exemples de solutions de déviation

Modification de l'effet Yarkovsky

Echanges de chaleur, petit rappel...

Il y a 3 modes classiques d'échange de chaleur:

- Conduction
- Convection
- Rayonnement

Radiomètre

Le rayonnement dépend de la différence de température entre un corps chaud et un corps froid :

$$\text{Rayonnement} \left(\frac{W}{m^2} \right) = \varepsilon \cdot \sigma \cdot (T_{\text{chaud}}^4 - T_{\text{froid}}^4)$$

Ce rayonnement se traduit par une Force

↳ *Exemple : Radiomètre de Crookes*

Cette force dépend :

- De la température du corps émetteur (chaud)
- De la température du « fond » (froid)
- De l'émissivité ε du corps



5. Exemples de solutions de déviation

Modification de l'effet Yarkovsky

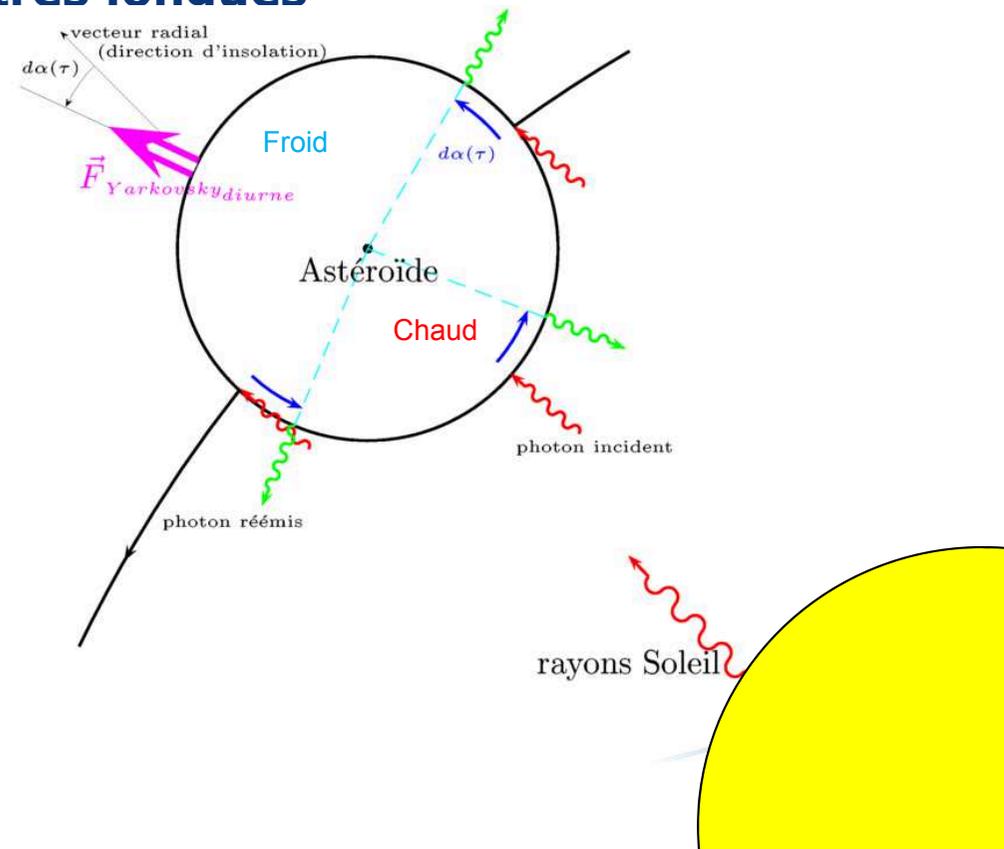
Yarkovsky : Force résultant de l'écart entre absorption solaire et émission thermique par rayonnement

- Chauffage d'une face du géocroiseur par le Soleil
- Rayonnement vers le « noir » de l'Espace \equiv Corps froid (4 K)
- Résultante varie avec la vitesse de rotation du géocroiseur

⇒ **Force faible, mais intégrée sur des durées très longues**

Propositions :

- **Modifier les propriétés optiques**
 - ⇒ Peindre le géocroiseur en blanc !
 - ⇒ Ou en Noir \Rightarrow Changer l'émissivité
- **Modifier la radiation solaire**
 - ⇒ Ecran entre le soleil et le géocroiseur
- **Modifier la direction de la force**
 - ⇒ Changer la rotation du géocroiseur
- **Augmenter la radiation solaire**
 - ⇒ Concentrateur solaire

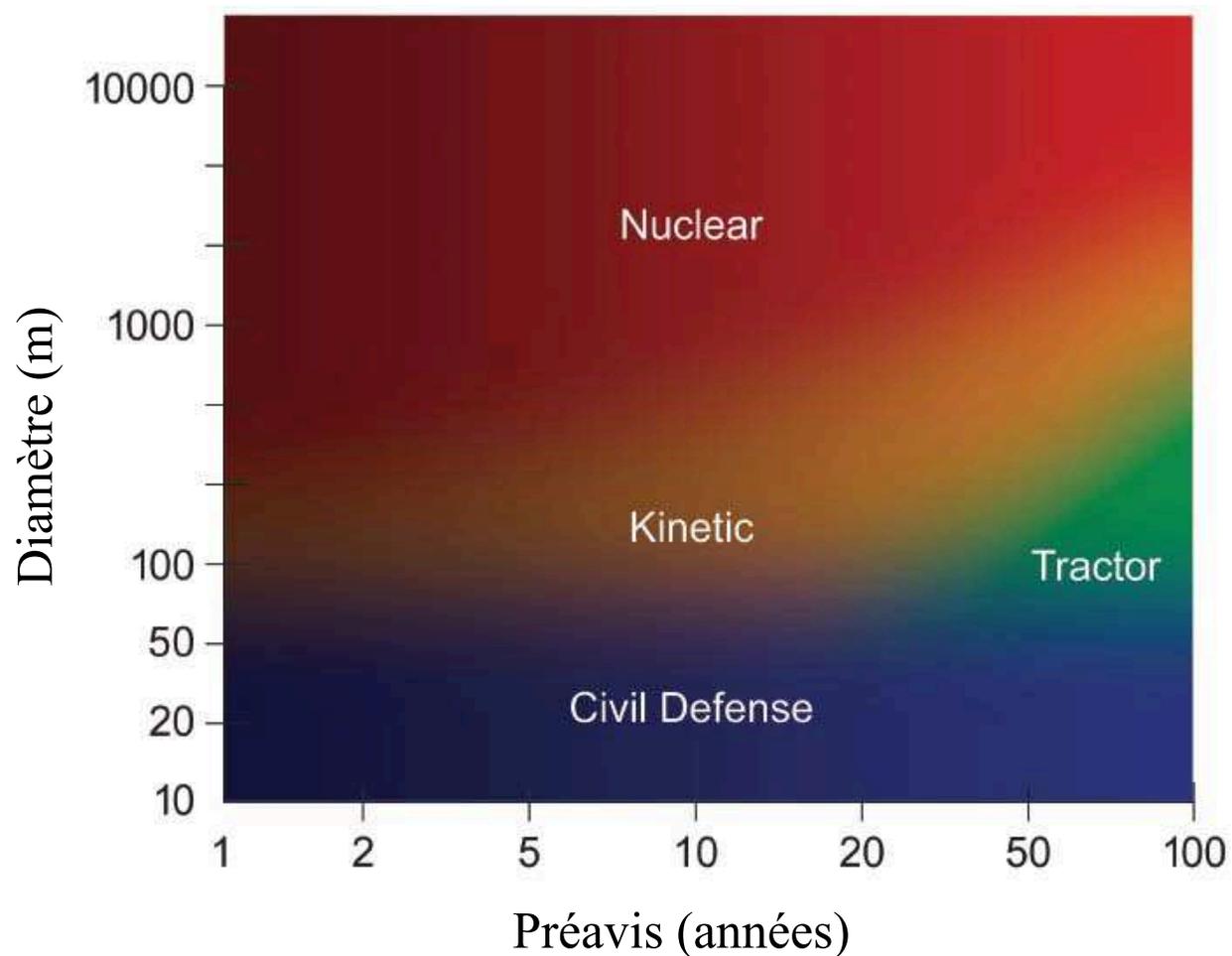


5. Exemples de solutions de déviation

Synthèse : pas de solution unique

Solutions fonction de deux paramètres

- Taille du NEO
- Préavis

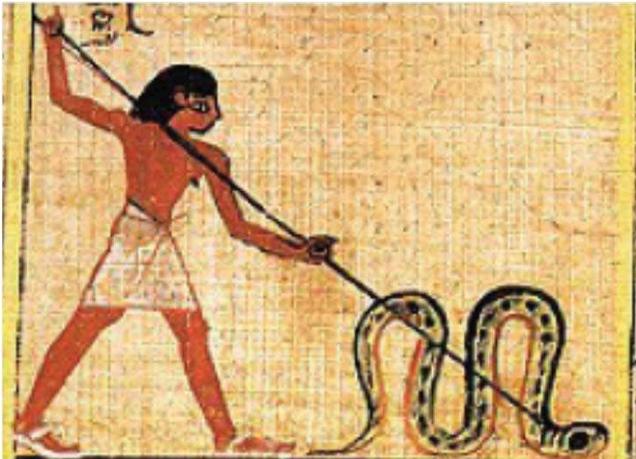


Crédit : Tim Warchocki - NRC

6. Exemple d'Apophis

Apophis = 99942 = 2004-MN4

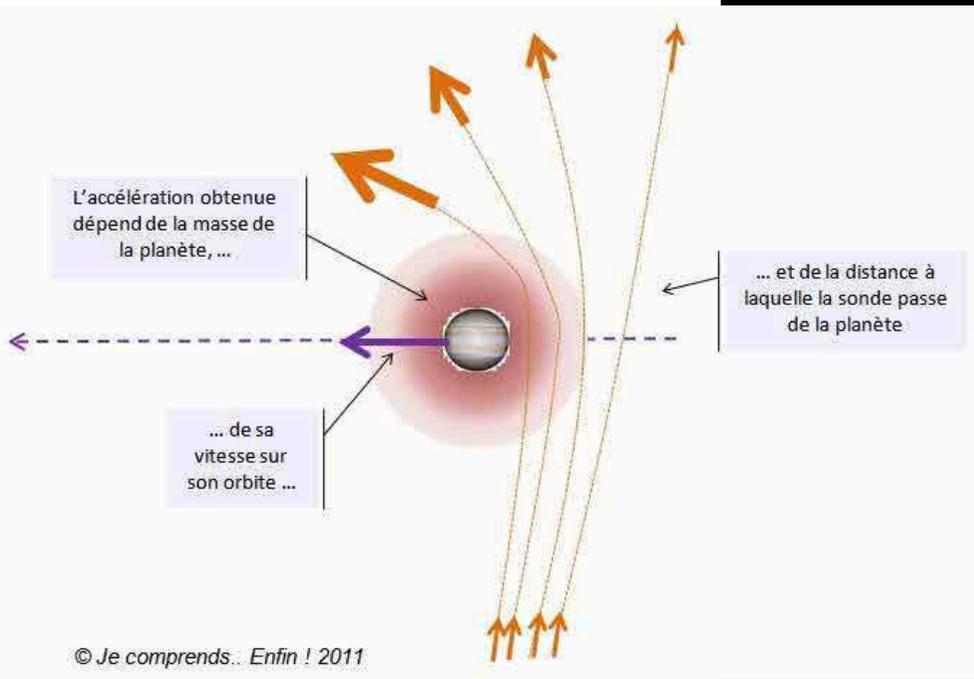
- ⇒ Géocroiseur de taille moyenne (250 m), découvert en 2004
- ⇒ Passage à 25.000 km \pm 5.000 km de la Terre le 13 avril 2029
- ⇒ Modification de l'orbite d'Apophis par assistance gravitationnelle
- ⇒ **Récemment déclassé car ne posant pas de risque avant 2060**
 - . Probabilité cumulée d'impact à ce jour $\cong 1/175.000 \cong 5,7 \cdot 10^{-6}$ (NASA)
 - . Notion de « trous de serrure », zones de passage entraînant une collision
 - . Conséquences potentielles catastrophiques
 - . 12 impacts possibles d'ici 2100



Characteristic	Value	Unit
Epoch	6/18/2009	
a	0.9224	AU
e	0.1912	
i	3.3314	deg
Ω	204.4425	deg
ω	126.4042	deg
θ_0	134.7126	deg
Orbit Period	323.5969	d
Rotational Period	30.5	h
Diameter	270	m
Mass	2.70e10	kg
Escape Velocity	0.1389	m/s
Albedo	0.33	
Absolute Magnitude H	19.7	

6. Exemple d'Apophis

Apophis = Modification typique de trajectoire en Avril 2029

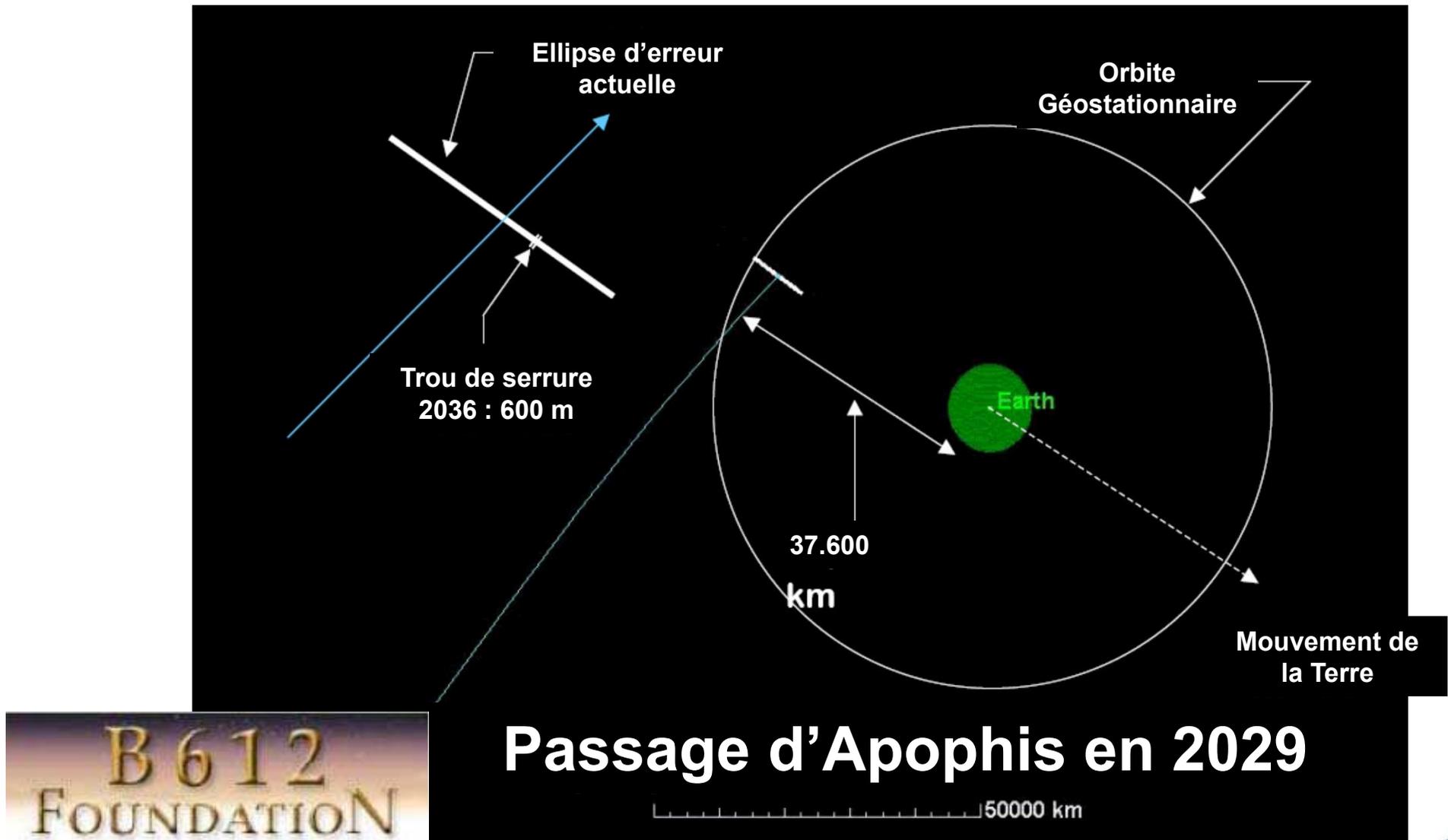


B612 FOUNDATION

Assistance gravitationnelle, petit rappel...

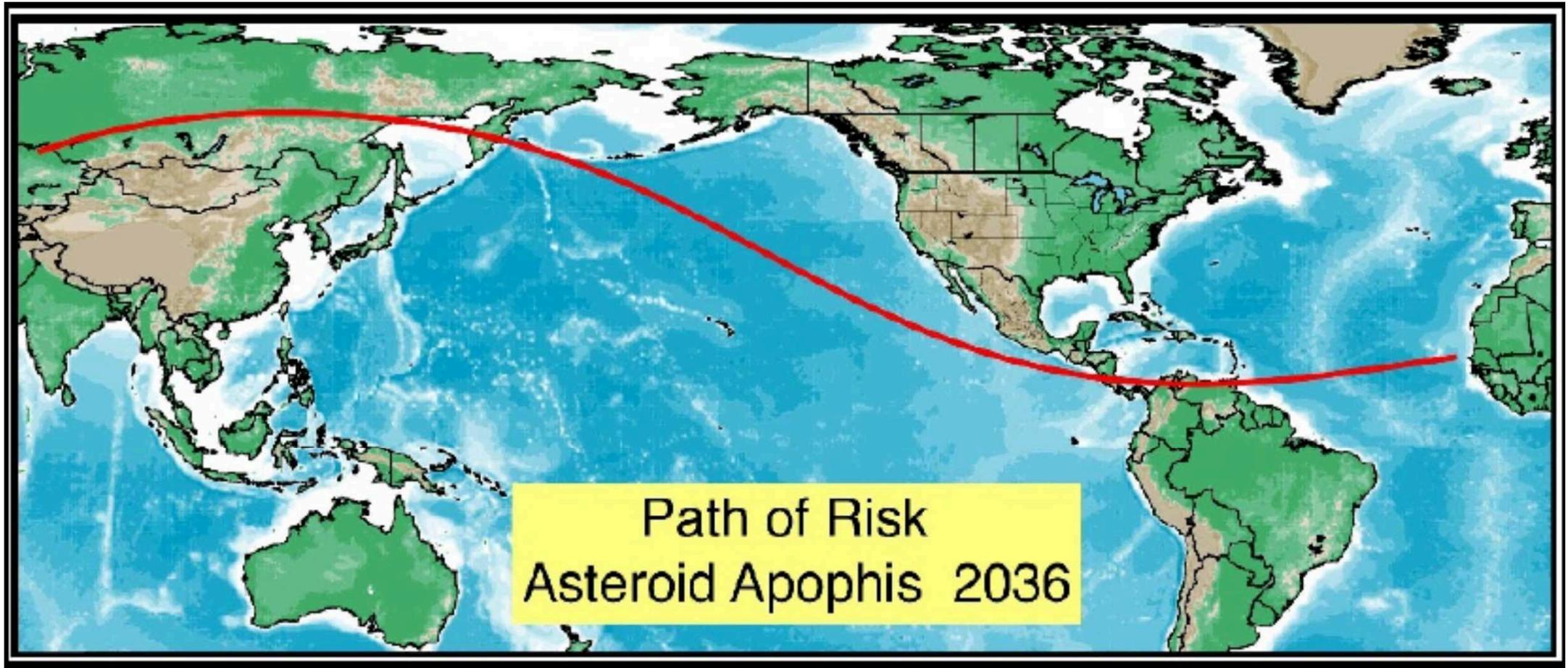
6. Exemple d'Apophis

Apophis = Modification typique de trajectoire en Avril 2029



6. Exemple d'Apophis

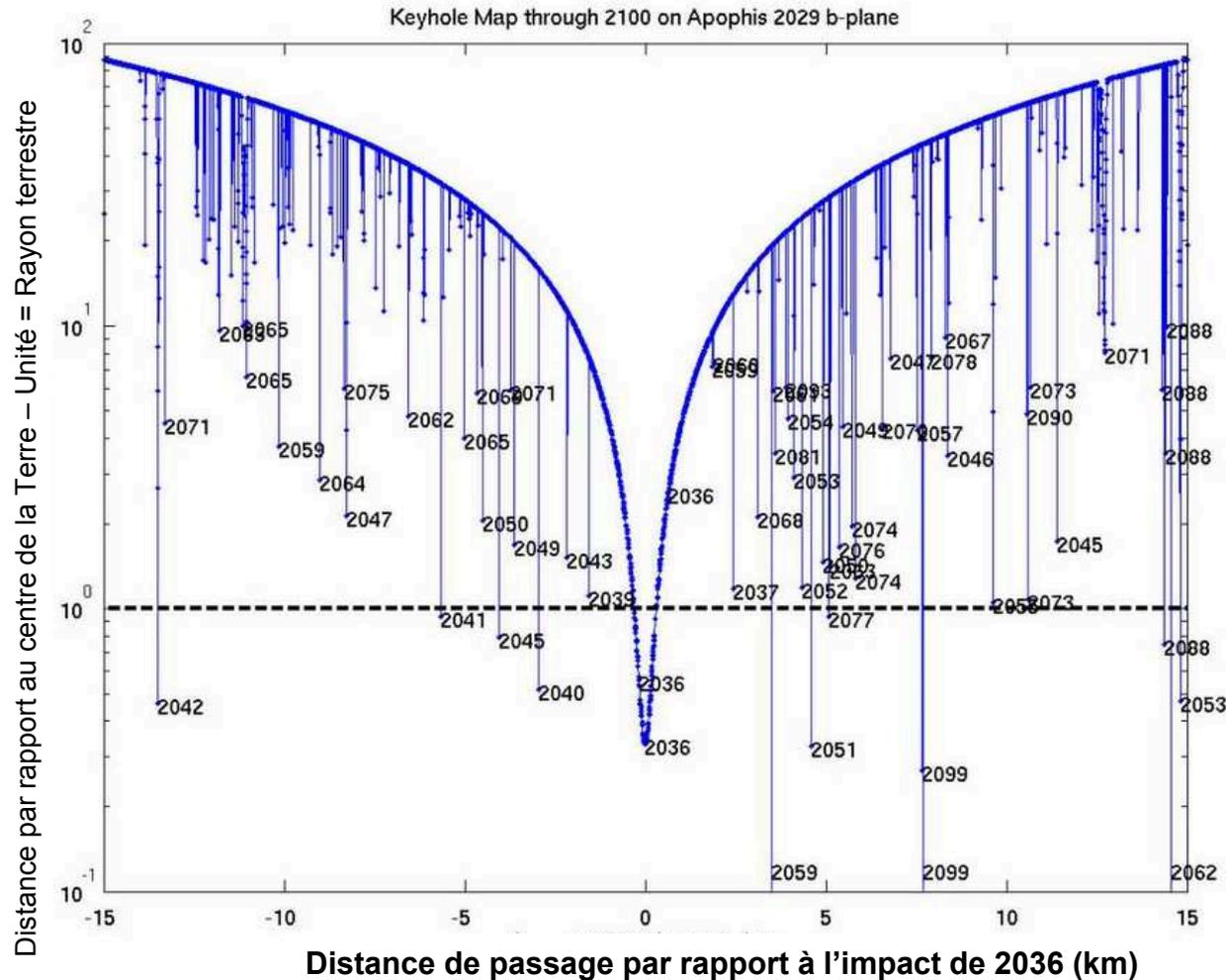
Apophis = Trajectoire potentielle de collision



Path of Risk = 64 km x 30,250 km

6. Exemple d'Apophis

Apophis = Trou de serrure



Loupe autour du trou de serrure de 2036

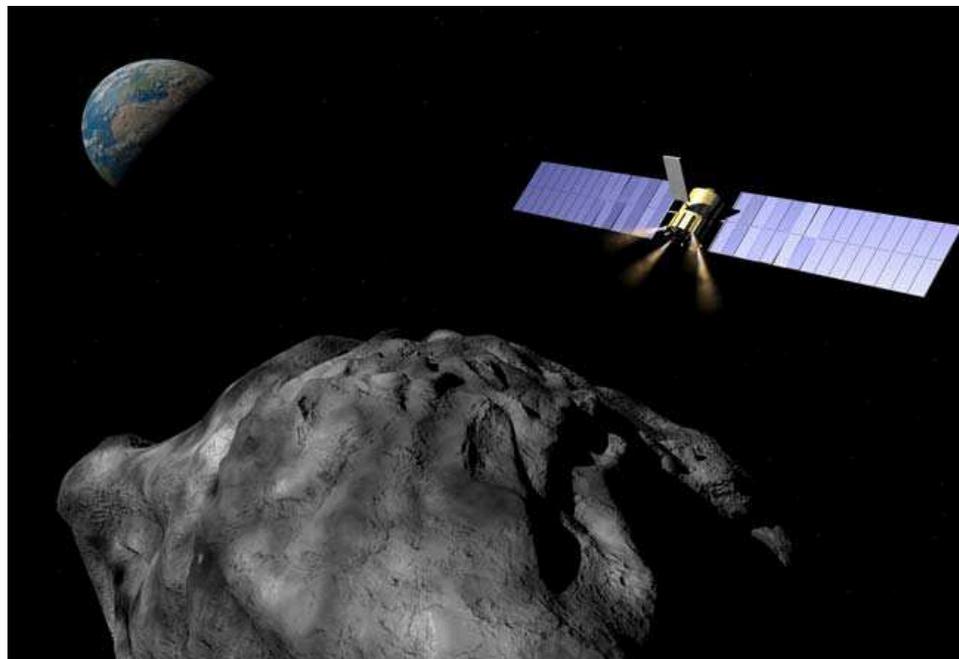
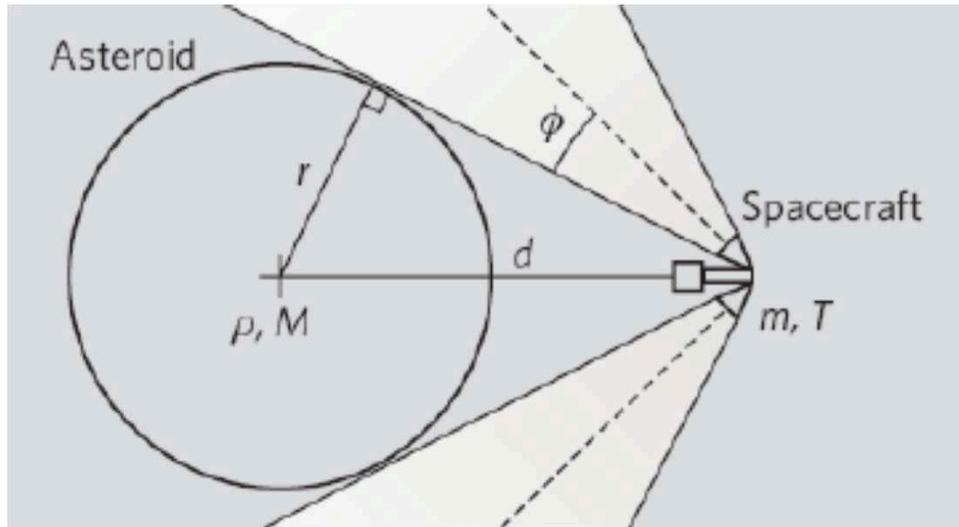
On note bien la largeur du trou de 610 m

Les risques de passages à moins de 10 rayons terrestres sont datés

⇒ A remettre à jour avec les données récentes

6. Exemple d'Apophis

Déviaton : Tracteur gravitationnel (Schweikart – Lu)



$$T = GMm/d^2$$

$$\Delta V/\text{sec} = Gm/d^2$$

Tracteur gravitationnel Performance Apophis

$$M = 4.6 \times 10^{10} \text{ Kg}$$

$$m = 1 \times 10^3 \text{ Kg}$$

$$d = 1.5 r = 240 \text{ meters}$$

$$\theta = 20 \text{ degrees}$$

$$T = 0.053 \text{ Newtons}$$

$$\Delta V = 3.7 \times 10^{-5} \text{ m/sec/year}$$

$$\Delta V_{\text{req}} = 2 \times 10^{-6} \text{ m/sec}$$

$$\text{Deflection } T_{\text{req}} = 20 \text{ days}$$

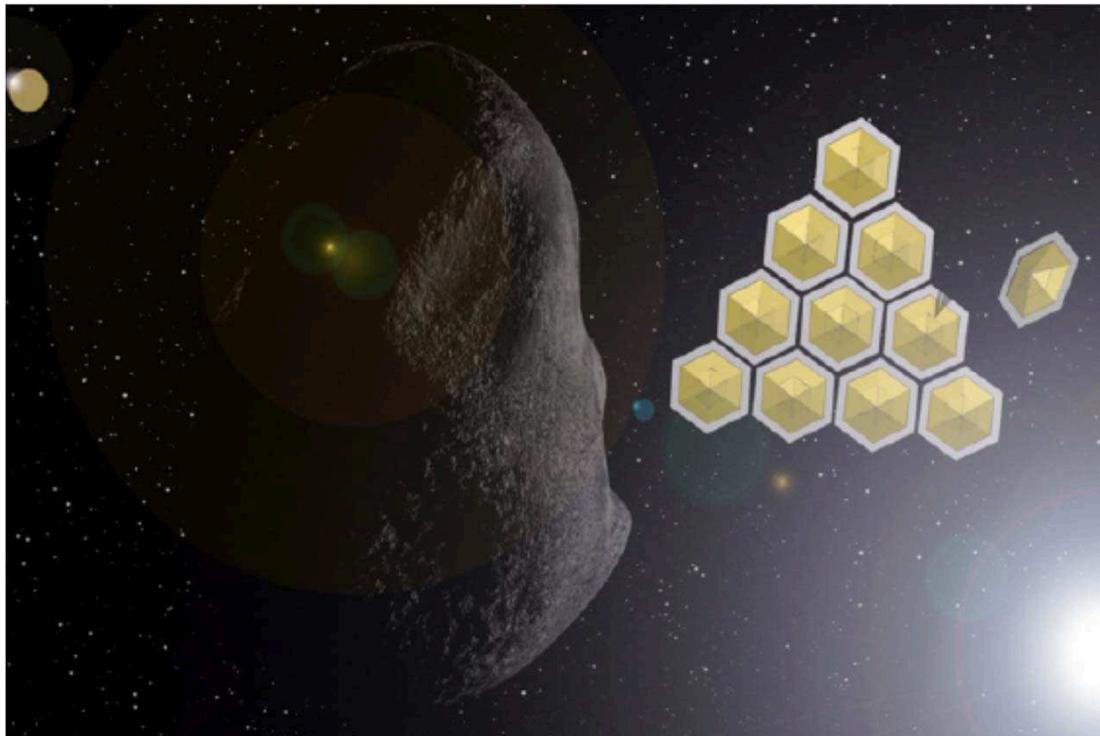
$$\text{Fuel}_{\text{req}} = \sim 10 \text{ kg}$$

Crédit : NEOshield – Airbus D&S

6. Exemple d'Apophis

Déviatation : mission Shadow (Jean-Yves Prado, CNES, 2009)

- ⇒ **Modification de l'effet Yarkovsky par insertion d'un écran**
- ⇒ **Besoin de couverture $\cong 300.000 \text{ m}^2 = 16$ panneaux hexagonaux de 50 m**
- ⇒ **Besoin en lancement estimé à 3 Soyouz ou 1 Ariane**



*Devis de masse typique
par panneau*

Ecran solaire	40 kg
Electronique, communications...	20 kg
Contrôle d'attitude	40 kg
Ergols	100 kg

Crédit : JY Prado - CNES

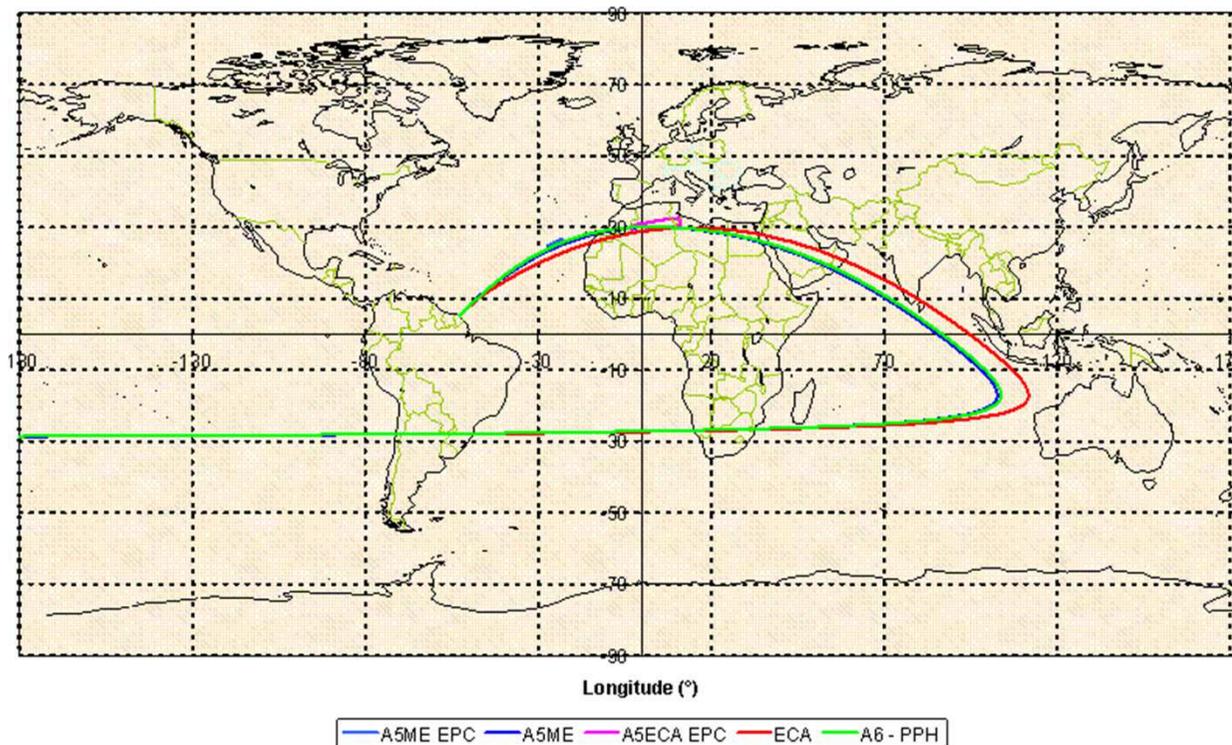
6. Exemple d'Apophis

Etude CNES vers Apophis en 2029

Trajectoires :

- . Très belle mission, originale
- . On vise Apophis sur sa branche amont, avant le passage vers la Terre
- . Dimensionnement du véhicule de transfert passant de l'orbite de lancement au co-orbitant avec Apophis
- . Dimensionnement de l'atterrisseur Mirza
- . Robustesse à la date de tir

Trace au sol et taches retombé EPC



Za (altitude d'apogée)	600 000 km
Zp (altitude de périégée)	250 km
i (inclinaison)	30°
ω (argument du périégée)	90°

		A5ME
CARACTERISTIQUES		
Azimet de tir / Nord	(degrés)	45.958
Facteur de charge min.	(m/s ²)	5.912
Facteur de charge max.	(m/s ²)	39.841
Pression dynamique Mach 1	(Pa)	30010
Pression dynamique max.	(Pa)	37070
Premier pic de flux	(kW/m ²)	50.641
Seuil accelero. a H1	(m/s ²)	5.987
Pression dyn. sep. 1/2	(Pa)	514
Flux au largage coiffe	(kW/m ²)	1.135
Second pic de flux	(kW/m ²)	0.189
Integrale de flux	(kJ/m ²)	98.719
PERFORMANCE		
Masse utile	(kg)	5415

6. Exemple d'Apophis

Etude CNES vers Apophis en 2029

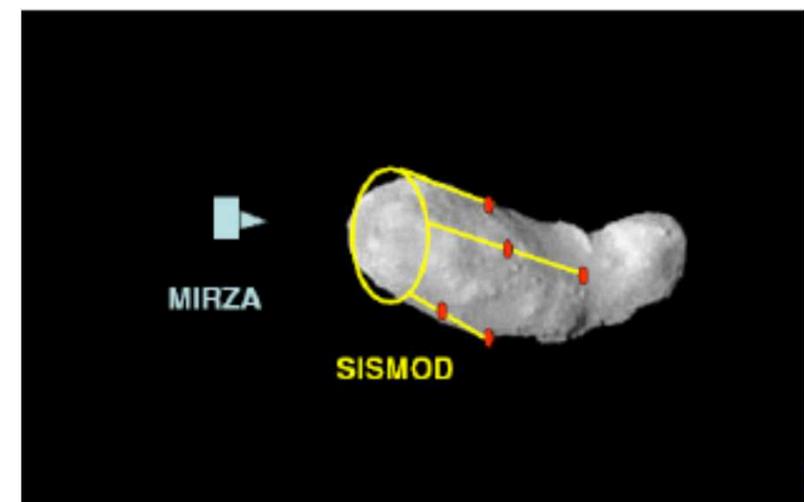
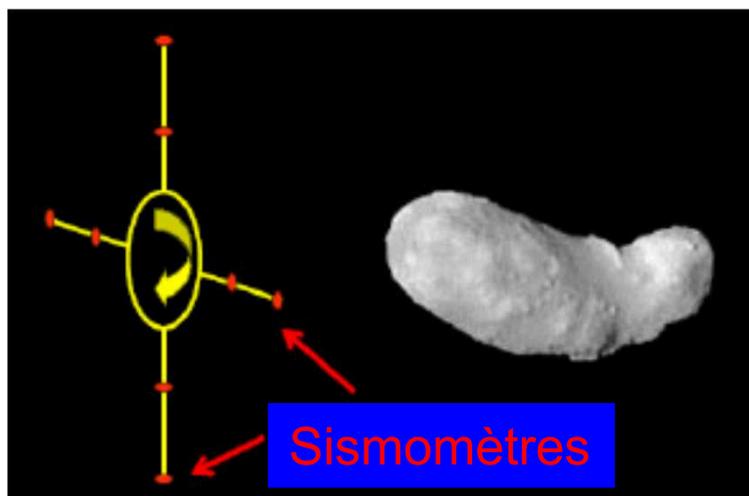
IAC-09-B4.2.3

APOPHIS 2029, A UNIQUE MISSION OPPORTUNITY

Jean-Yves Prado
CNES, FRANCE
jean-yves.prado@cnes.fr

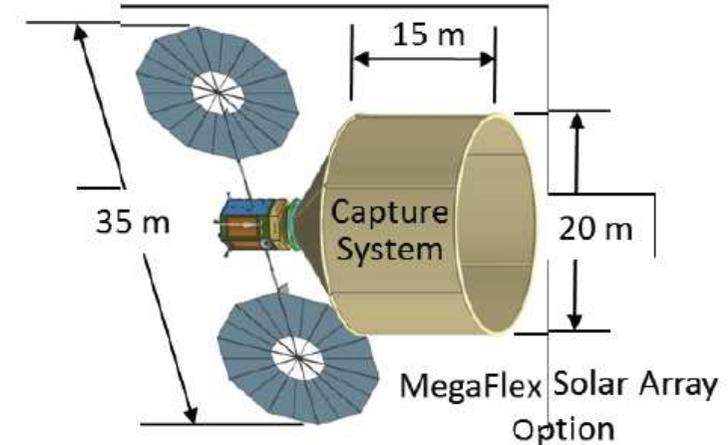
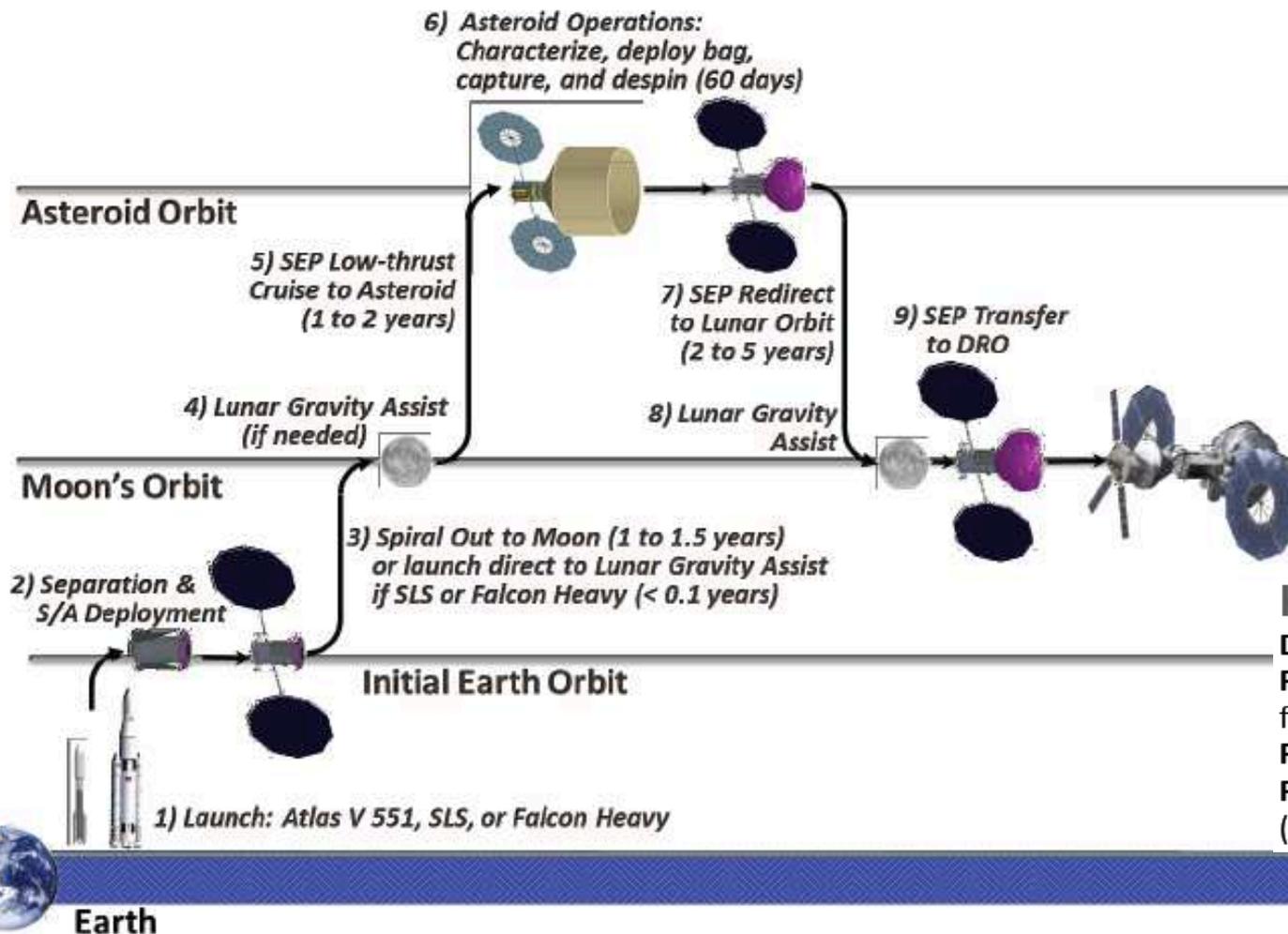
- ↪ Bilan de masse typique
- ↪ Pas mal de marges à ce stade
- ↪ Module de transfert $\cong 6 \text{ km/s} \cong 4250 \text{ kg d'ergols} \Rightarrow$ Etude du véhicule

Launched mass		5000	
	Transfer Module	4800	
	Dry mass	550	
	Fuel	4250	Isp 325 s
	MIRZA	200	
	Dry mass	90	
	Fuel	40	
	SISMOD	70	Including 50kg P/L
Launch Margin		1500	



Etude Asteroid Redirect Mission

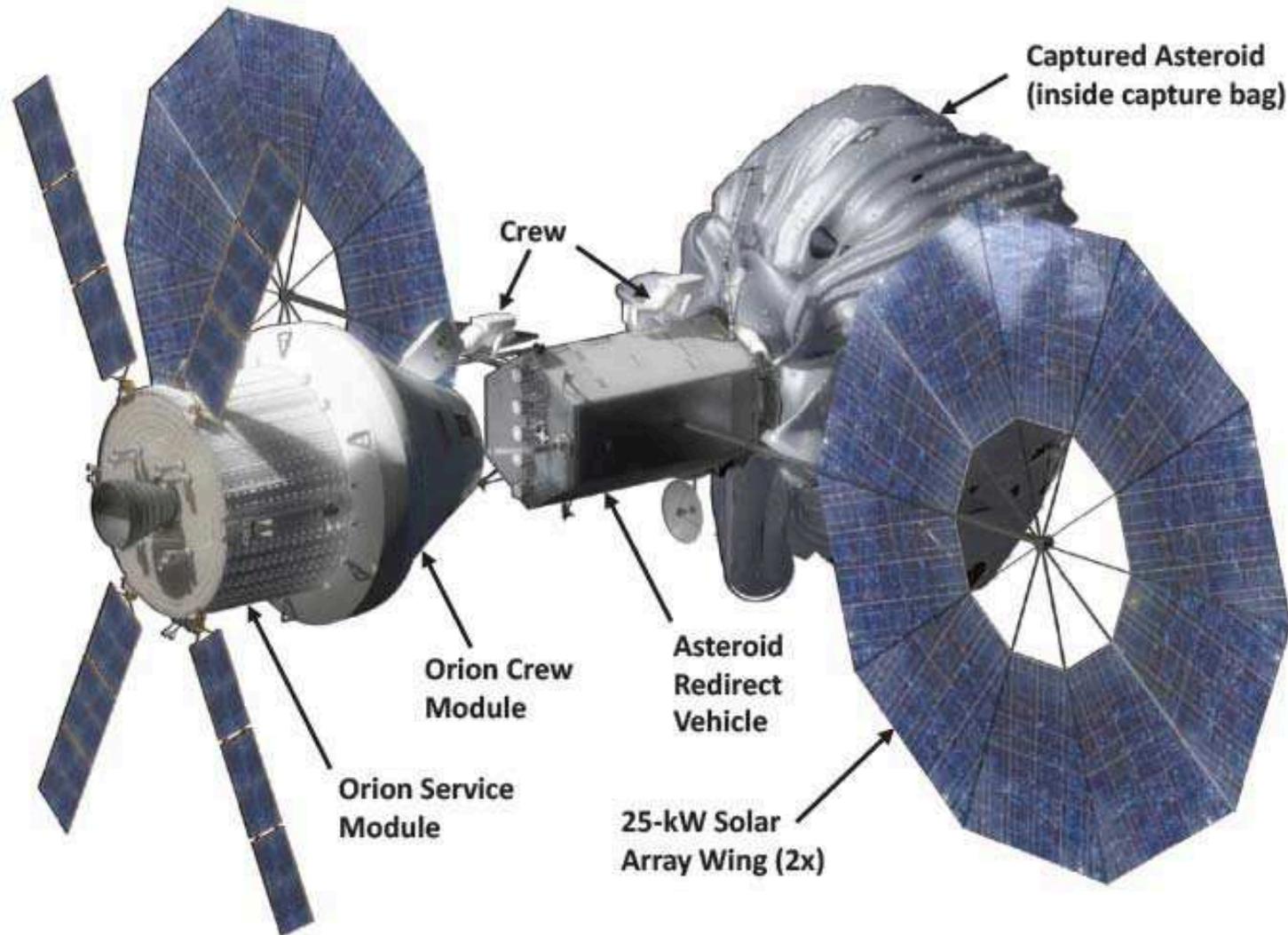
🔍 Analyse en cours d'une mission de capture d'astéroïde pour examen



Key Spacecraft Characteristics

- Dry Mass:** 3950 kg dry (maximum expected value)
- Propulsion:** 40-kW, 3000-s Hall thruster-based SEP with four 10-kW thrusters plus one spare
- Propellant:** up to 12 t of xenon
- Power:** 50-kW ROSA or MegaFlex solar arrays (beginning of life at 1 AU)

Etude Asteroid Redirect Mission



Credit : NASA

Sujet passionnant au niveau Éthique et Relations Internationales

Apophis exemple représentatif de ce qui peut arriver

- . Probabilité effective de collision faible
- . Mais, probablement > 10.000 géocroiseurs de cette taille non encore détectés
 - ↪ Faut il se préparer ? Comment le justifier ?
 - ↪ Suivant les solutions, Recherche & Technologie amont importante
 - ↪ Projet robuste à une diminution (prévisible) de la probabilité d'impact ?

La fiabilité d'une telle mission doit être très élevée :

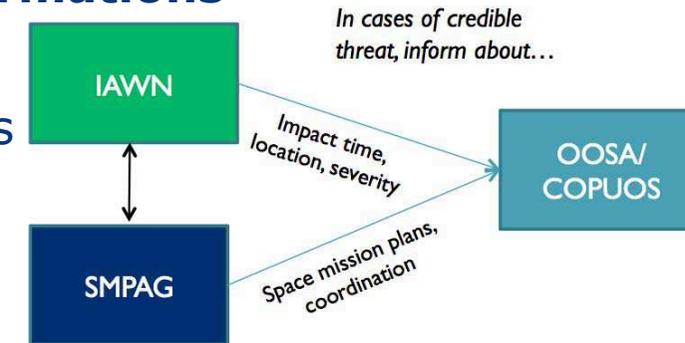
- . En cas d'échec, nombre potentiellement très élevé de victimes
- . Mais, risque d'aggraver la situation en cas de mission partielle ?
 - ↪ Quels sont les critères de décision d'une telle mission ?
 - ↪ Qui doit prendre la responsabilité de décider ce type de mission ?
 - ↪ Quand doit on s'y préparer ? Est-ce déjà trop tard ? Financement ?
 - ↪ Quelle est la responsabilité en cas d'échec, par exemple mauvaise déviation et impact différent du nominal ?

Sujet passionnant au niveau Éthique et Relations Internationales

Responsabilité du réseau de détection, partage des informations

. Groupe international récent SMPAG + IAWN

Space Mission Planning Advisory Group : 15 membres
International Asteroid Warning Group



. Prééminence évidente des USA

- ⇒ Responsabilité de l'information ? Protocoles d'échanges d'informations ?
- ⇒ Fiabilité des prédictions ?
- ⇒ Certains impacts sont ils acceptables ? (si hors US par exemple...)

Responsabilités mutuelles des états ou des agences :

- . Un pays peut il ne pas s'impliquer dans la mitigation d'un risque à échelle régionale, nationale, multi-nationale ?
- . Quelle priorité donner à ce type de programme au niveau des Agences ? (rôle régalien, sujet sociétal)
- . Pas mal d'actions actuelles au niveau USA, UK, Italie, Allemagne, Japon

⇒ **Coordination Internationale fondamentale**

ONU : UNCOPUOS

Sujet passionnant au niveau Éthique et Relations Internationales

Information du public

- . Paramètre fondamental : confiance à gagner**

- ↳ Risque de paniques → Faut il informer le public, et quand ?

- ↳ Risques de dérives « sectaires », d'interprétations hasardeuses

- ⇒ Éducation, information, démystification... fondamentales !

- ⇒ Impliquer des sociologues spécialistes du comportement des foules

- ⇒ Jouer avec les différences de culture

- . Justifier par avance les fausses alarmes (effet Grippe –H1N1 ?)**

- . Préparation d'évacuations éventuelles ?**

⇒ **Le vrai danger d'un gros Géocroiseur comme Apophis est peut être la panique la veille de l'impact et le pillage associé, même si les scientifiques garantissent l'absence d'impact !**



Crédit : NewYorker

Merci de votre attention

(n'hésitez pas à me contacter pour toute question)

christophe.bonnal@cnes.fr