



LES DÉBRIS SPATIAUX

Fleurance, le 6 août 2014

Présenté par **Sylvain MICHEL** (Centre National d'Etudes Spatiales,
Toulouse)

Merci à **Fernand ALBY** (CNES, Toulouse) et **Christophe BONNAL**
(CNES, Paris) pour leurs précieuses et nombreuses contributions



SOMMAIRE

- 1) SITUATION ACTUELLE
 - 2) SITUATION PRÉVISIONNELLE À MOYEN-LONG TERME
 - 3) MOYENS DE MESURE
 - 4) RENTRÉES ATMOSPHÉRIQUES
 - 5) COLLISIONS EN ORBITE
 - 6) SOLUTIONS POSSIBLES
 - 7) CONTEXTE INTERNATIONAL ET RÉGLEMENTAIRE
 - 8) ASPECTS ÉCONOMIQUES
- CONCLUSION

1. SITUATION ACTUELLE

- Spoutnik, début de l'histoire spatiale
- Gammes d'orbites : définitions
- Evolution de la population orbitale de 1960 à nos jours
- 4 sources principales de débris spatiaux
- Exemple d'une collision inter-satellites
- Objets artificiels en orbite : distribution, recensement, évolution depuis 1957
- Contribution française

SPOUTNIK, DÉBUT DE L'HISTOIRE SPATIALE

1er objet spatial lancé le 4 octobre 1957

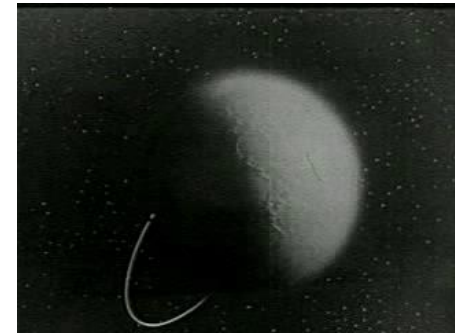
Lancement du Spoutnik 1 :

- Charge utile = 84 kg
- Étage central Semioroka = 6 500 kg sur la même orbite
- Coiffe protectrice \cong 100 kg sur la même orbite
 - ◆ Charge utile \cong 1,3 % de la masse satellisée
 - ◆ Débris orbitaux \cong 98,7 % de la masse injectée

Émission du Spoutnik pendant 21 jours :

- Rentrée atmosphérique 92 jours après le lancement
 - ◆ Spoutnik a été un débris orbital pendant les $\frac{3}{4}$ de sa vie

Un débris spatial est un objet orbital artificiel non fonctionnel



GAMMES D'ORBITES : DÉFINITIONS

- LEO = Low Earth Orbit

- ◆ Orbites basses, inférieures à 2000 km d'altitude
- ◆ Satellites scientifiques, d'observation de la Terre et de télécommunications

- MEO = Medium Earth Orbit

- ◆ Orbites moyennes, autour de 20 000 km d'altitude
- ◆ Satellites de navigation (GPS, GALILEO, GLONASS, COMPASS-BEIDOU)

- GEO = GEOstationary orbit

- ◆ Orbite géostationnaire, vers 36 000 km d'altitude, et dans le plan de l'Equateur
- ◆ Satellites de télécommunications essentiellement

- GTO = Geostationary Transfer Orbit

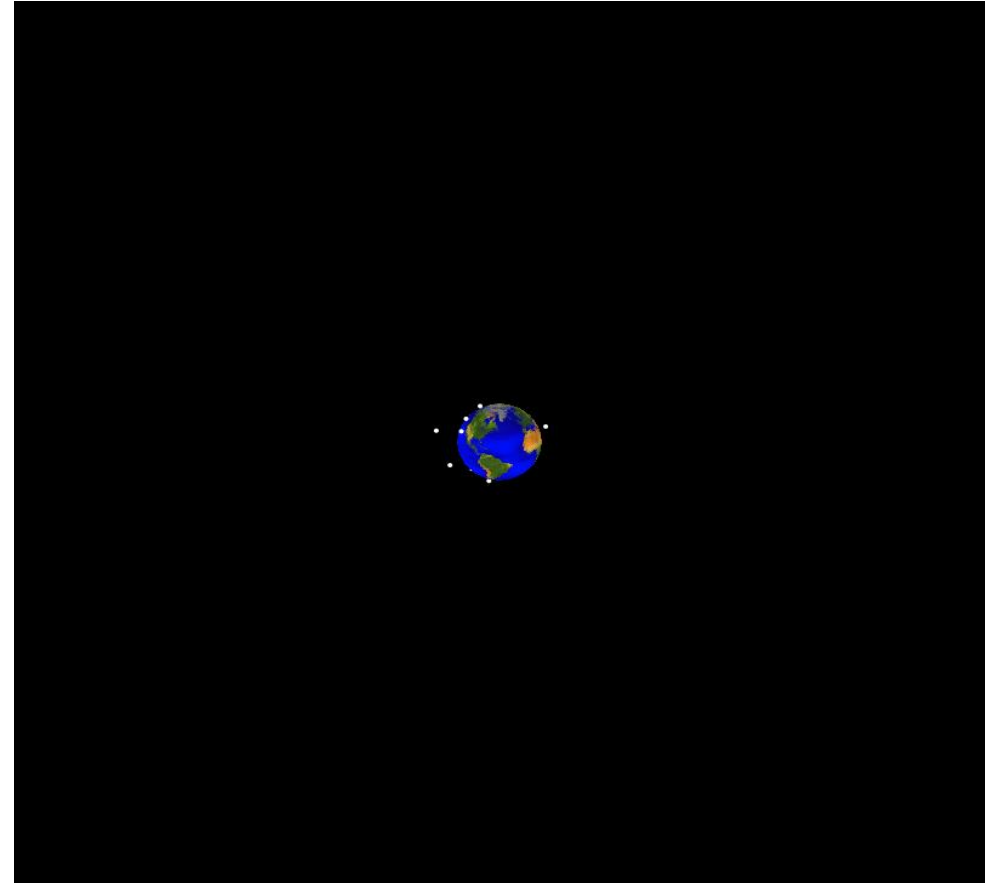
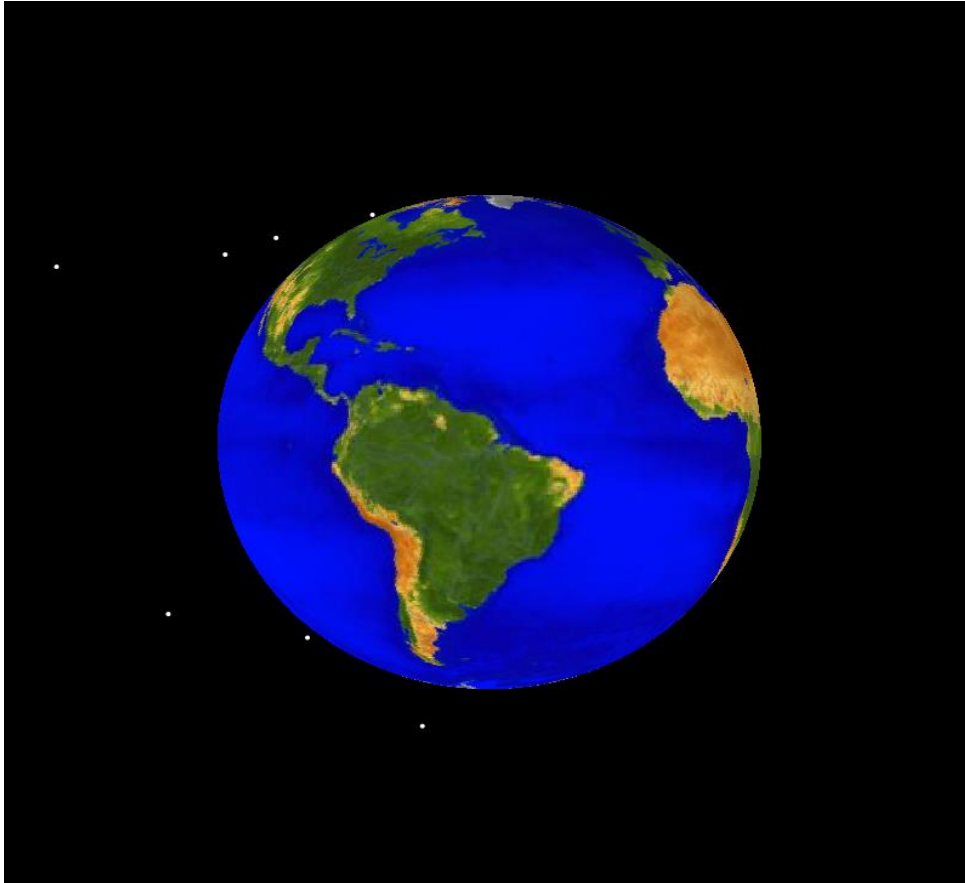
- ◆ Orbite de transfert vers l'orbite géostationnaire, elliptique (périgée « bas », apogée sur arc GEO)
- ◆ Satellites de télécommunications essentiellement, qui utilisent ensuite leur propulsion propre pour atteindre l'orbite GEO

EVOLUTION DE LA POPULATION ORBITALE

Objets catalogués : ≥ 10 cm en orbite basse, ≥ 1 m en géostationnaire

† Attention à la taille exagérée des points...

1960



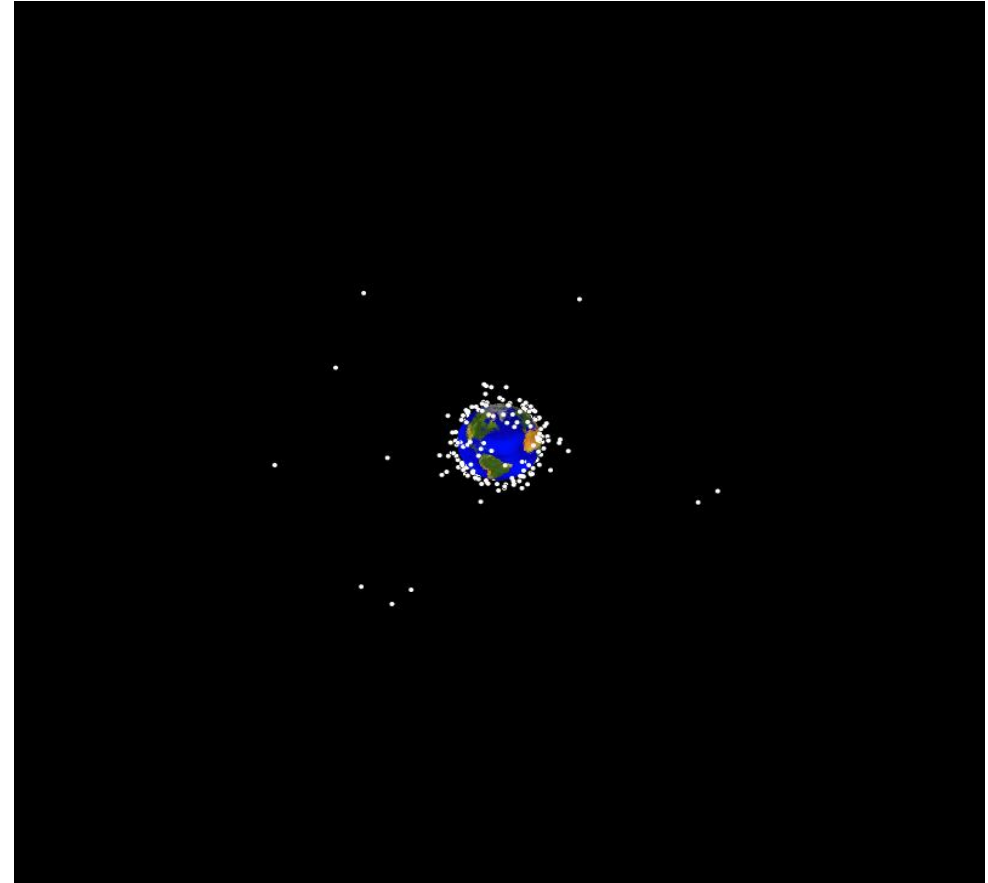
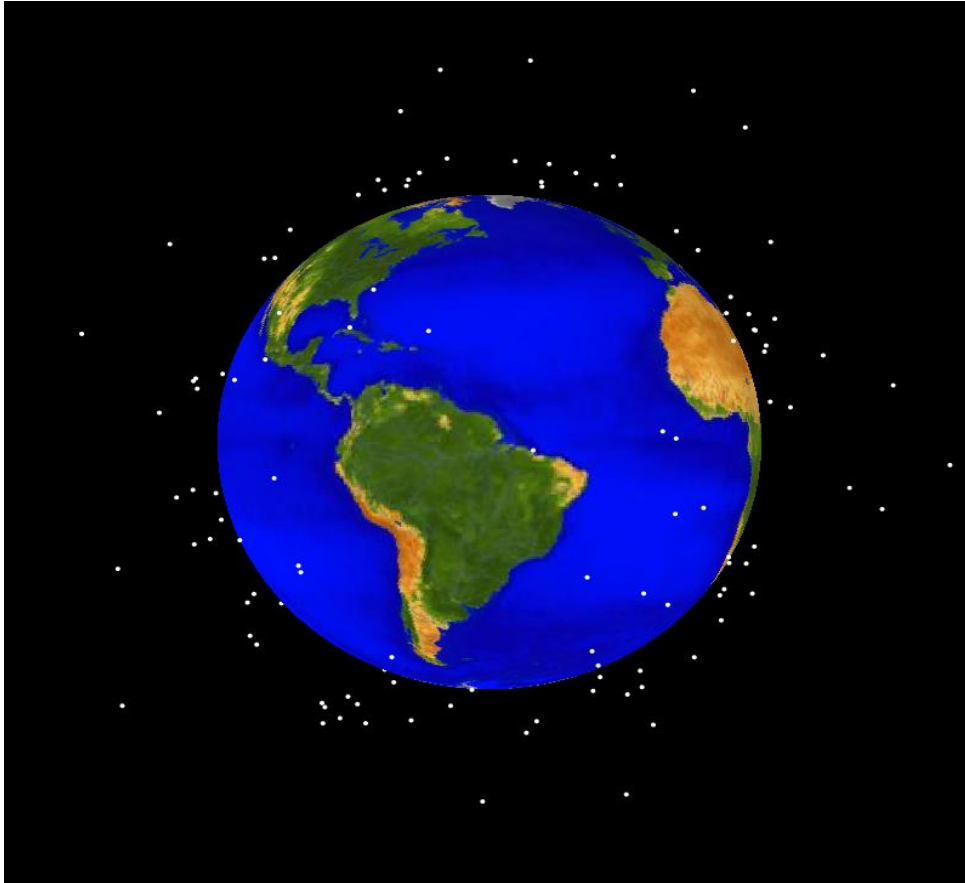
Quelques noms-repères chronologiques : Explorer, Echo (USA) /
Sputnik (URSS) + dernier étage de leur lanceur

EVOLUTION DE LA POPULATION ORBITALE

Environ 200 satellites en orbite + 100 étages de lanceur



1965



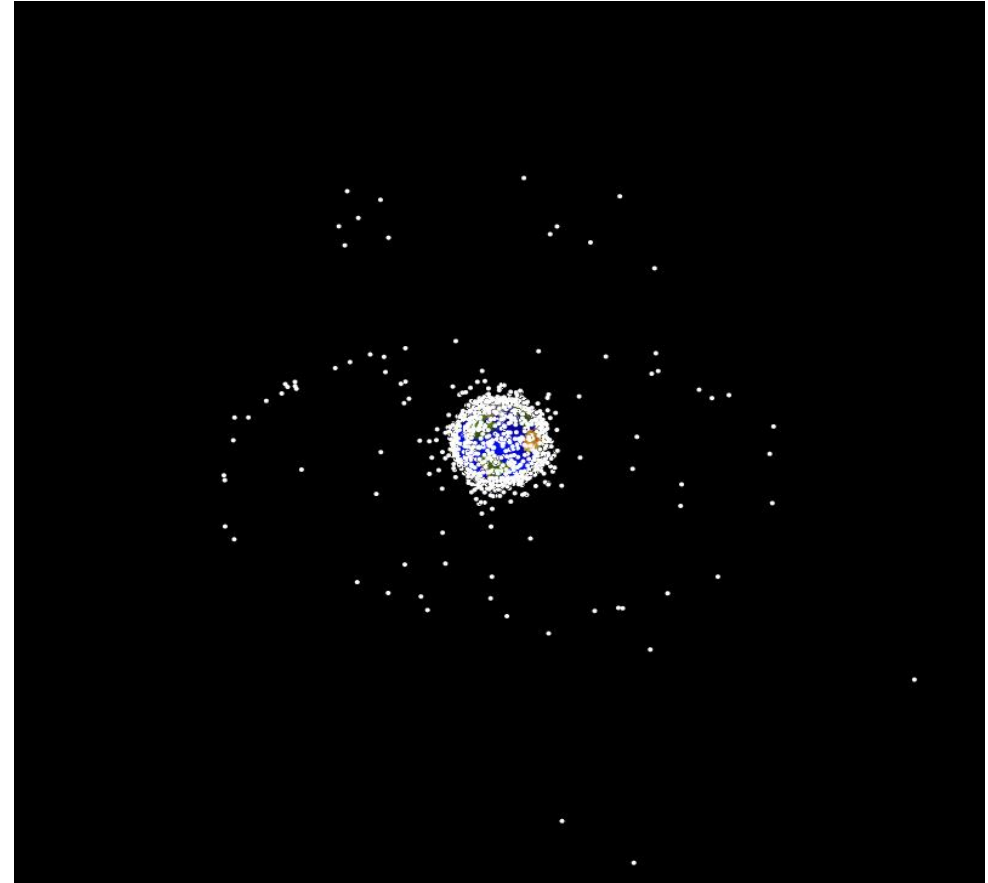
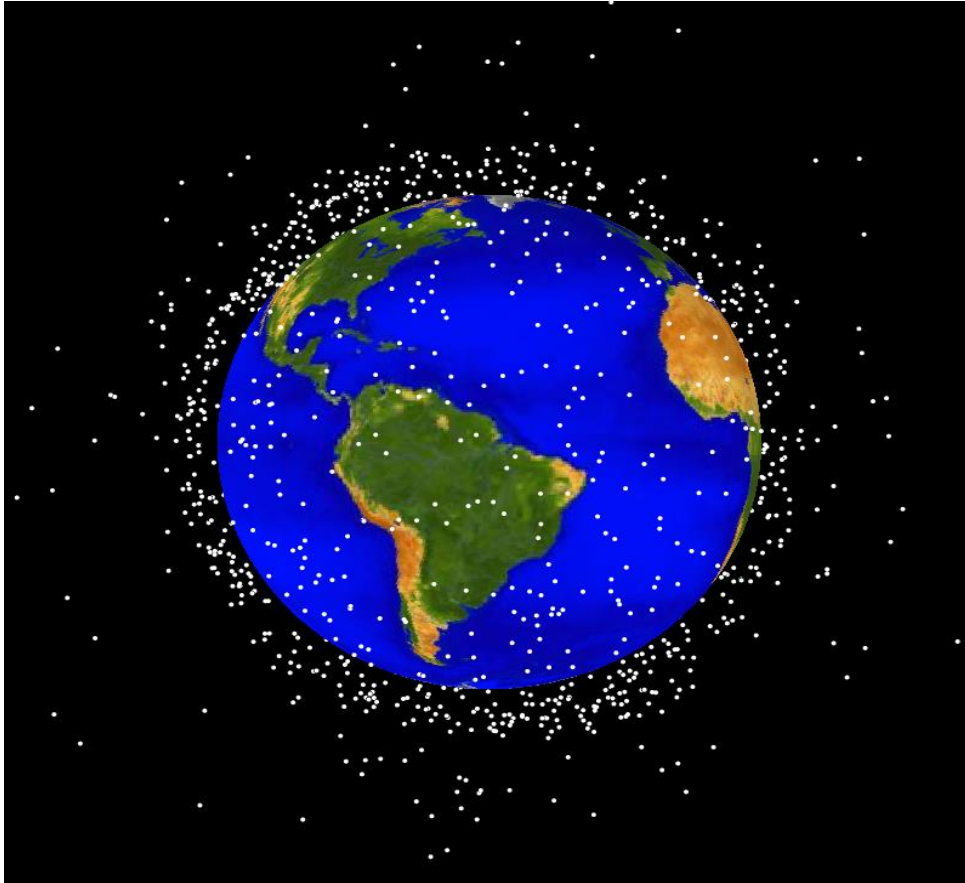
1^{er} satellite GEO en 64 (Syncom 3) / Astérix (France, 42 kg, 26/11/1965, fusée Diamant lancée depuis Hammaguir en Algérie)

EVOLUTION DE LA POPULATION ORBITALE

Environ 400 satellites en orbite + 200 étages de lanceurs



1970



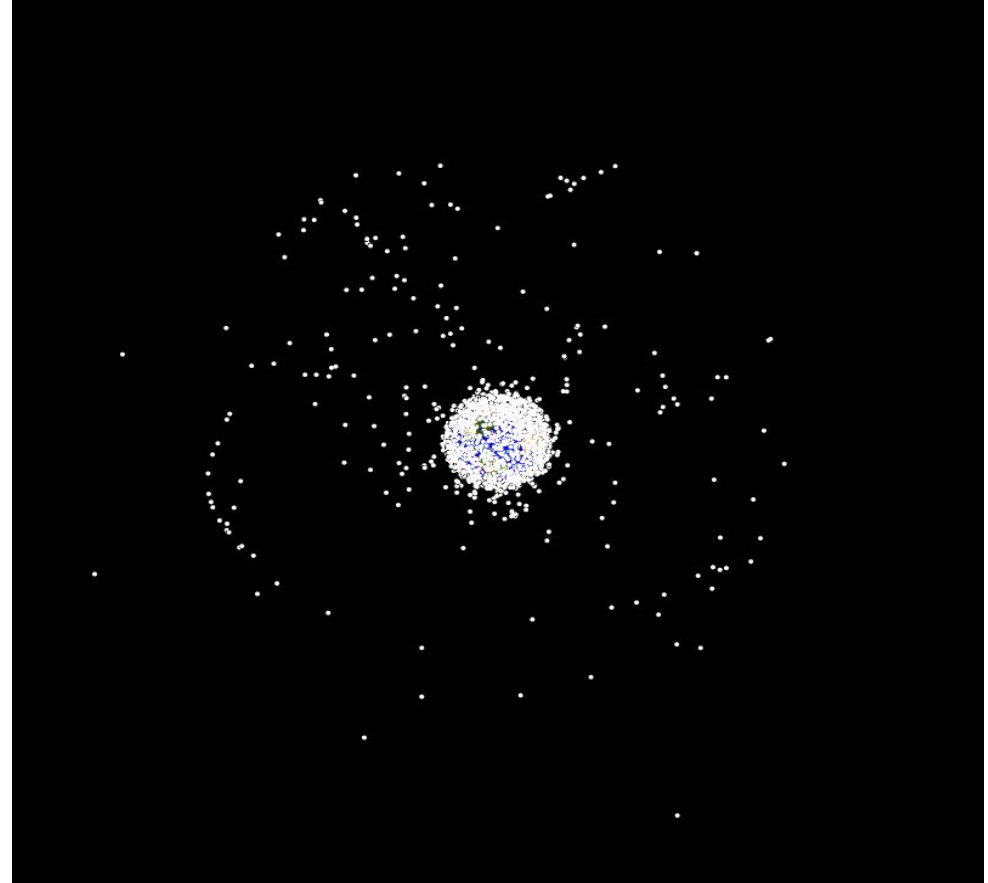
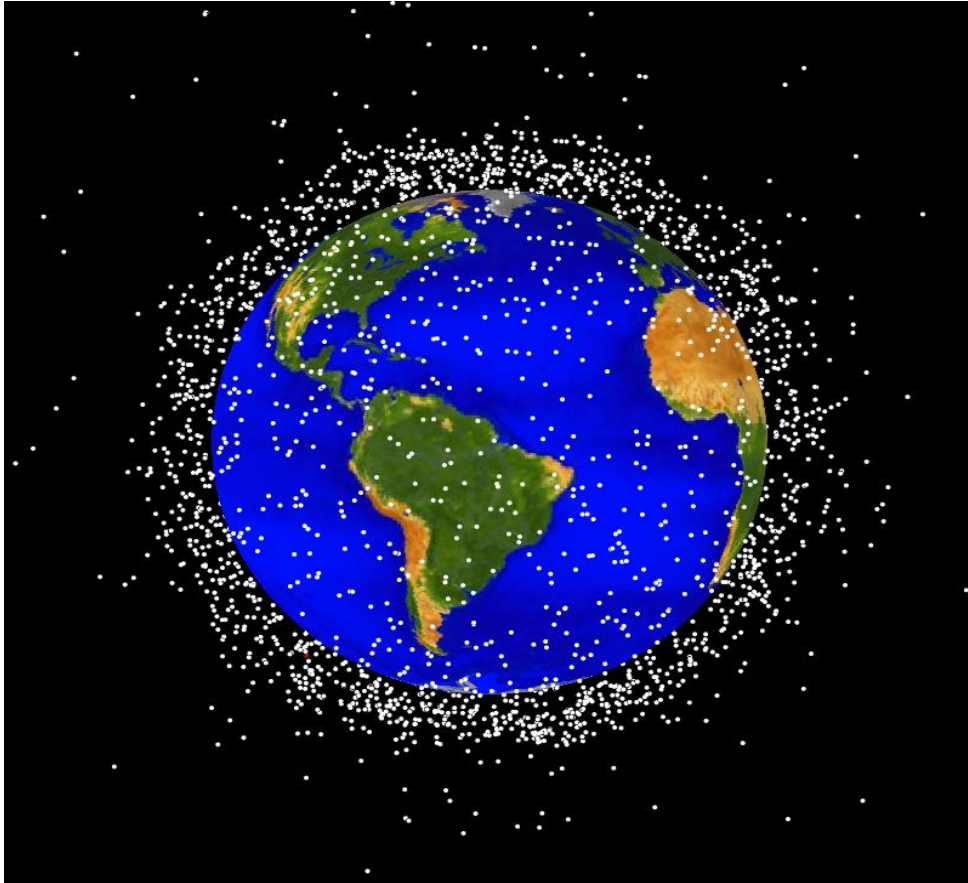
Explorer, KeyHole, OV1, DSAP, IDCSP, Vela, Intelsat (USA) / Kosmos [nom générique] (URSS)

EVOLUTION DE LA POPULATION ORBITALE

Environ 650 satellites en orbite + 400 étages de lanceurs



1975



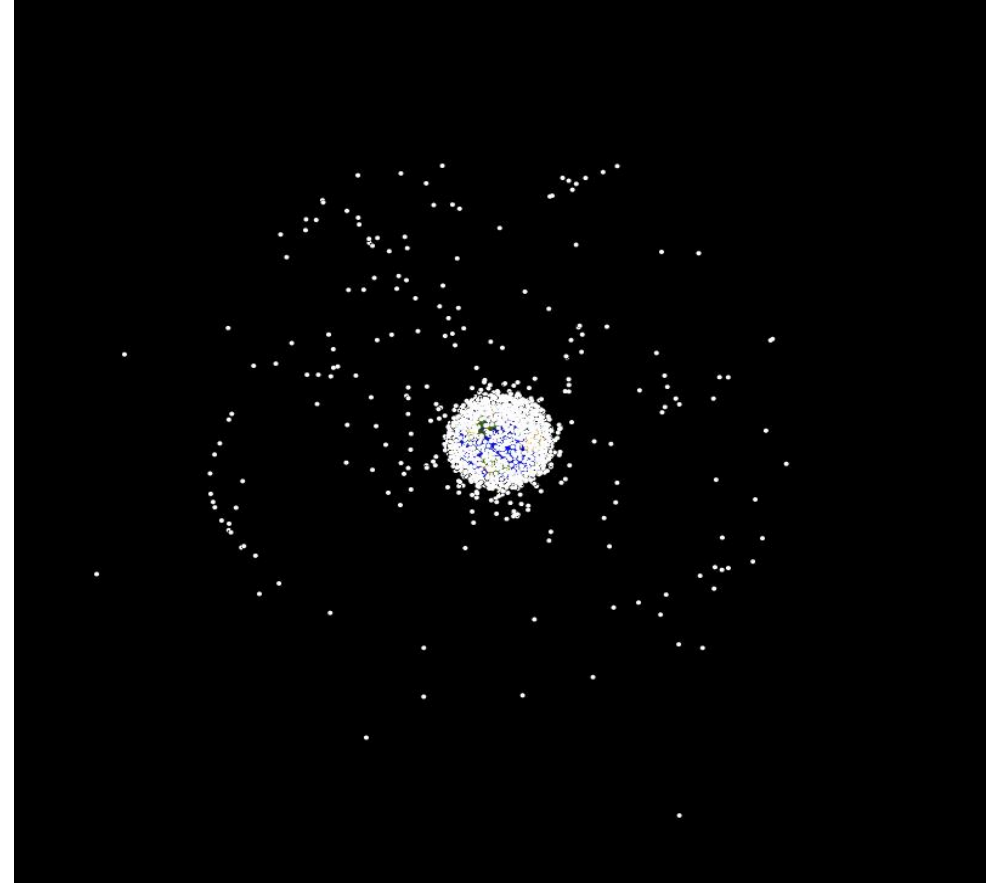
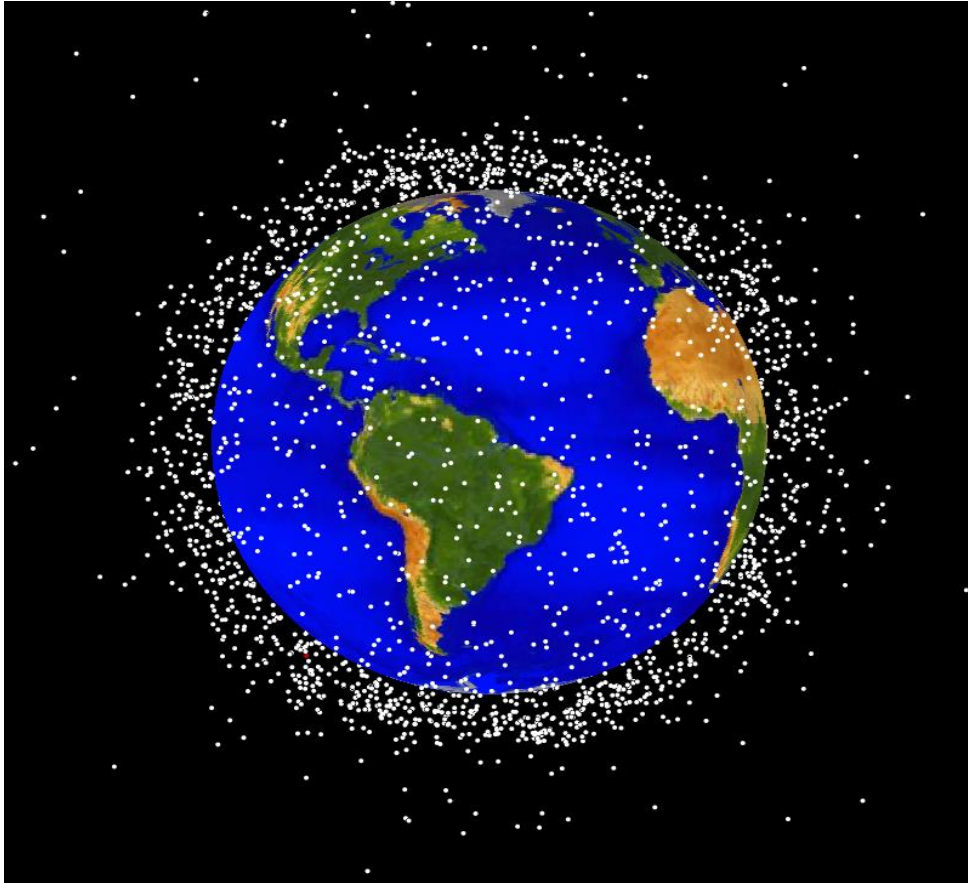
Intelsat (USA) / Kosmos, Meteor (~ 60 à ce jour) (URSS)

EVOLUTION DE LA POPULATION ORBITALE

Environ 1000 satellites en orbite + 600 étages de lanceurs



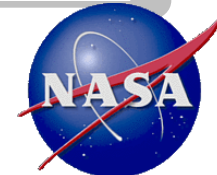
1980



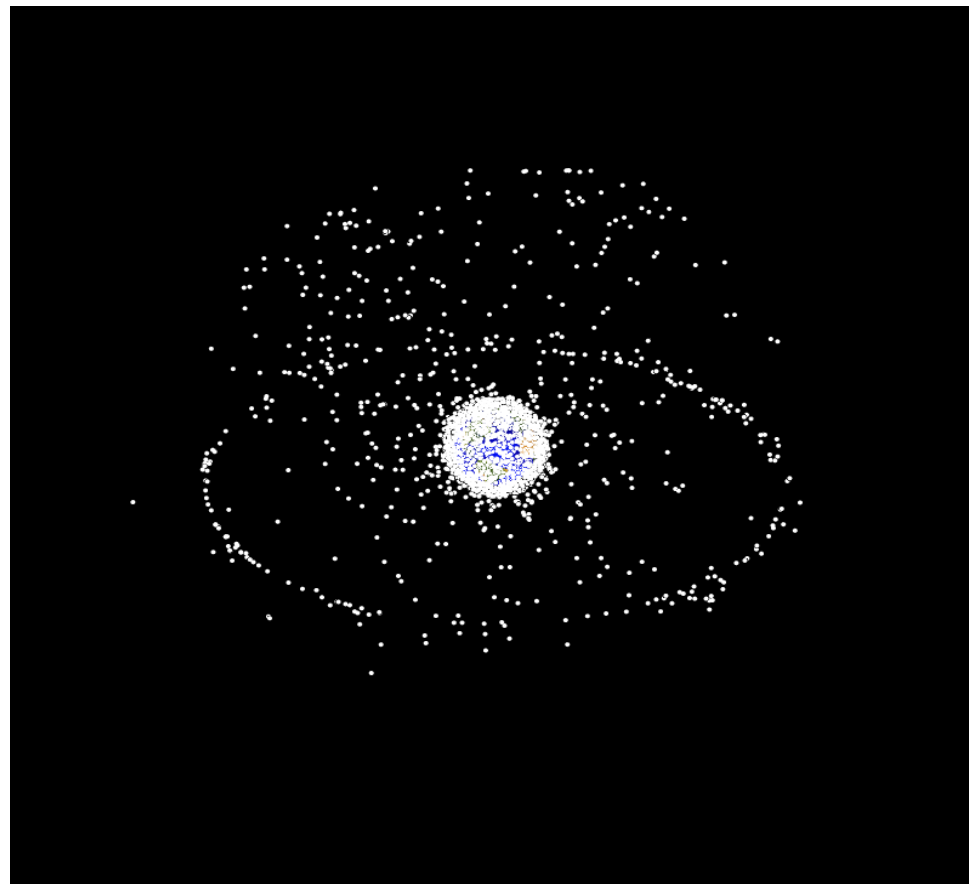
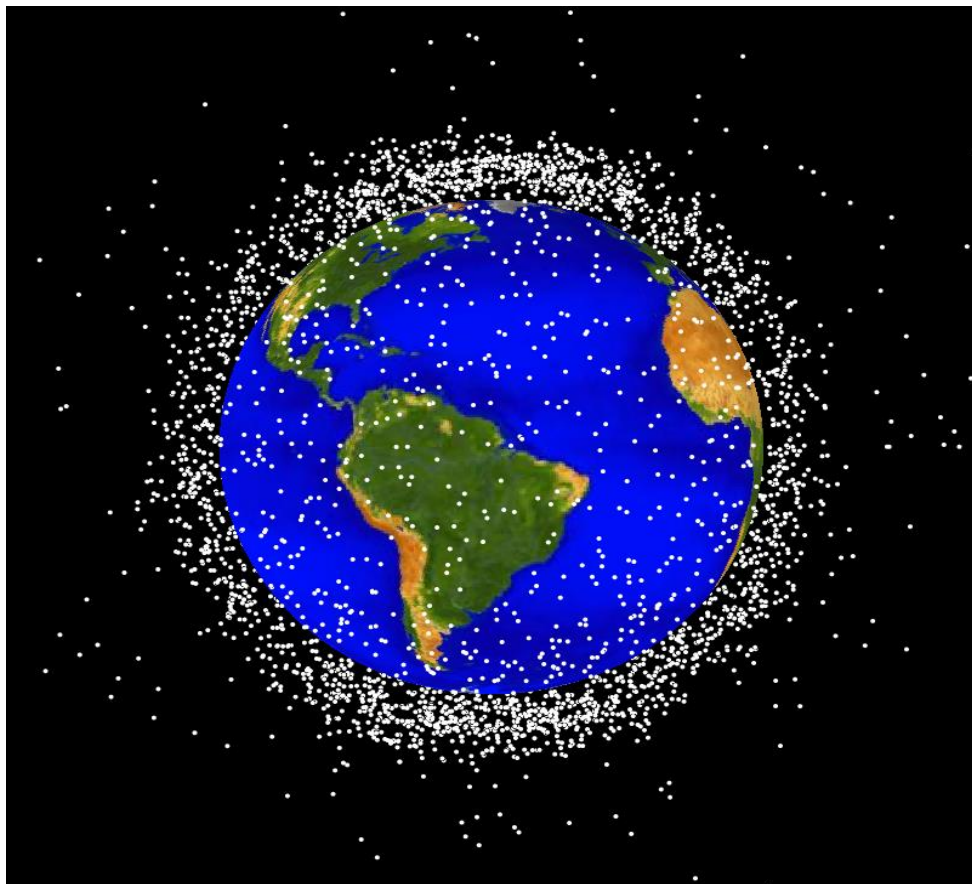
GPS (USA) : 1^{er} lancement en 1978, constellation opérationnelle en 1995
> 65 satellites en orbite à ce jour (dont 28 opérationnels)

EVOLUTION DE LA POPULATION ORBITALE

Environ 1400 satellites en orbite + 800 étages de lanceurs

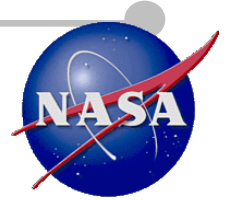


1985

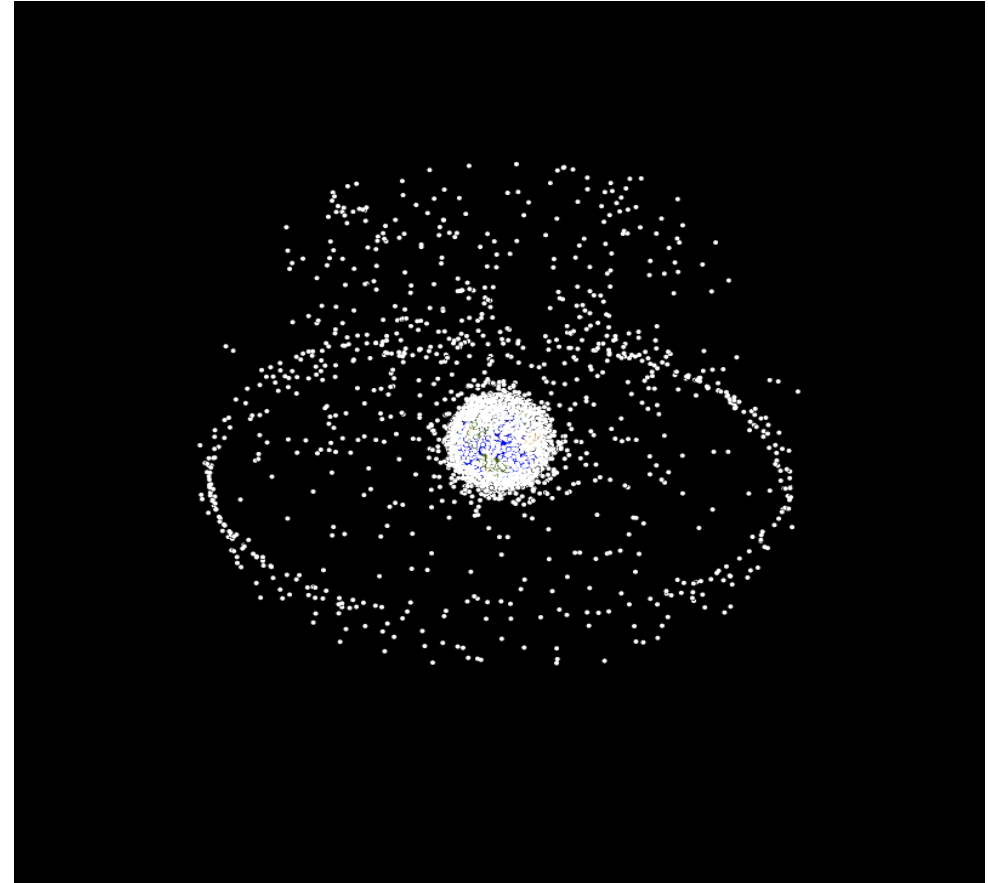
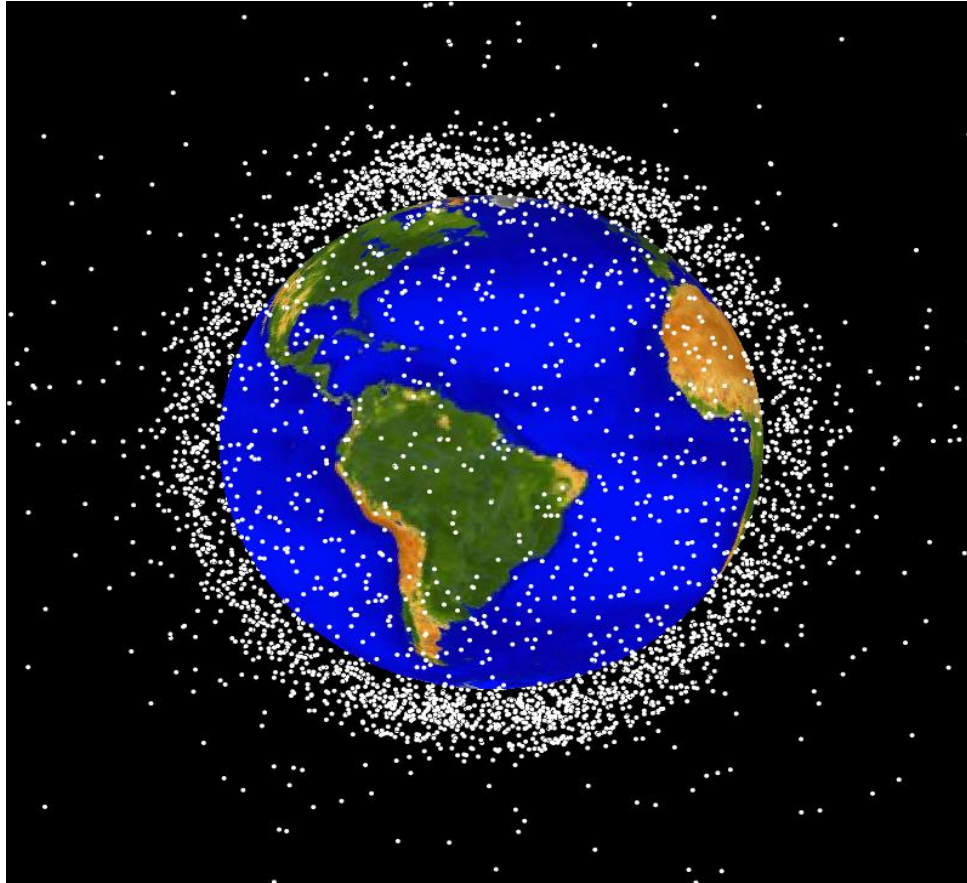


EVOLUTION DE LA POPULATION ORBITALE

Environ 1700 satellites en orbite + 1100 étages de lanceurs



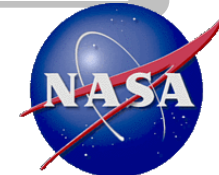
1990



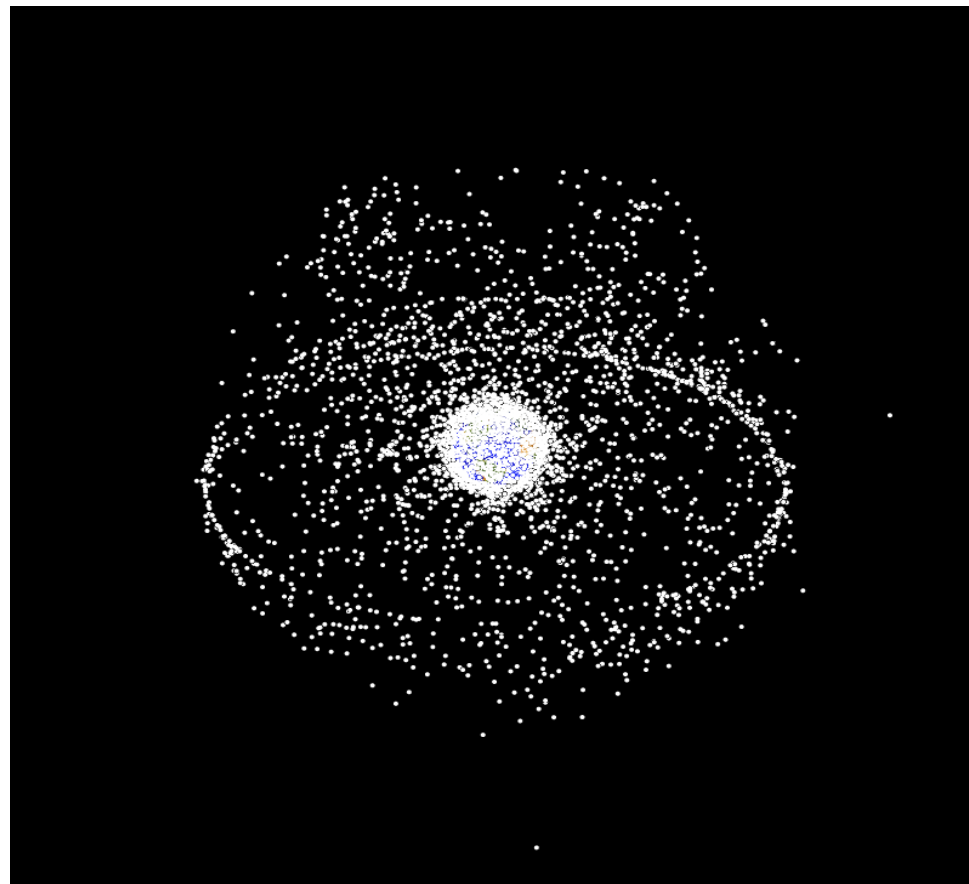
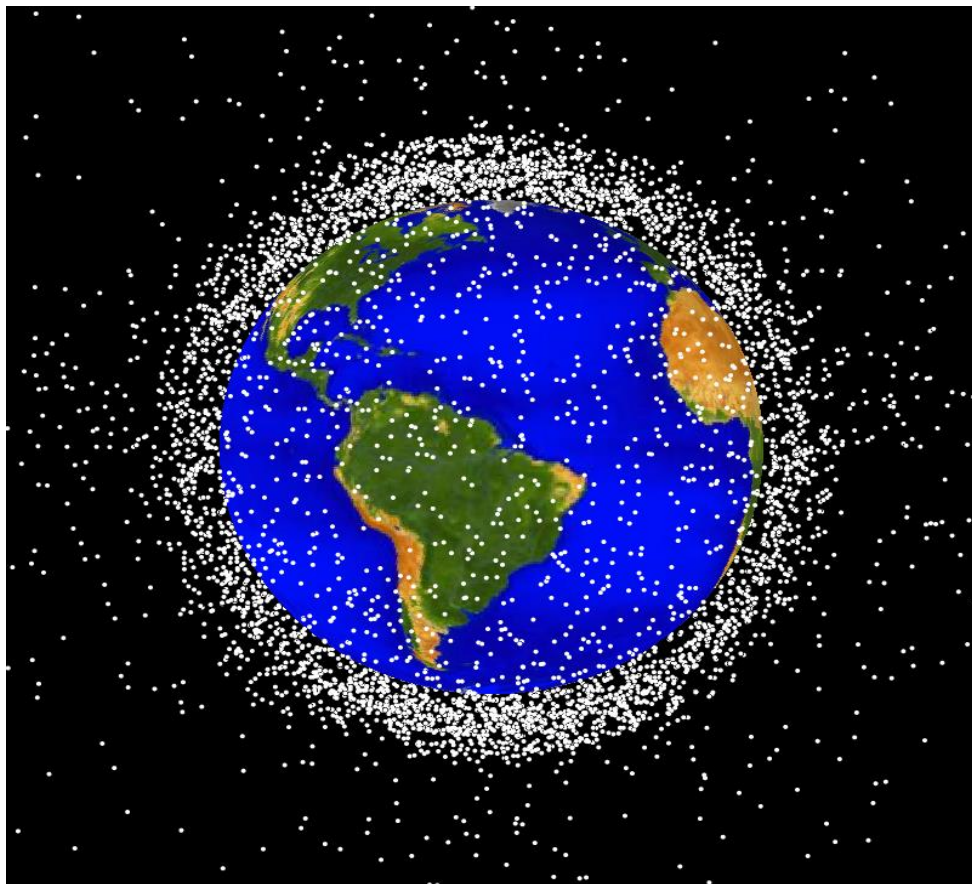
Glonass (URSS) : constellation opérationnelle en 1996 puis en 2011 (> 80 sats en orbite) / Ariane 4 (Europe) (116 vols jusqu'en 2003)

EVOLUTION DE LA POPULATION ORBITALE

Environ 2100 satellites en orbite + 1300 étages de lanceurs



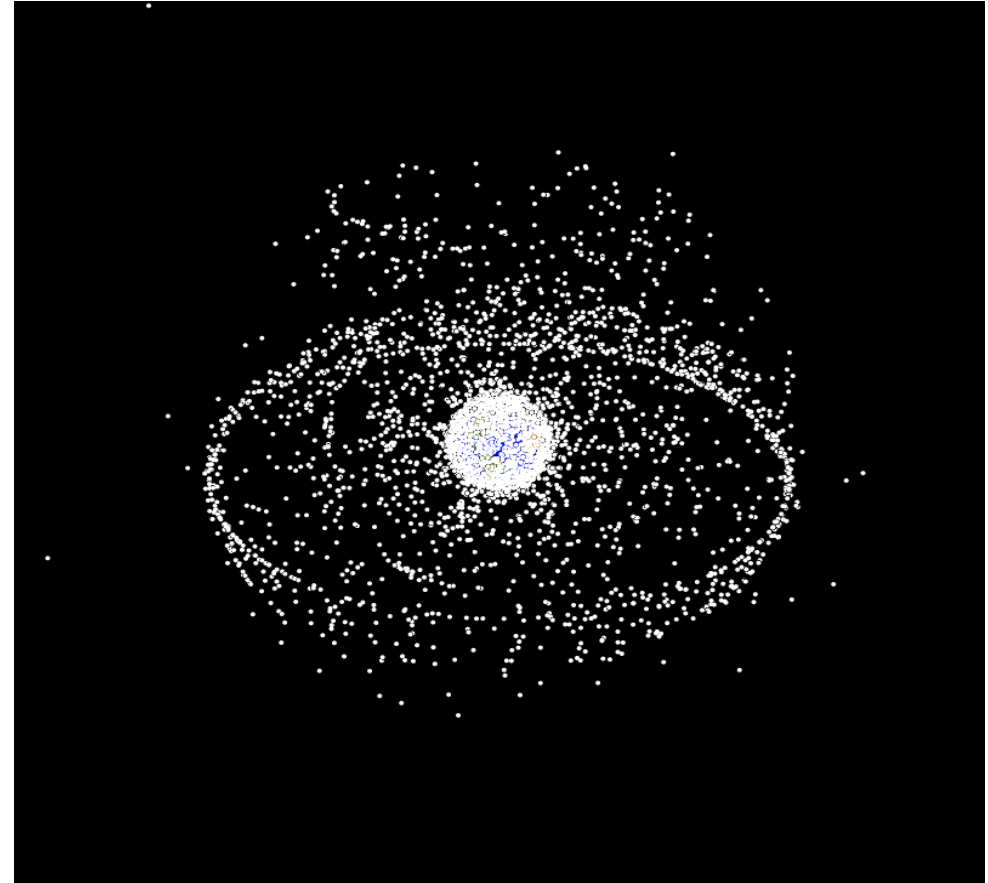
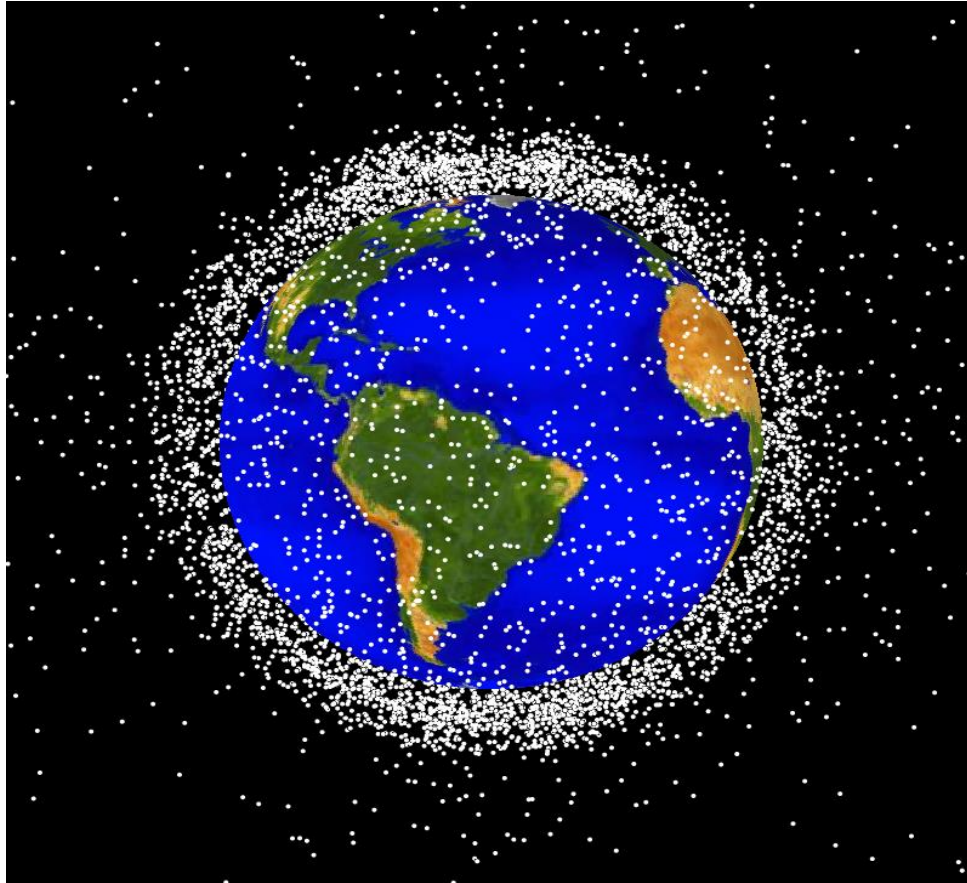
1995



EVOLUTION DE LA POPULATION ORBITALE

Environ 2600 satellites en orbite + 1500 étages de lanceurs

2000

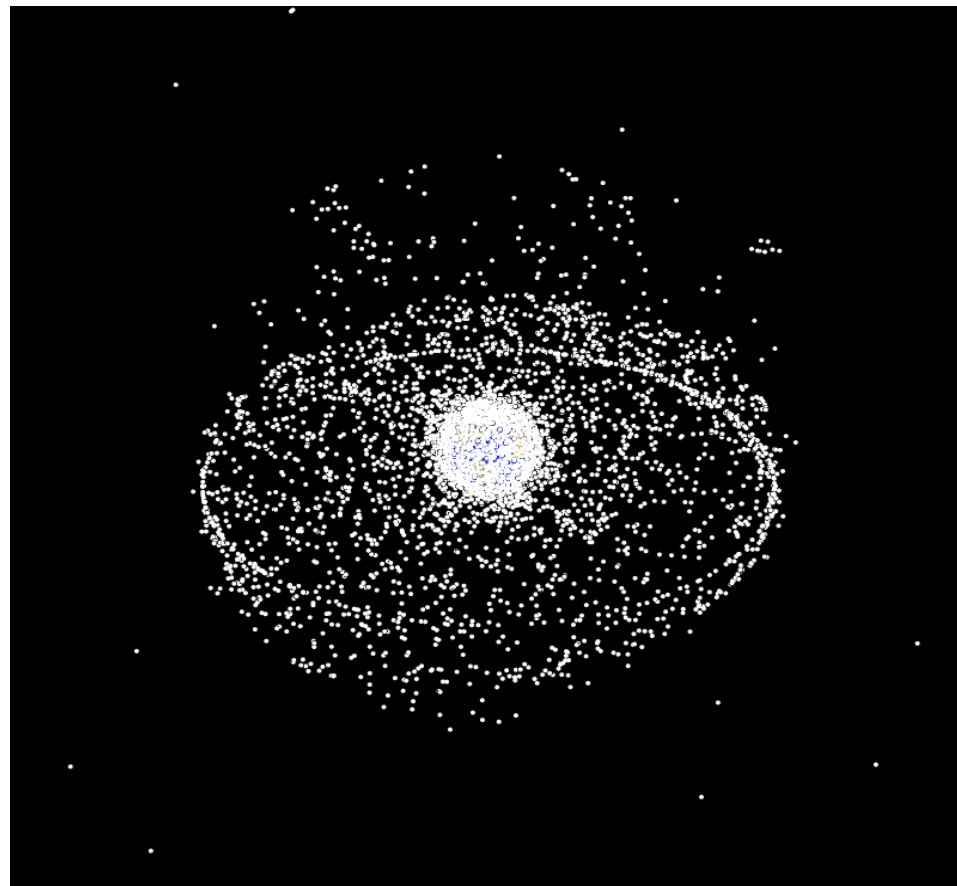
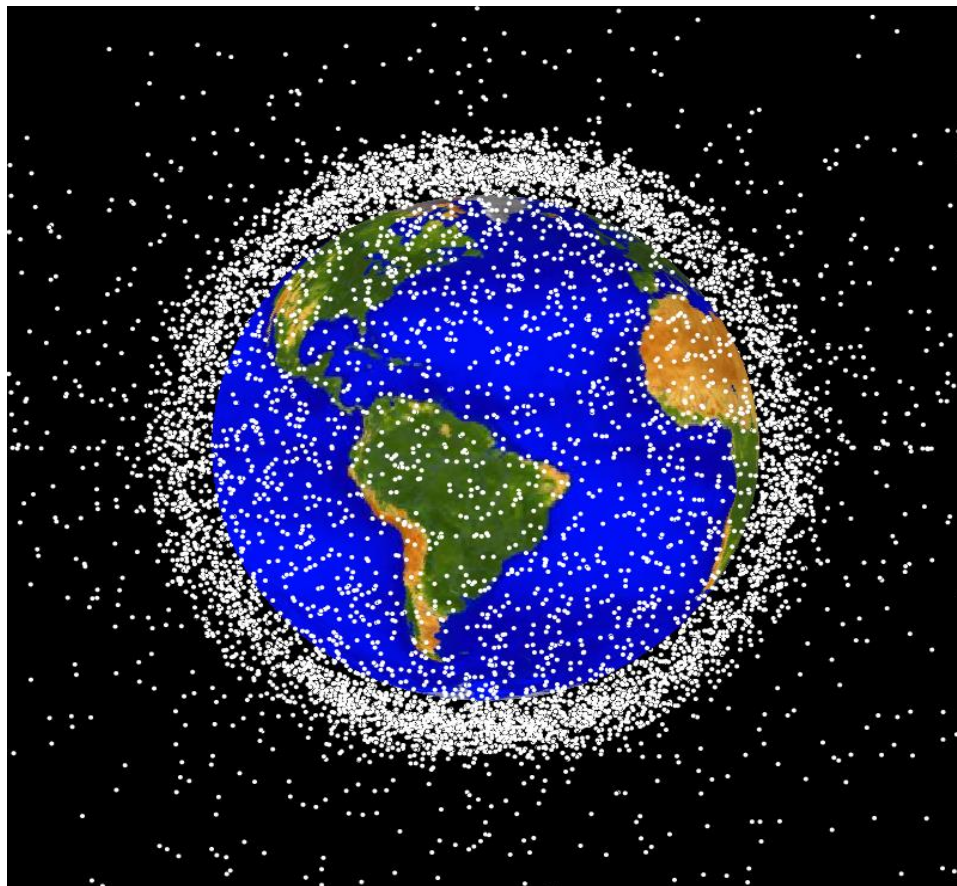
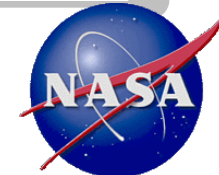


Début de l'assemblage de l'ISS / Compass-Beidou (Chine) (> 20 à ce jour) /
Ariane 5 : 1^{er} lancement en 1996 (~ 75 lancements à ce jour)

EVOLUTION DE LA POPULATION ORBITALE

Environ 2900 satellites en orbite + 1600 étages de lanceurs

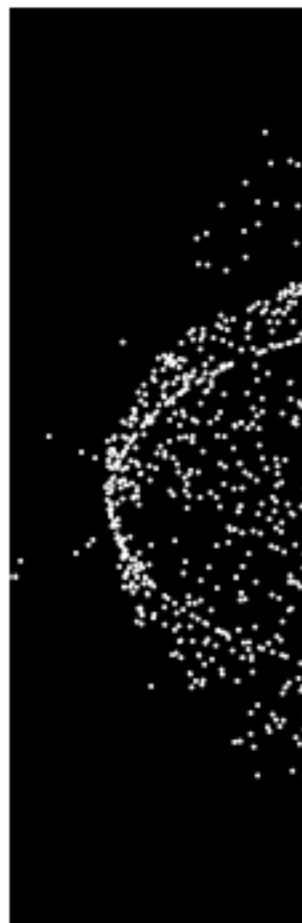
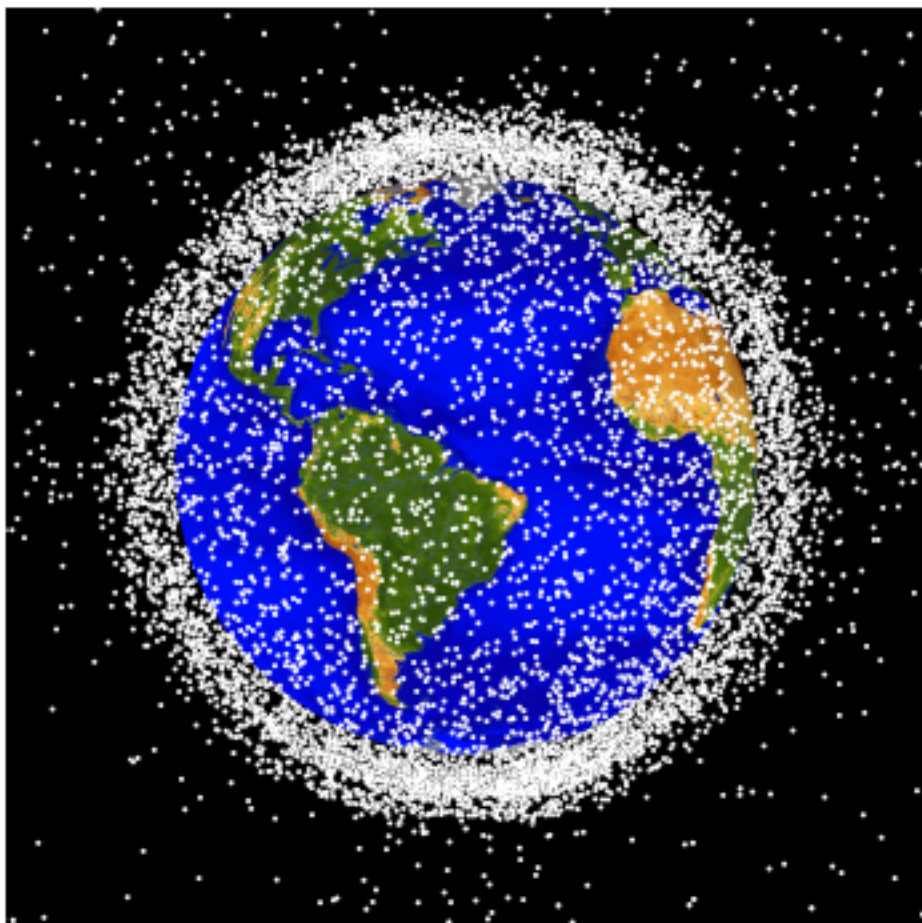
2005



EVOLUTION DE LA POPULATION ORBITALE

Environ 6500 tonnes en orbite des satellites par étage de lanceurs
dont 2500 tonnes en LEO \cong 5 x Airbus A380 (à plein)

2010



Galileo (Europe) (déploiement en cours -> 2016)

4 SOURCES PRINCIPALES DE DÉBRIS SPATIAUX

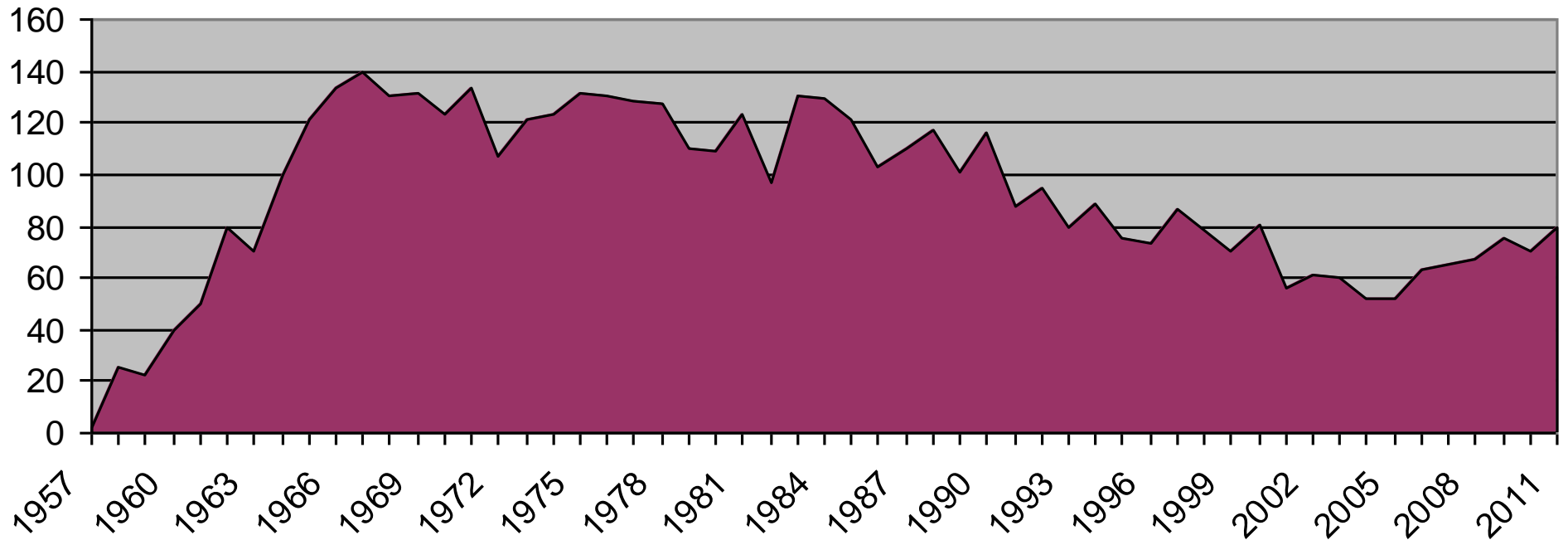
1) Lancement

Année 2013 : 78 lancements \Rightarrow 339 objets catalogués : 200 satellites mais aussi dernier étage lanceur et débris opérationnels (sangles, boulons, etc.)

Principalement en orbites LEO et GEO

Malgré une forte réduction du nombre de lancements par rapport à 1965-85

Nombre de lancements annuels réussis

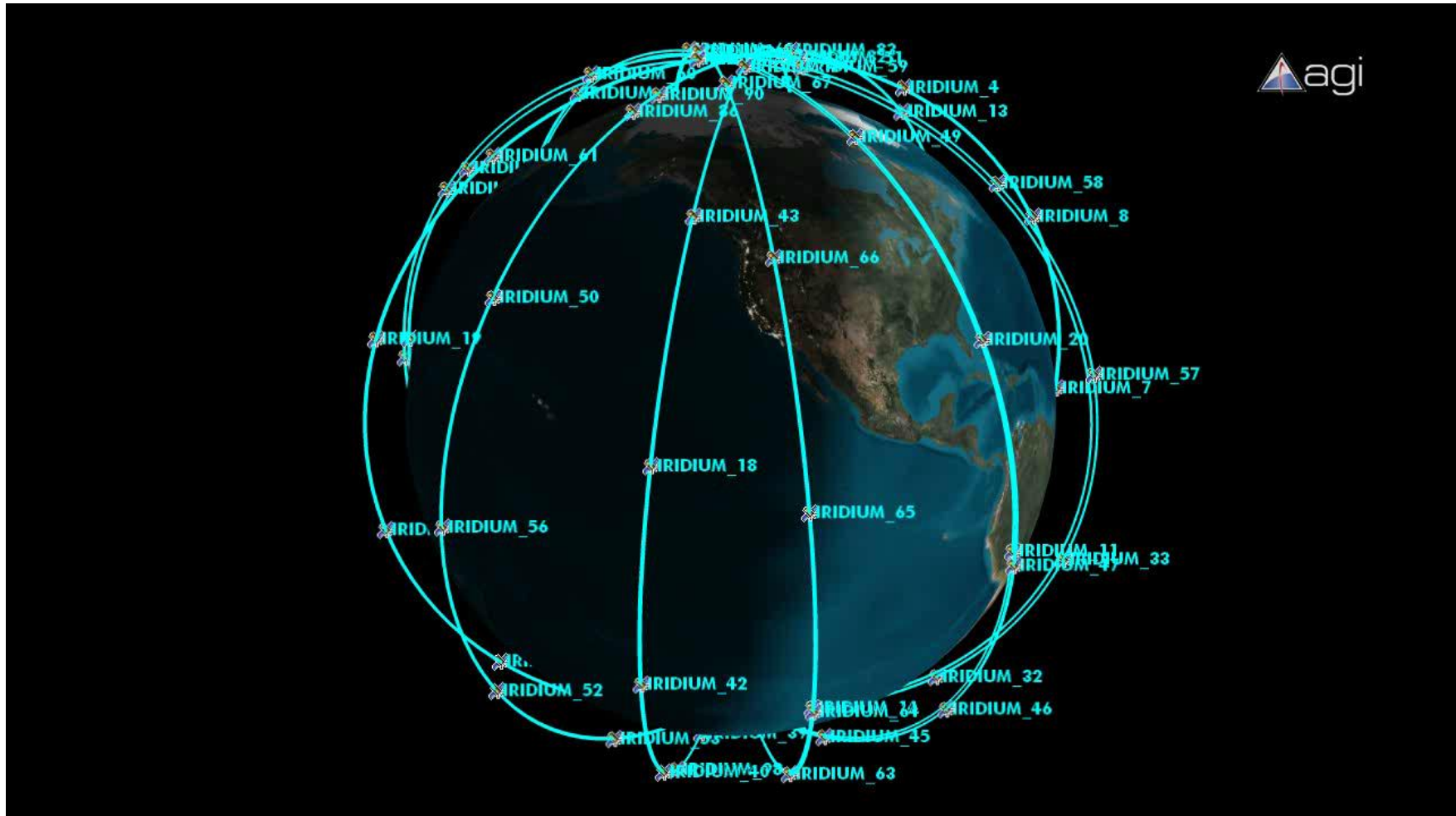


4 SOURCES PRINCIPALES DE DÉBRIS SPATIAUX

4) Collisions

- Avec de « petits » débris : endommagements, perforations
 - ✦ Génération de très petits débris
- Avec de « gros » débris : destruction du véhicule, création de débris
 - ✦ 4 collisions enregistrées entre objets catalogués
 - » 1991 : satellite Cosmos 1934 (Russie) et débris de Cosmos 926 (Russie)
 - » 24/07/1996 : microsatellite Cerise (France) et débris d'Ariane (Europe)
 - » 17/01/2005 : étage supérieur Thor (USA) et fragment d'un lanceur CZ-4 (Chine)
- La collision la plus récente : 10 février 2009 : satellite Iridium 33 actif (USA, l'un des 72 satellites de la constellation) et satellite Cosmos inactif (Russie)
 - ✦ 2000 débris catalogués en 2009, dont 90% sont toujours en orbite

COLLISION IRIDIUM 33 / COSMOS 2251 LE 10/02/2009 À 16H49:57 (TU) À 800 KM D'ALTITUDE

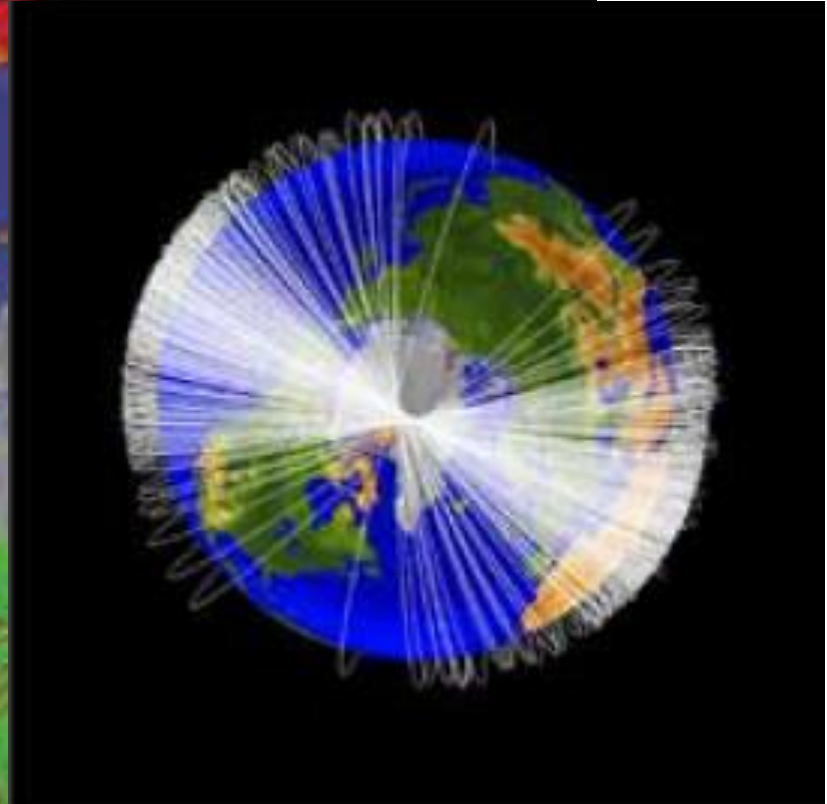
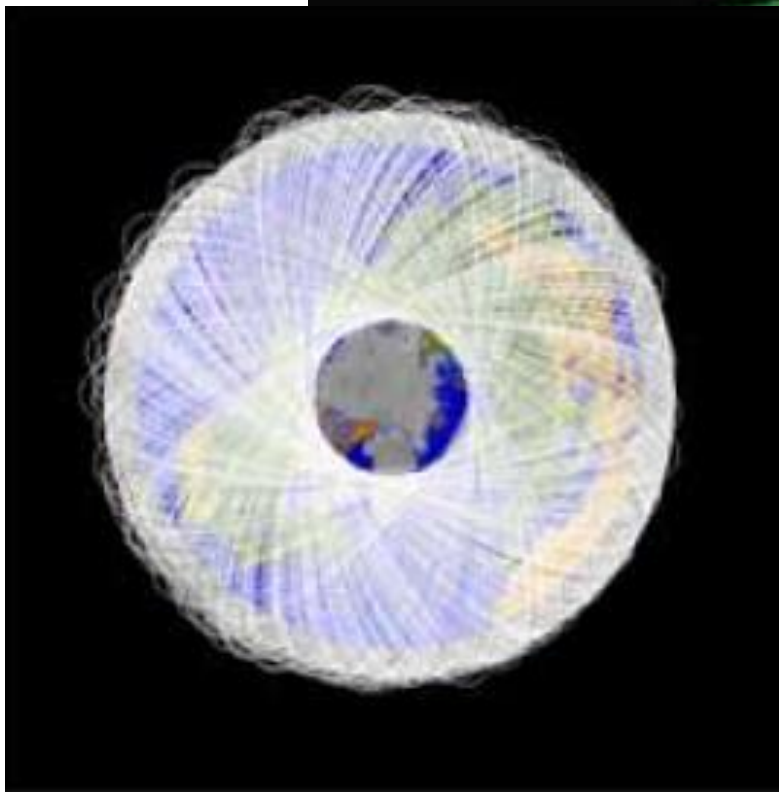


COLLISION IRIDIUM 33 / COSMOS 2251 LE 10/02/2009 À 16H49:57 (TU) À 800 KM D'ALTITUDE

Iridium 33 / Cosmos 2251
Collision En quelques heures

Débris Cosmos 2251

Débris Iridium 33

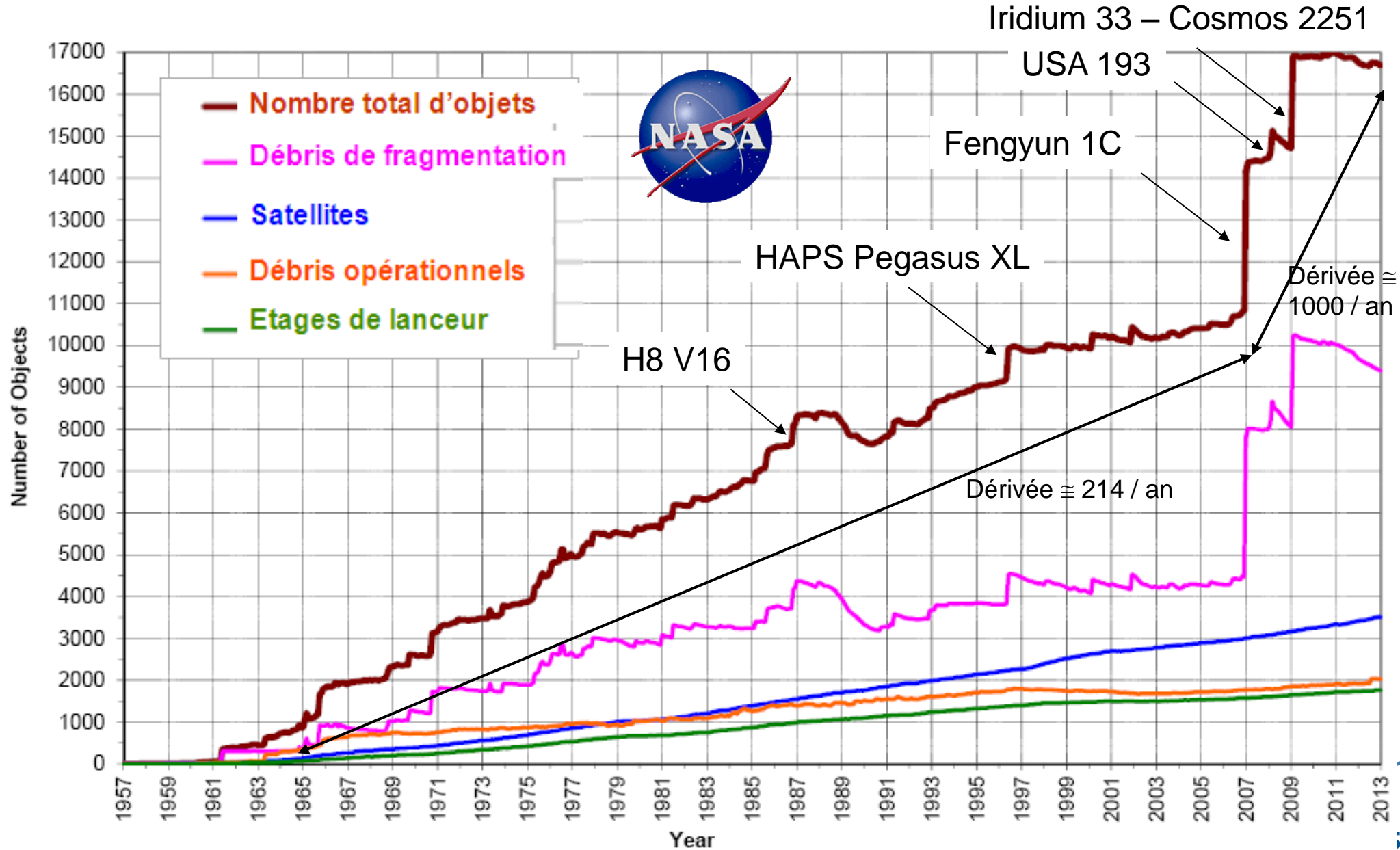


U2

« RECENSEMENT » DES OBJETS ARTIFICIELS EN ORBITE

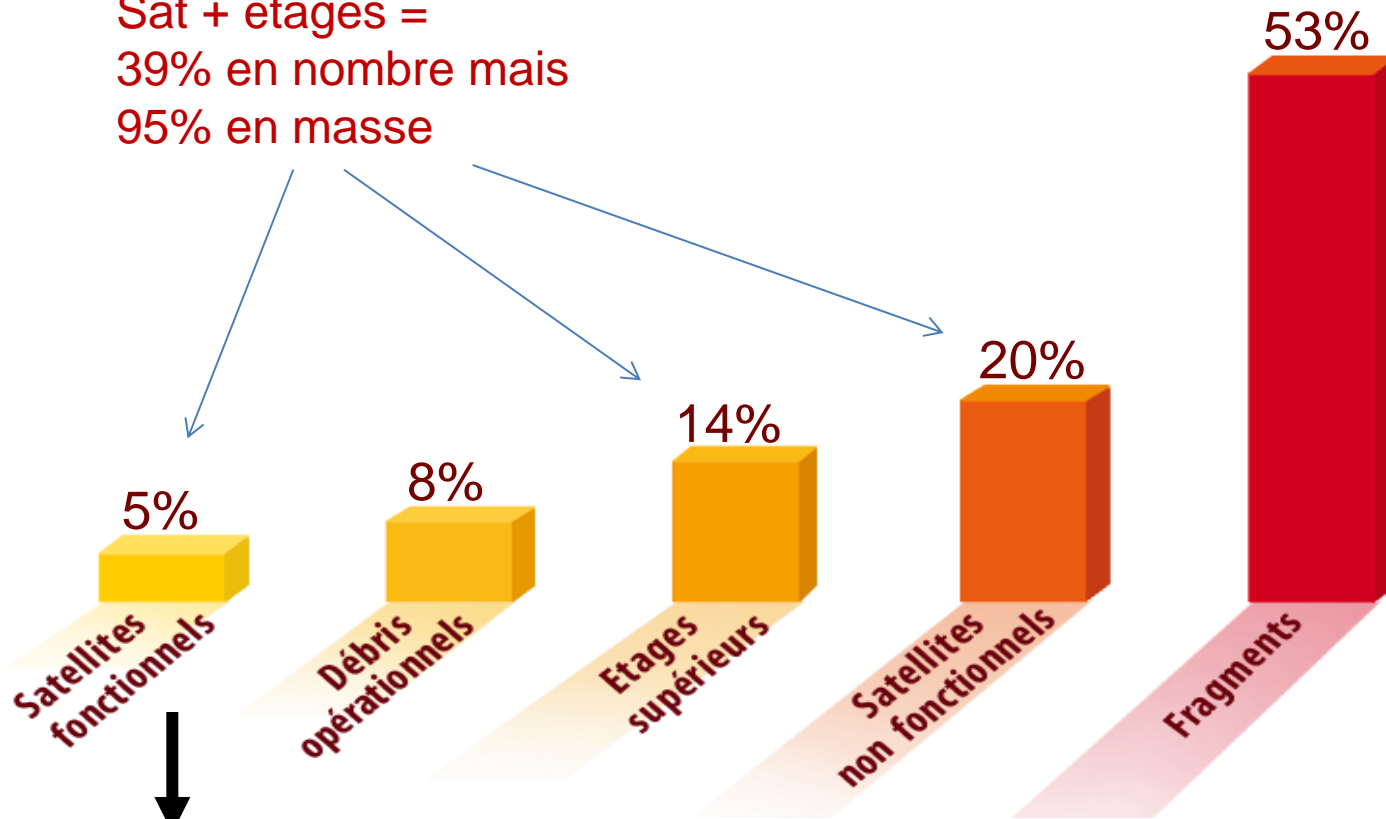
- Depuis le 4/10/1957 : environ 5 000 lancements
- Environ 22 000 objets > 10 cm (dont env. 17 000 dans catalogue public) représentant > 99% de la masse totale
- Environ 700 000 objets de 1 à 10 cm (non catalogués)
- > 100 millions d'objets de 0,1 à 1 cm (non catalogués)

ÉVOLUTION DU NOMBRE D'OBJETS CATALOGUÉS DEPUIS 1957



OBJETS CATALOGUÉS

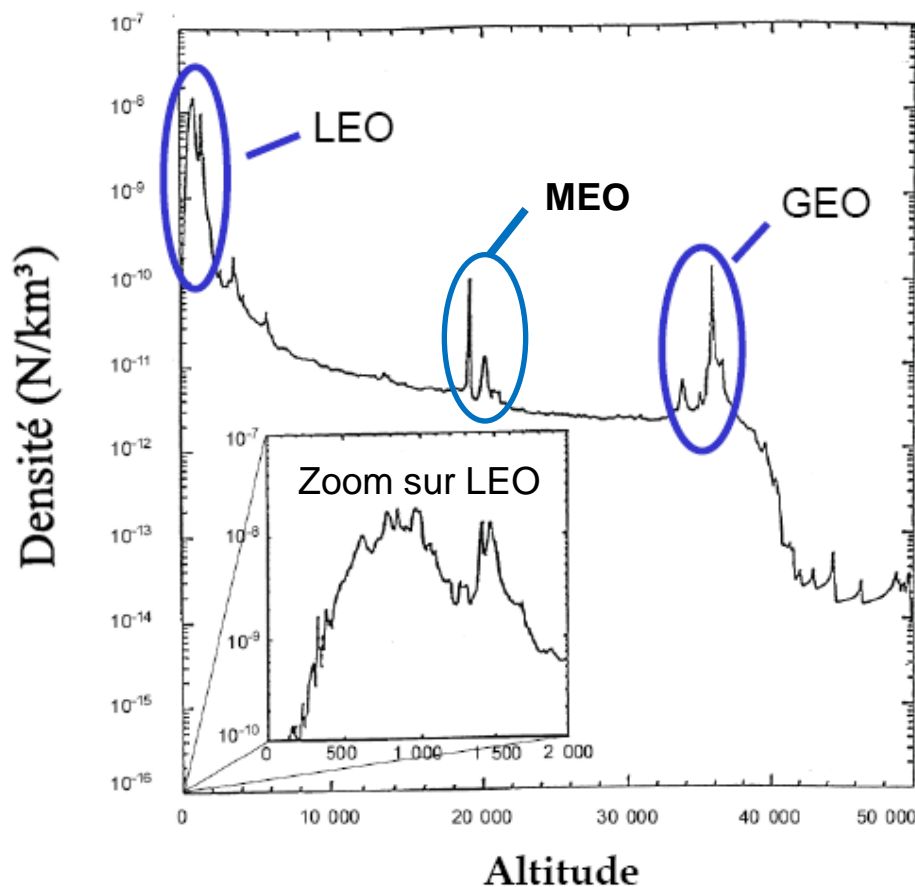
Sat + étages =
39% en nombre mais
95% en masse



● Environ 900 satellites actifs :

- ◆ 400 en GEO
- ◆ 400 en LEO
- ◆ 100 ailleurs

DISTRIBUTION EN ORBITE DES OBJETS ARTIFICIELS



- Densité connue pour les gros objets (≥ 10 cm), bien moins bien pour les plus petits
- Densité la plus élevée en LEO avec des pics à 800 et 1500 km
- On constate aussi des pics en orbites MEO et GEO
- Débris regroupés en majorité sur des orbites fortement inclinées : 70° à 105°

DENSITÉ DES OBJETS ARTIFICIELS

- L'espace est immense : la densité des objets dans les altitudes les plus peuplées est comparable à 2 bouteilles en mer Méditerranée



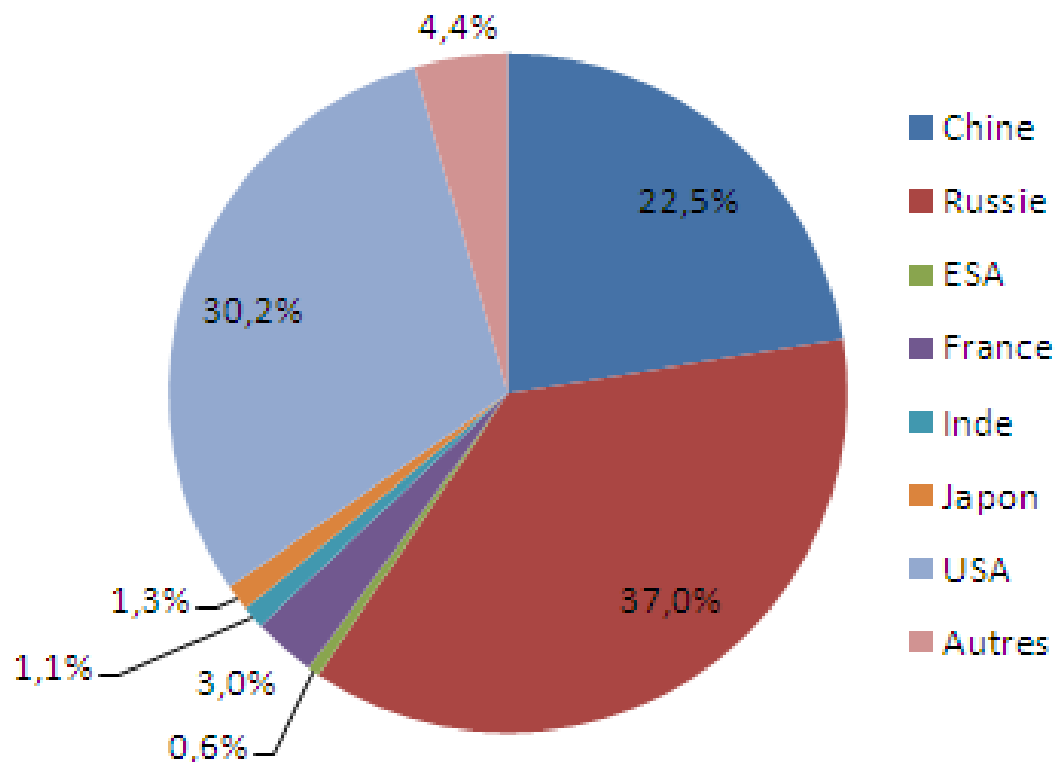
CONTRIBUTION DE LA FRANCE

- 4^{ème} contributeur sur 69 pays ou organisations, après la Russie, les USA et la Chine
- Mais contribution globalement très faible \approx 3% des objets en orbite (58 satellites actifs + env. 60 hors service + 200 éléments lanceurs Diamant, Ariane, Soyouz, ... + env. 200 débris)

SATELLITE BOX SCORE

(as of 9 April 2014, cataloged by the U.S. SPACE SURVEILLANCE NETWORK)

Country/ Organization	Payloads	Rocket Bodies & Debris	Total
CHINA	158	3588	3746
CIS	1437	4733	6170
ESA	47	47	94
FRANCE	58	445	503
INDIA	56	120	176
JAPAN	130	81	211
USA	1275	3767	5042
OTHER	623	118	741
TOTAL	3784	12899	16683



Source : www.orbitaldebris.jsc.nasa.org

2. SITUATION PRÉVISIONNELLE À MOYEN-LONG TERME

- Durée de vie orbitale d'un débris
- Présentation du syndrome de Kessler

DURÉE DE VIE ORBITALE D'UN DÉBRIS

- Même à très haute altitude, il existe un léger freinage naturel permanent à cause de l'atmosphère résiduelle

- Traînée = freinage = érosion de l'orbite => rentrée atmosphérique

- ◆ Nettoyage rapide pour les orbites très basses (< 300 km)

- ◆ Nettoyage plus lent pour les orbites plus hautes (> 600 km)

$$\frac{da}{dt} = -\rho \sqrt{\mu a} \frac{S \cdot C_x}{m}$$

- Exemples (ordres de grandeur, avec activité solaire moyenne) :

- ◆ Satellite de gravimétrie (altitude = 250 km)

15 jours

- ◆ Station spatiale (400 km)

6 mois

- ◆ Télescope spatial Hubble (600 km)

10 ans

- ◆ 3ème étage Ariane 4 (périgée 200 km / apogée 36 000 km)

env. 10 ans

- ◆ Satellite SPOT (800 km)

200 ans

- ◆ Satellite géostationnaire (36 000 km)

millions d'années

SYNDROME DE KESSLER

1. Production permanente de nouveaux débris orbitaux (collisions et fragmentations notamment)
2. Nettoyage naturel des orbites par traînée atmosphérique

- Réaction en chaîne quand $1 > 2$

- ◆ Instabilité connue sous le nom de « **syndrome de Kessler** »

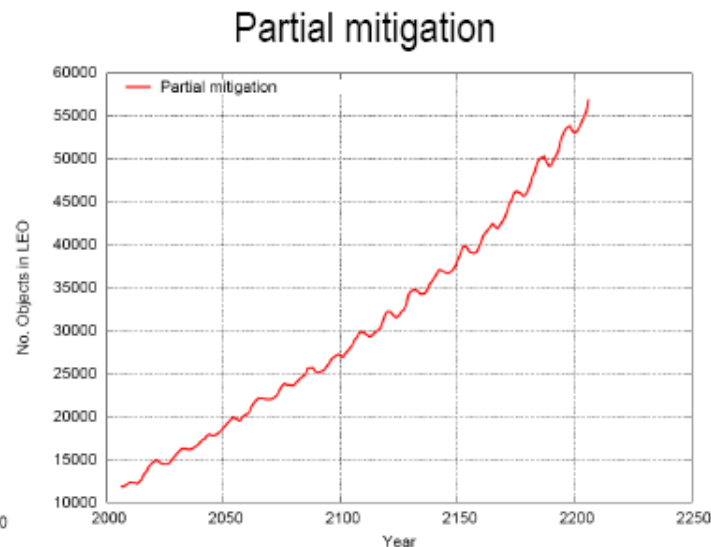
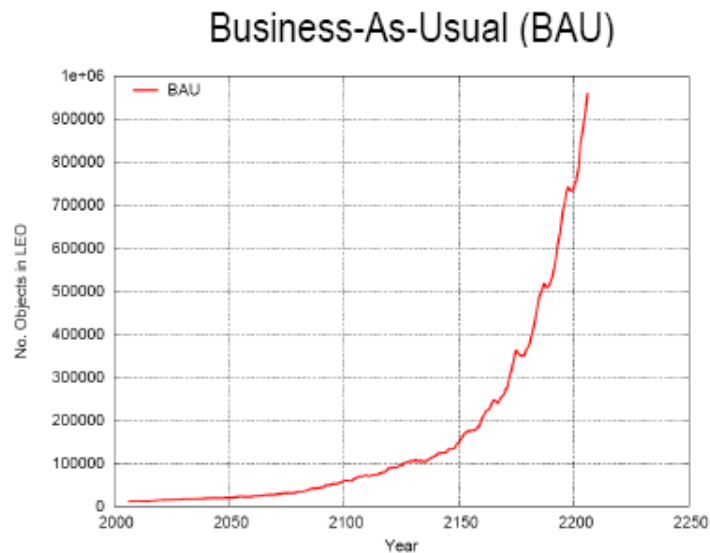
N.B. : Donald J. Kessler (NASA) a publié dès juin 1978 dans le Journal of Geophysical Research Vol. 83 : "Collision Frequency of Artificial Satellites : The Creation of a Debris Belt.", en collaboration avec Burton G. Cour-Palais

- Suspectée actuellement entre 700 et 1000 km (et vers 1500 km à confirmer)

- Même s'il n'y avait plus aucun lancement à partir de demain, le nombre d'objets orbitaux dans la bande 700 – 1000 km risquerait de croître exponentiellement

SYNDROME DE KESSLER

- Selon certains modèles, la situation à long terme pourrait devenir catastrophique
- Nombreux modèles d'évolution de densité orbitale dans le temps
 - ◆ MEDEE (CNES), Evolve, Legend (NASA), Delta (Qinetiq –ESA), CNUCE (Italie), JAXA, ...
 - ◆ Simulations relativement complexes : intègrent les effets des collisions (génération de débris)
 - ◆ Importance des hypothèses : nombre de fragmentations, %age de retrait en fin de mission, etc.
 - ◆ Résultats globalement cohérents **mais non partagés par le CNES**



Starting in 2020:

- De-orbiting of objects below 1300 km
- Passivation

Exemple d'une simulation ESA (pessimiste)

3. MOYENS DE MESURE

- Moyens de mesure au sol
- Capacités américaines de surveillance de l'Espace
- Capacités françaises de surveillance de l'Espace
- Moyens de mesure in situ

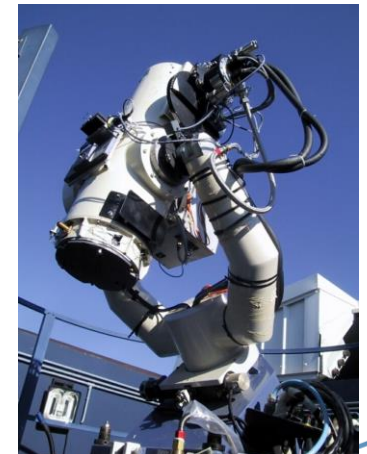
MOYENS DE MESURE AU SOL



- Radars (liste non exhaustive) :
 - ◆ détection d'objets de 1 cm orbitant à 1000 km
 - ◆ suivi des objets de plus de 10 cm
 - ◆ très bien adapté pour les orbites basses
 - ◆ USA : Space Surveillance Network (voir planche suivante), réseau militaire
 - ◆ Europe : FGAN/TIRA (ϕ 34 m), radar GRAVES, divers moyens militaires
 - ◆ Russie : réseau militaire (9 radars)

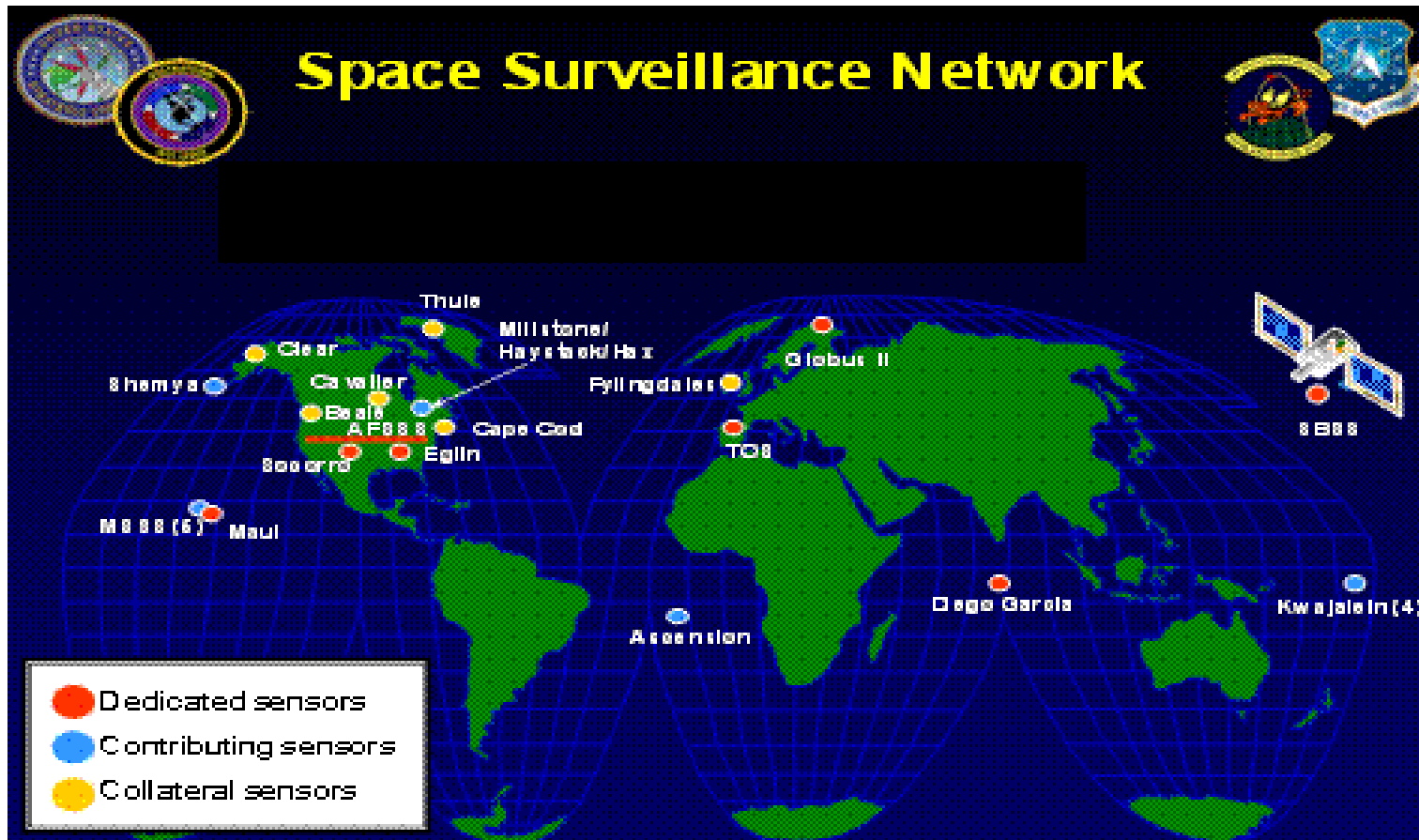


- Télescopes (liste non exhaustive) :
 - ◆ détection d'objets de 20 cm en GEO (36 000 km)
 - ◆ suivi des objets de plus de 1 m
 - ◆ très bien adapté pour l'orbite géostationnaire
 - ◆ USA : cf. SSN
 - ◆ Europe : Tarot (CNES), télescope dédié aux Canaries (Zeiss ϕ 1 m)
 - ◆ Russie : International Scientific Optical Network (ISON) : 80 télescopes sur 35 sites



CAPACITÉS AMÉRICAINES DE SURVEILLANCE DE L'ESPACE : SPACE SURVEILLANCE NETWORK

- Un réseau mondial de 29 capteurs (radars et télescopes, civils et militaires) observant en routine plus de 22 000 objets (> 10 cm) => permet d'établir et de maintenir un « catalogue »



Les capacités françaises SST utilisées par le CNES

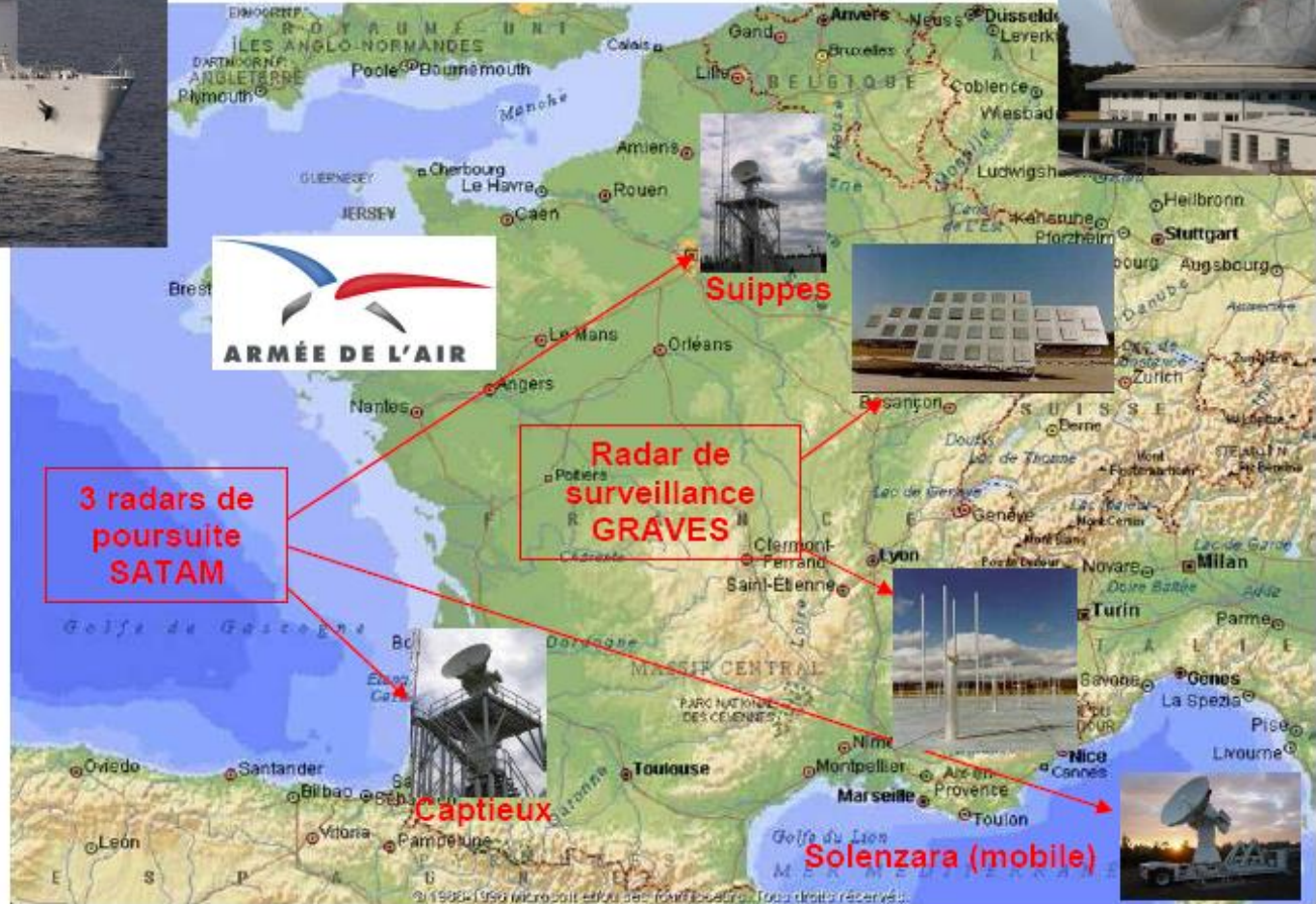


MONGE :
radars de
poursuite
ARMOR 1&2 et
Normandie



+

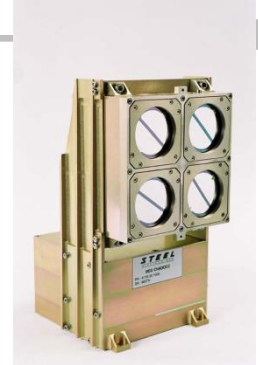
**Radars de poursuite et
d'imagerie TIRA
(Fraunhofer FHR)**



MOYENS DE MESURE IN SITU

- Capteurs spécifiques :

- ◆ capteurs CMOS, détection de charge, multigrilles, ...
- ◆ détection de très petits objets (1 à 10 μm)
- ◆ adapté pour les très petits débris seulement



- Analyse après vol :

- ◆ panneaux solaires du télescope spatial Hubble (dernière mission de maintenance effectuée en 2009)
- ◆ impacts sur la navette américaine (dernier vol en juillet 2011)
- ◆ adapté pour les très petits débris seulement et pour certaines zones orbitales uniquement

- En résumé, les moyens de mesure permettent :

- ◆ pour les objets $> 10\text{ cm}$: une connaissance déterministe et précise
- ◆ pour les objets $< 10\text{ cm}$: une connaissance statistique seulement

4. RENTRÉES ATMOSPHÉRIQUES

- Caractéristiques des rentrées contrôlées et incontrôlées
- Rentrée atmosphérique contrôlée : cas de l'ATV
- Rentrées atmosphériques incontrôlées : la difficulté de prédire où et quand
- Exemples et images de débris
- Statistiques
- Tentative de comparaison entre risque « naturel » et risque « artificiel »

RENTRÉES ATMOSPHÉRIQUES : CARACTÉRISTIQUES

- 2 principaux types de rentrées atmosphériques :
 - ✦ suite à une décélération naturelle via la force de traînée atm. = **rentrée incontrôlée**. Zone de retombée et date difficilement prédictibles (voir plus loin).
 - ✦ suite à l'utilisation des moteurs de l'objet spatial (concept de « rétro-fusée ») = **rentrée contrôlée**. Zone de retombée et date connues et maîtrisées.
- Vitesse initiale très élevée ~ 8 km/s, soit ~ 27 000 km/h
- Échauffement important lors de la rentrée \Rightarrow sublimation de la plupart des matériaux
- Efforts aérodynamiques menant à la fragmentation ou à l'explosion du véhicule spatial **vers 75-80 km d'altitude**
- N.B. : à noter aussi une gêne des observations des astro-photographes : zébrures sur clichés, luminosités excessives, erreurs d'interprétation

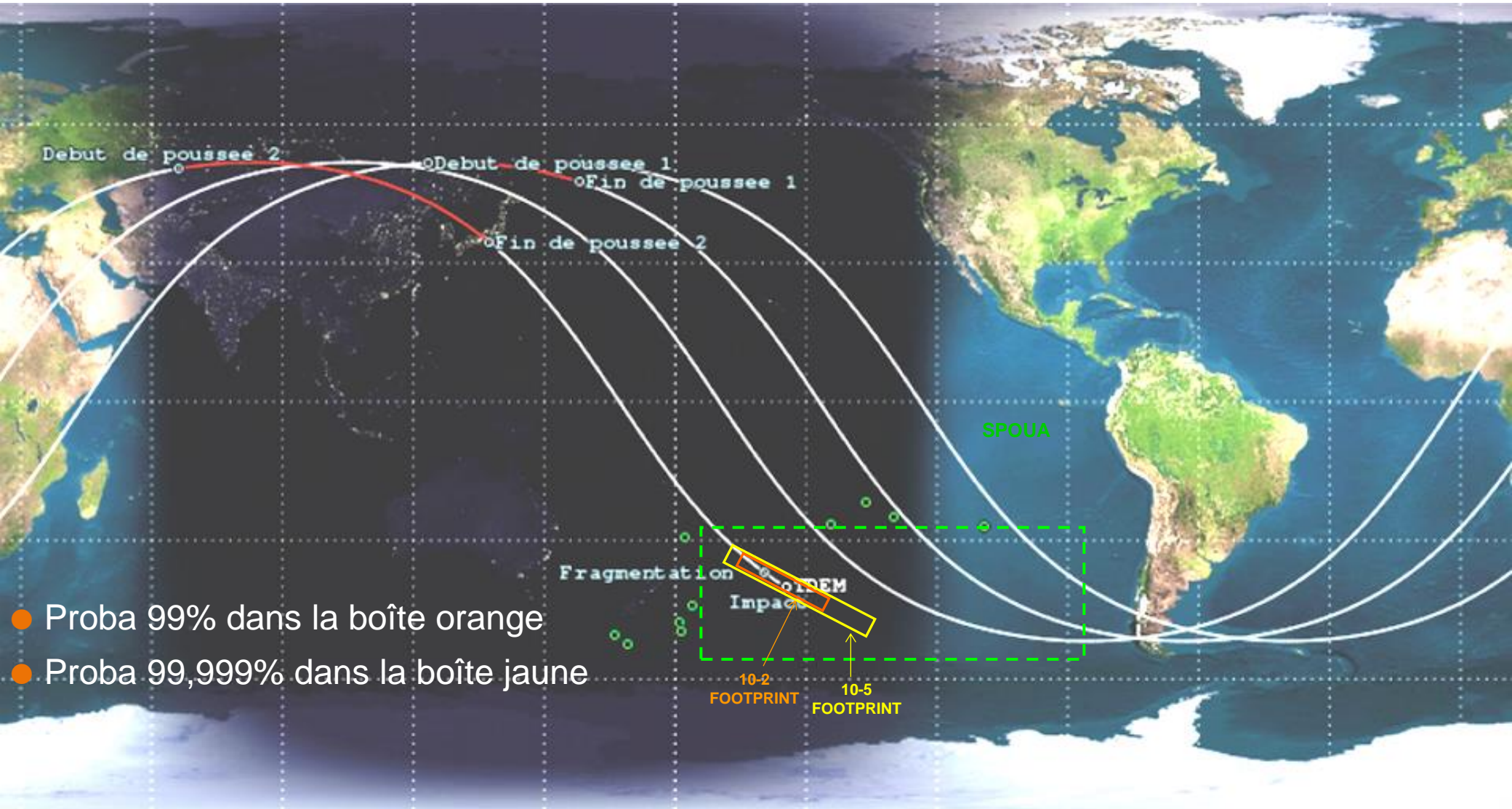


RENTRÉES ATMOSPHÉRIQUES : MASSE AU SOL

- « Sublimation » quasi-complète des matériaux lors de la rentrée atmosphérique : seuls **10 à 20%** survivent à la rentrée et atteignent la surface du globe
 - ◆ Skylab (1979) \approx 80 tonnes en orbite \Rightarrow 20 tonnes de morceaux au sol
 - ◆ Mir (2001) \approx 140 tonnes en orbite \Rightarrow 20 % au sol
- Retombée au sol de fragments en acier, titane, composite, céramique, ...

RENTRÉE ATMOSPHÉRIQUE CONTRÔLÉE : CAS DE L'ATV

- 2 manoeuvres effectuées par l'ATV-1 (Automated Transfer Vehicule) le 29/09/2008
- Choix de l'instant et de la zone de retombée (Océan Pacifique sud)



- Proba 99% dans la boîte orange
- Proba 99,999% dans la boîte jaune

RENTRÉES ATMOSPHÉRIQUES INCONTRÔLÉES : LA DIFFICULTÉ DE PRÉDIRE OÙ ET QUAND

- Difficultés pour prédire la date et le lieu de retombée
 - ◆ Incertitudes sur la densité atmosphérique (liée entre autres à la variabilité de l'activité solaire)
 - ◆ Méconnaissance du coefficient balistique (C_x), attitude de l'objet inconnue (en rotation ?) et rapport surface opposée au mouvement / masse (S/m) variable
 - ◆ Effet possible de portance
 - ◆ Périodes d'observation rares et courtes (basse altitude)
 - ◆ **Erreur de 2 mn sur la date \Rightarrow erreur de 1000 km sur le point de chute**
- Ordre de grandeur de la précision = environ 10% du temps restant
 - ◆ 1 semaine avant : précision de 1 jour (environ 16 révolutions)
 - ◆ 1 jour avant : précision de 3 heures (environ 2 révolutions)
 - ◆ 12 heures avant : précision de + ou - 1 révolution

EXEMPLE N°1 : RETOMBÉE D'UN SECOND ÉTAGE DELTA 2 AU TEXAS (22/01/1997)

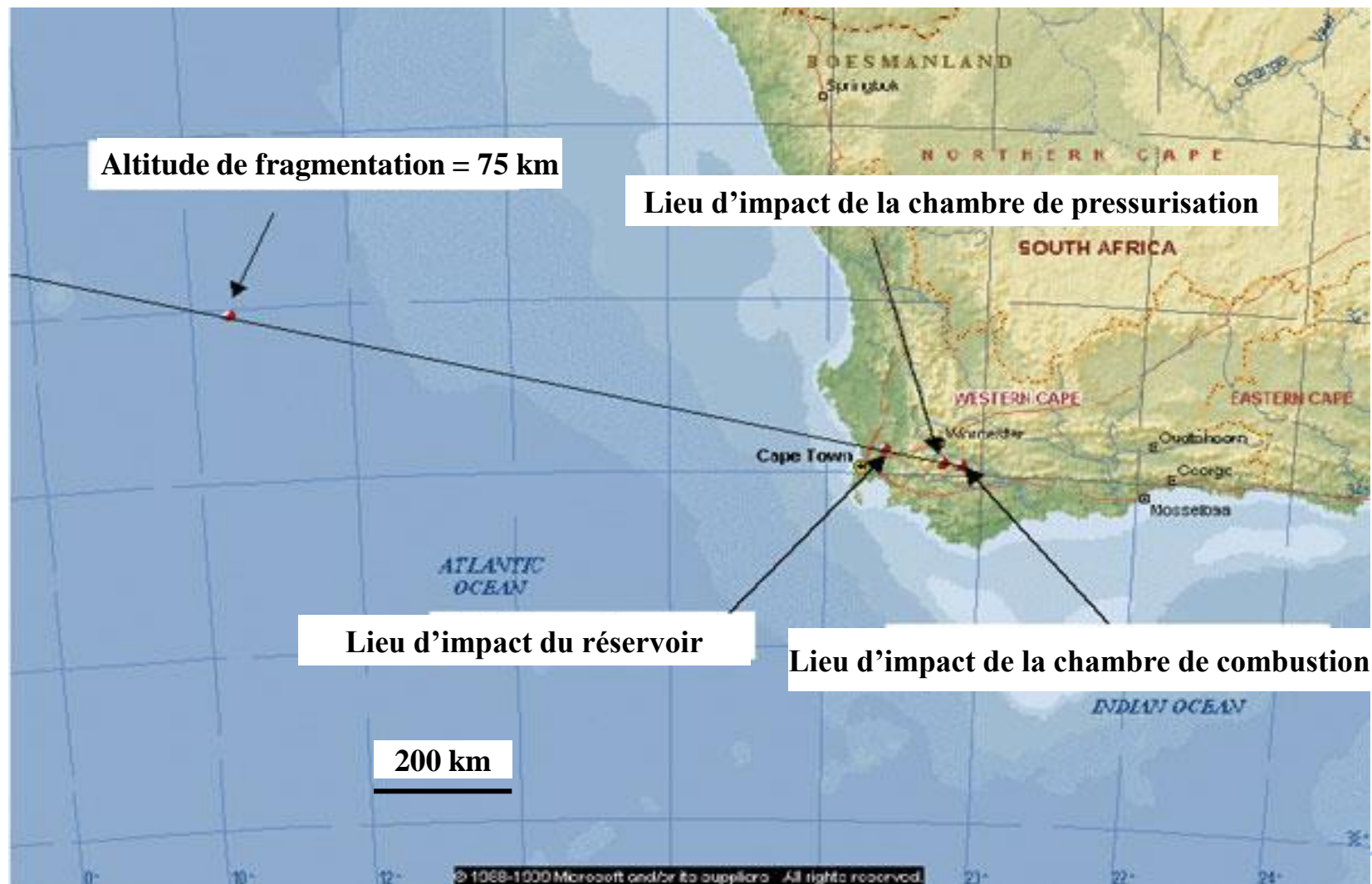


QUELQUES DÉBRIS RETROUVÉS AU SOL (TEXAS, 1997)

- Chute au sol de plusieurs éléments
 - ◆ Chambre de combustion du moteur
 - ◆ Capacité Haute Pression
 - ◆ Réservoir de 250 kg en acier inox
 - ◆ Morceaux de protection thermique



EXEMPLE N°2 : RETOMBÉE D'UN SECOND ÉTAGE DELTA 2 EN AFRIQUE DU SUD (27/04/2000)



QUELQUES DÉBRIS RETROUVÉS AU SOL (AFRIQUE DU SUD, 2000)



RENTRÉES ATMOSPHÉRIQUES : STATISTIQUES

- Nombre de rentrées atmosphériques en moyenne
 - > 1 objet catalogué par jour : 430 en 2013
 - > 1 gros objet intègre (satellite ou étage de lanceur) par semaine : 82 en 2013, dont 19 rentrées contrôlées
 - masse annuelle totale > 100 tonnes

[Rentrée Block-I Corot](#)

- Augmentation du nombre de rentrées à l'approche du maximum d'activité solaire (maximum du cycle n°24 en 2013) : « nettoyage naturel » plus important

TENTATIVE DE COMPARAISON ENTRE RISQUE « NATUREL » ET RISQUE « ARTIFICIEL »

- Météorites (source « La Recherche »)
 - ◆ 100 tonnes rentrent dans l'atmosphère chaque jour
 - ◆ 2 à 3 tonnes survivent à la rentrée et atteignent la surface du globe
 - ◆ essentiellement des poussières

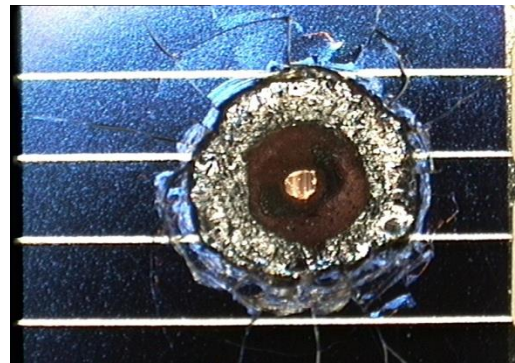
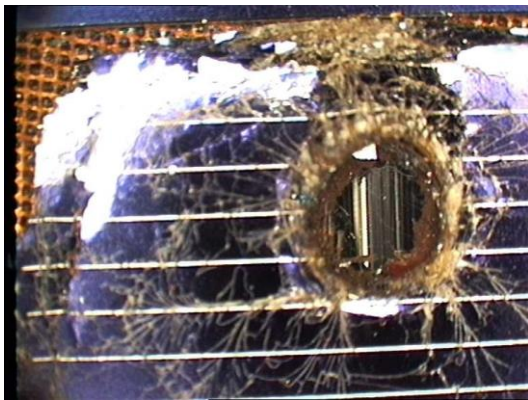
- Débris spatiaux
 - ◆ 300 kg rentrent dans l'atmosphère chaque jour
 - ◆ ~ 30 kg atteignent la surface du globe
 - ◆ essentiellement des gros morceaux

5. COLLISIONS EN ORBITE

- Collisions en orbite : énergies en jeu
- Modèles et statistiques
- Images d'impacts

COLLISIONS EN ORBITE : ÉNERGIES EN JEU

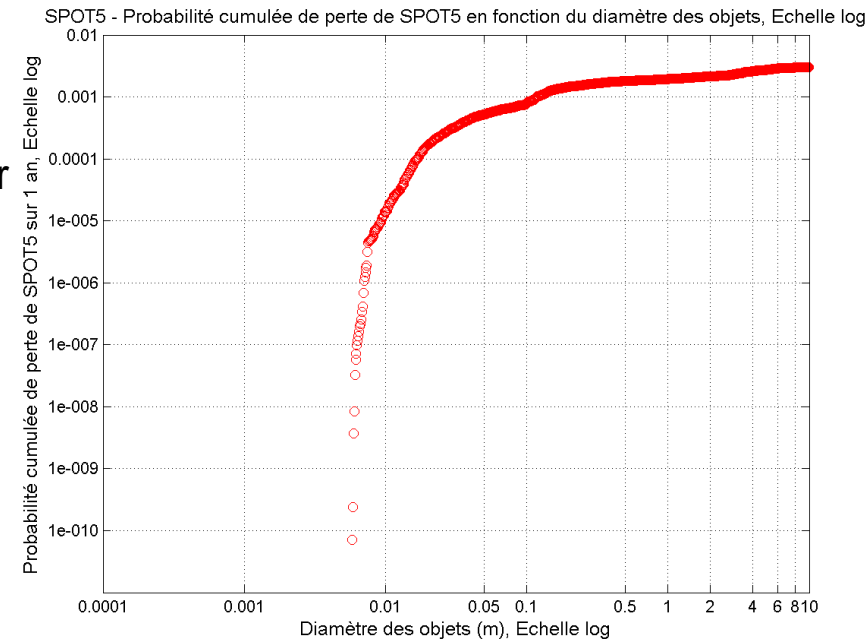
- Objets en orbite autour de la Terre : vitesse de l'ordre de 8 km/s, soit ~ 27 000 km/h
 - ◆ En LEO, vitesses relatives des objets lors d'une collision = entre 10 et 15 km/s
 - ◆ En GEO, vitesses relatives bien plus faibles
- Très grande énergie cinétique
 - ◆ Sphère d'aluminium $\phi = 1$ mm à 10 km/s = 1 kJ = boule de pétanque à 100 km/h
 - ⇒ perforation d'une paroi de 4 mm d'aluminium
 - ⇒ perce un satellite en cas de collision ⇒ **perte de fonction** possible/probable



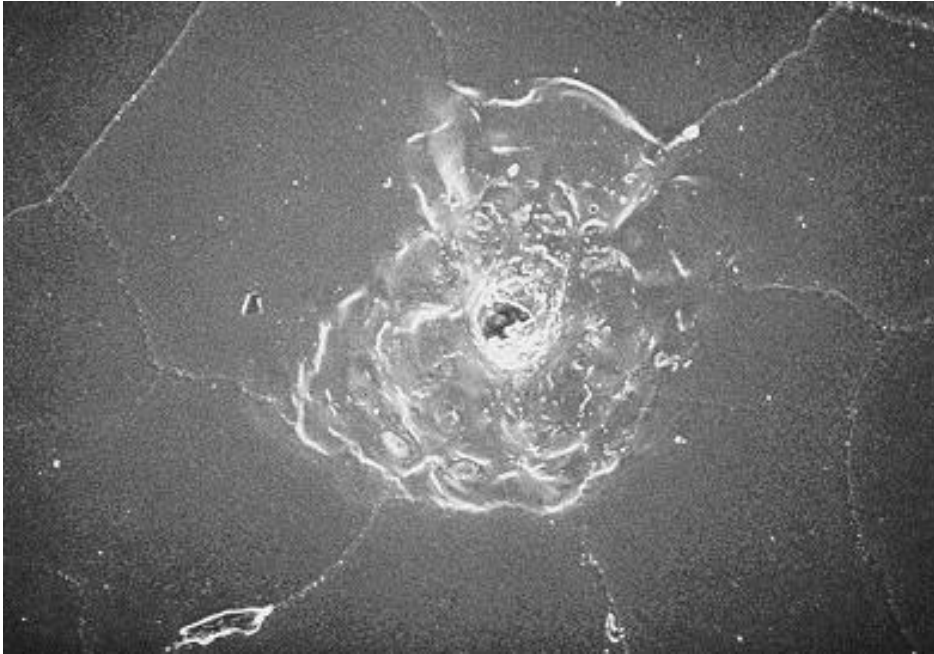
- ◆ Débris de 1 cm de rayon = 1 MJ = berline à 130 km/h
 - ⇒ **destruction massive** d'un satellite en cas de collision

COLLISIONS : MODÈLES ET STATISTIQUES

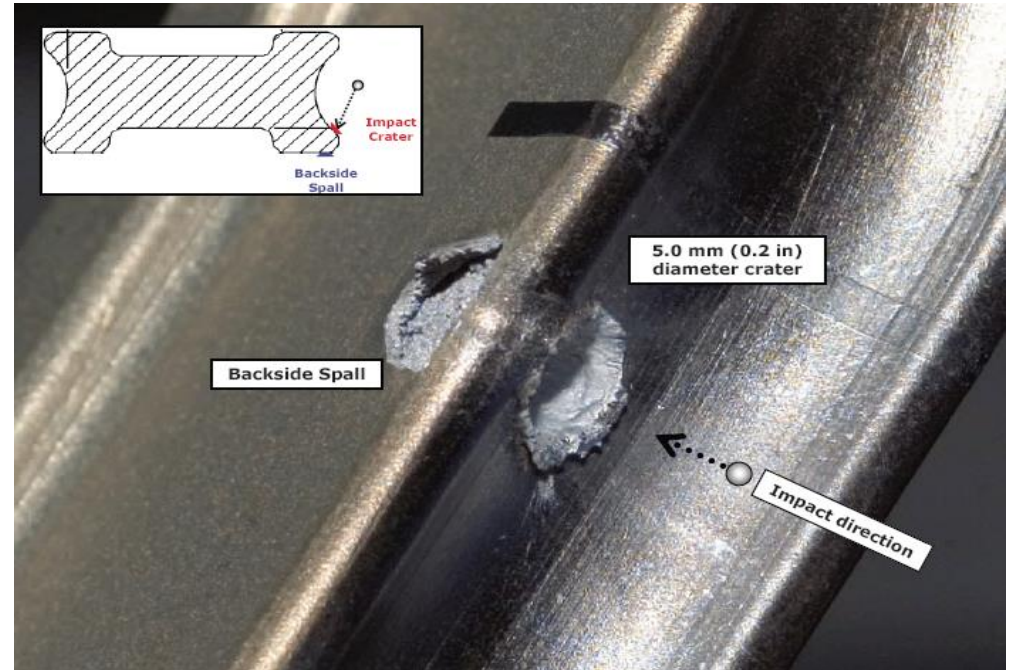
- Divers modèles de population de débris existent, tous cohérents
 - ◆ Master (ESA), ORDEM (NASA), DAS (NASA)
 - ◆ Difficultés de mise à jour, la situation évoluant vite
- Probabilités de collision : exemple du satellite Spot 5
 - ◆ Satellite Spot 5 = 10 m² (hors panneaux solaires)
 - ◆ Probabilité de perte par collision
 - » ~ 0,3 % par an
 - » ~ **3 à 5% sur la durée de vie complète (15 ans)**
 - ◆ Supérieure à la défiabilité du satellite ou du lanceur



IMAGES D'IMPACTS



Impact hublot Navette spatiale
(STS 92)
 ϕ 10 mm, prof. 2 mm



Impact structure externe Station
Spatiale Internationale
 ϕ 5 mm, traversant

6. SOLUTIONS POSSIBLES

- Solution n°1 : Éviter les gros débris (dont la trajectoire est connue)
- Solution n°2 : Protéger les satellites (pour atténuer l'effet d'un impact)
- Solution n°3 : Prévenir la génération de nouveaux débris
 - ◆ 3A : minimiser le nombre de débris
 - ◆ 3B : passiver les énergies
 - ◆ 3C et 3D : libérer les orbites
- Solution n°4 : Nettoyer l'espace pour diminuer le nombre de débris
 - ◆ Combien ?
 - ◆ Comment ?

N.B. : Le « space debris mining » ne sera pas présenté car peu crédible

- Résumé : solution par taille de débris

SOLUTION N°1 : ÉVITER



- Possibilité d'évitement entre objets catalogués manœuvrant

- ◆ Propagation orbitale des objets catalogués (> 10 cm)
 - » Identification des risques de rapprochement // contrôleur aérien
 - » Messages d'alerte
 - » Décision de manœuvre quand risque > seuil
- ◆ Permet d'éviter la perte d'un satellite opérationnel

[Collision Avoidance JSPOC \(USA\)](#)

- Manœuvres d'évitement en orbite

- ◆ Sur 18 satellites opérés par le CNES en 2012, 13 manœuvres d'évitement réalisées
- ◆ Station Spatiale Internationale : 18 manœuvres d'évitement réalisées depuis 1999 + 3 refuges de l'équipage dans le vaisseau Soyouz à cause d'un risque de collision important mais détecté trop tard

- Activité fondamentale au Centre d'Orbitographie Opérationnelle du CNES-Toulouse

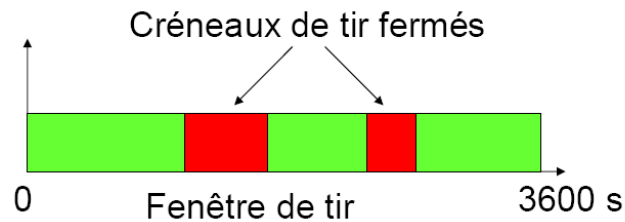
- ◆ Nombreux moyens radar – optique en appui des décisions
- ◆ Service probatoire anti-collision CAESAR* du CNES : 1er du genre en Europe

* Conjunction Analysis and Evaluation, Alerts and Recommendations

SOLUTION N°1 : ÉVITER



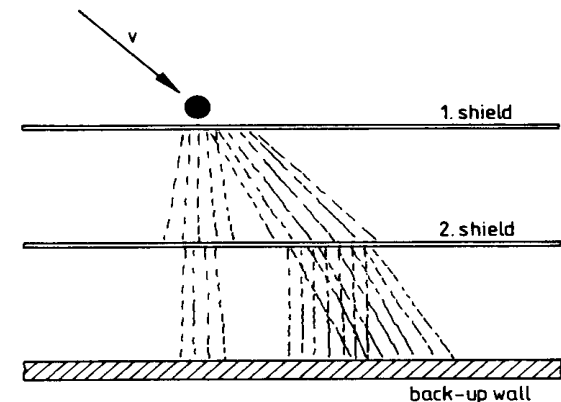
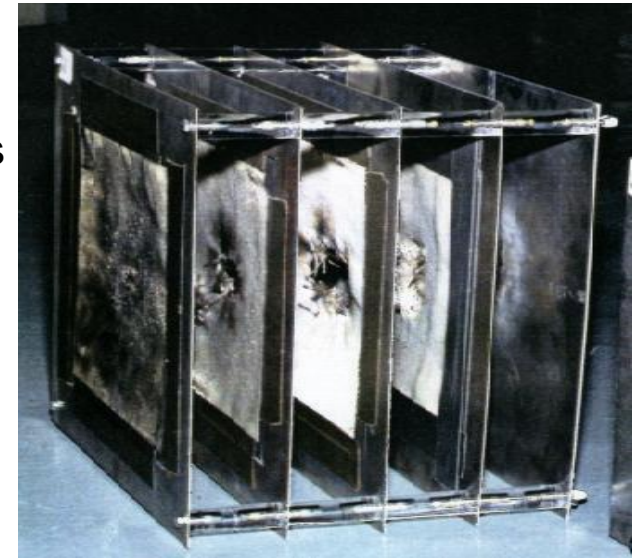
- Analyse du risque de collision au lancement
 - ◆ A chaque lancement depuis Kourou, risque évalué vis-à-vis de l'ISS



- En résumé, solution « Eviter » faisable mais complexe
 - ◆ Précision des informations parfois insuffisante
 - ◆ Nécessite des moyens (informatiques et humains) importants
 - ◆ Limité aux objets manœuvrants
 - ◆ Limité aux débris catalogués (i.e. de taille > 10 cm)

SOLUTION N°2 : PROTÉGER

- Blindages spécifiques
 - ◆ Blindages multi-couches (Kevlar, Nextel,...)
 - ◆ Efficaces jusqu'à des tailles de débris de 1-2 cm mais blindages lourds, complexes et chers
- Exemple de la Station Spatiale Internationale
 - ◆ Plus de 100 boucliers différents
 - ◆ 10% de la masse de la Station
 - ◆ Probabilité de perforation = 10% sur 10 ans
- Blindages intrinsèques
 - ◆ Utilisation des parois du satellite comme boucliers
- Faisable mais assez peu efficace et complexe, réservé aux objets spatiaux sensibles



SOLUTION N°3 : PRÉVENIR



- Plusieurs mesures de prévention permettent de diminuer le nombre de débris générés
- Pendant la durée de vie, minimiser le nombre de débris générés (**3A**)
- En fin de vie, passiver les énergies à bord (**3B**)
- En fin de vie, libérer l'orbite :
 - Vers le bas = Désorbiter (**3C**) ↓
 - Vers le haut = Ré-orbiter (**3D**) ↑

3A : MINIMISER LE NOMBRE DE DÉBRIS GÉNÉRÉS



- Principe de base = éviter de générer des débris « inutilement »
- Produits :
 - ✦ Couvertres d'optiques, sangles, boulons
 - ✦ Dispositifs de séparation lanceur / satellite
 - ✦ Découpes pyrotechniques
- Dégradation des matériaux (protections thermiques, cellules solaires, ...)

3B : PASSIVER LES ÉNERGIES À BORD



- 159 fragmentations accidentelles se sont produites (au 1/01/2014), à cause de la présence résiduelle de quantités d'énergie à bord
- Solution = passivation (action de rendre un objet inerte)
 - ◆ Suppression de toute énergie mécanique : pressions des réservoirs baissées
 - ◆ Suppression de toute énergie chimique : ergols vidés, batteries déchargées

3C : DÉSORBITER



- Désorbitation directe / « contrôlée » = manœuvre de désorbitation puis rentrée destructive rapide dans l'atmosphère (cf. cas de l'ATV vu précédemment)
 - Désorbitation indirecte / « non contrôlée » = transfert sur une orbite basse puis rentrée naturelle par frottement atmosphérique
- N.B. : A l'altitude de l'orbite cible correspond (+/-) un délai de rentrée (ex : 25 ans)

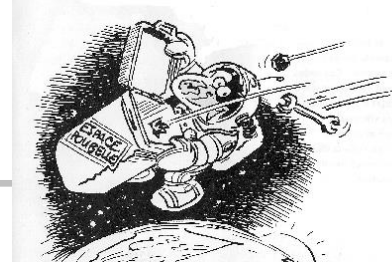
- Inconvénients :
 - ✦ Nécessite une masse d'ergols importante (notamment pour une rentrée directe), à prendre en compte lors de la conception du satellite => surcoût
 - ✦ Non crédible pour les orbites > 2000 km car demande trop d'énergie
 - ✦ Problèmes de sauvegarde car l'objet retombe sur Terre

3D : RÉ-ORBITER



- Transfert vers une orbite « cimetière » non utilisée :
 - ◆ Mesure très pratiquée en orbites GEO et MEO
 - ◆ Envisageable (mais moins satisfaisante) en LEO
- Problèmes associés :
 - ◆ Acceptabilité / éthique de la notion de zone « cimetière »
- Problèmes communs à la désorbitation et à la ré-orbitation:
 - ◆ Décision difficile à prendre (car le satellite fonctionne encore !)
 - ◆ Difficulté d'estimer la quantité d'énergie (ergols) disponible en fin de vie pour pouvoir réaliser les manœuvres nécessaires pour libérer l'orbite

SOLUTION N°4 : ÉLIMINER

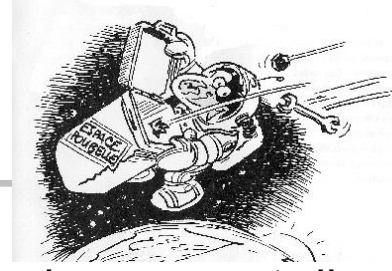


- Fragmentation par système anti-satellite (« missile ») : contre-productif car génère de très nombreux débris
- Ablation par énergie dirigée (lasers) émise du sol voire d'un satellite dédié : études amont en cours, la faisabilité reste à démontrer
- Récupération (sur Terre) : Navette spatiale ou équivalent : non crédible à court-moyen terme, très coûteux

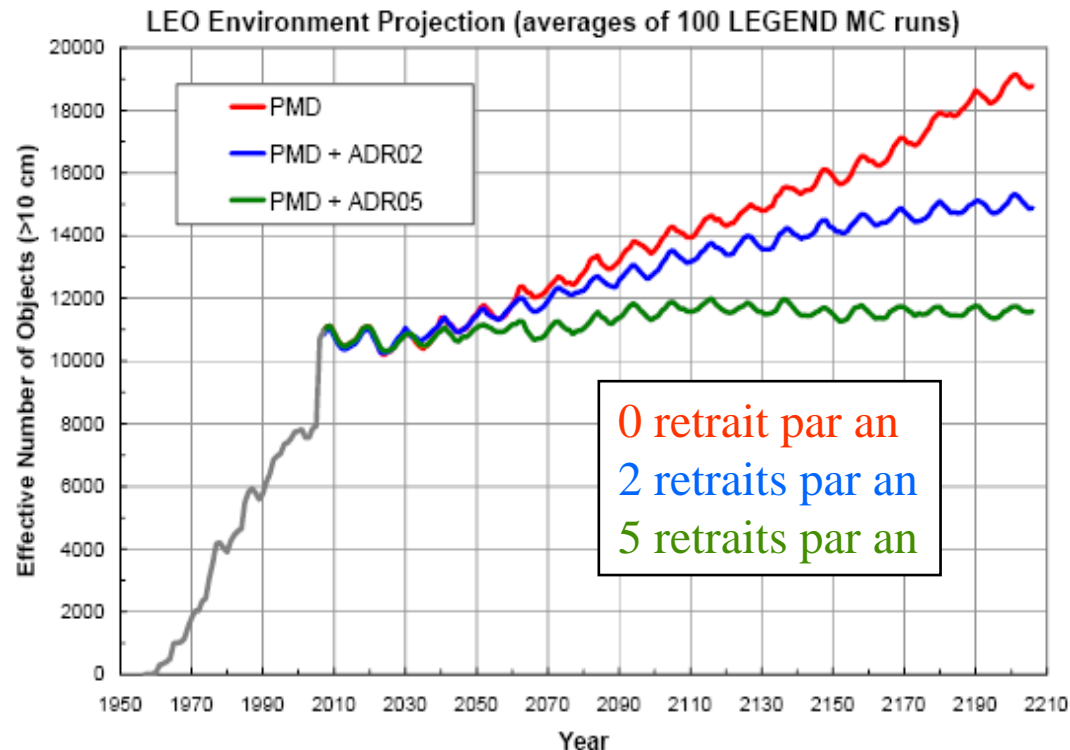
N.B. : dernier vol du Shuttle en juillet 2011

- « Nettoyage » par désorbitation active :
 - ◆ Thématique Active Debris Removal (ADR), extrêmement complexe et riche
 - ◆ Evaluation très grossière des coûts de désorbitation :
 - > 20 M€ par débris (d'une tonne) pour les solutions conventionnelles
 - > 10 M€ par débris pour les solutions très innovantes
- Soit au moins autant que le coût de lancement (10 M€ par tonne environ)

NETTOYER : COMBIEN ?

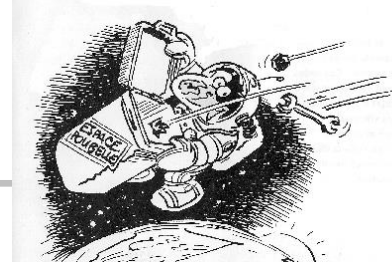


- D'après l'IADC (**résultat non partagé par le CNES**) : pour stabiliser l'environnement, il faudrait retirer 5 à 10 gros objets (sources de débris de demain) par an des orbites basses
- Simulation effectuée par la NASA (très optimiste : plus de fragmentations et parfaite application de la réglementation en vigueur)



©Liou – Johnson – Hill NASA-JSC¹

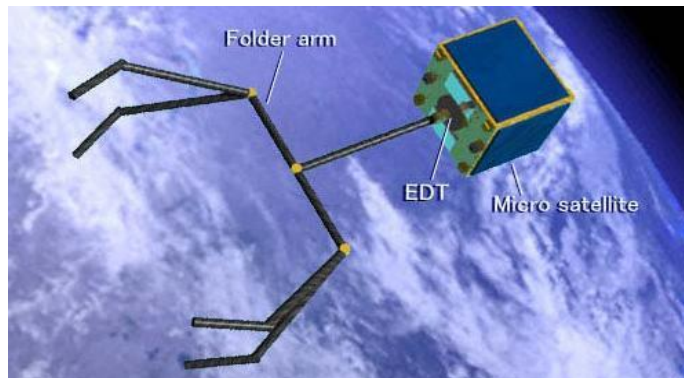
NETTOYER : COMMENT ?



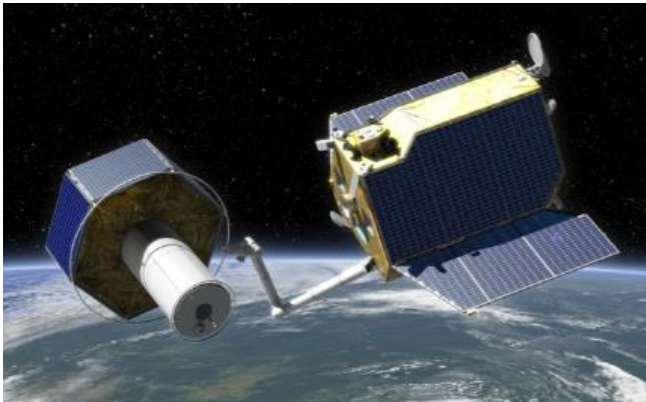
- Une très large gamme de solutions techniques pour le nettoyage actif de débris est à l'étude :
 - ◆ Sans contact avec le débris : laser, tracteur électrostatique, moteur à jet ionique, etc.
 - ◆ Avec contact mais sans contrôle du débris : filet, grappin, harpon, etc.
 - ◆ Avec contact et contrôle du débris : bras robotique, mécanisme de capture, etc.
- En fonction de la technologie utilisée, la rentrée atmosphérique peut être contrôlée ou non
 - ◆ Rentrées contrôlées en cas, par exemple, de désorbitation active du débris par un « chasseur » utilisant un moteur à forte poussée et tirant la cible au bout d'un câble souple
 - ◆ Rentrées non contrôlées en cas, par exemple, de désorbitation lente produite sous l'effet d'une force de poussée faible (propulsion électrique, jet ionique, voile solaire, airbags/extensions gonflables, etc.). Désorbitation lente en spirale
- A titre d'illustration 3 technologies sont rapidement présentées dans les planches suivantes

SYSTÈMES DE CAPTURE

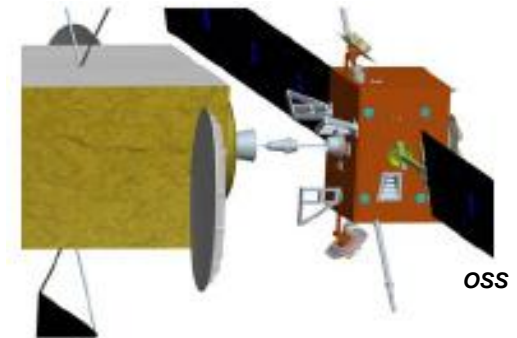
- Harpons, crochets, filets, surfaces « collantes », ...
 - ◆ Qualification ? Comportement avec un débris en rotation ?



JAXA



DLR



OSS

Astrium

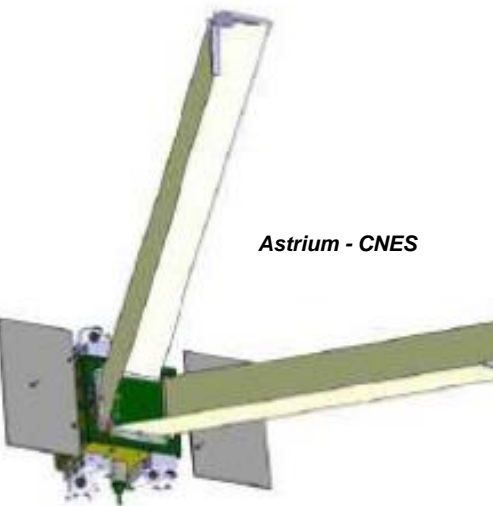


AUGMENTATION DE TRAÎNÉE PASSIVE

- Airbags, voiles, extensions gonflables, ...
 - ◆ Stabilité dans le temps ? Comportement avec débris non stabilisé ?
 - ◆ Mal adapté aux hautes altitudes car peu de frottement

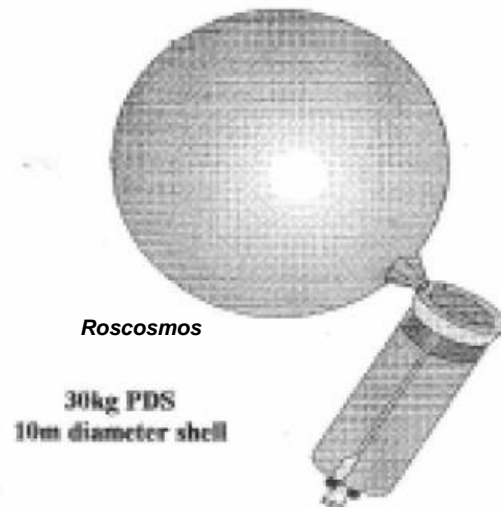


Global Aerospace



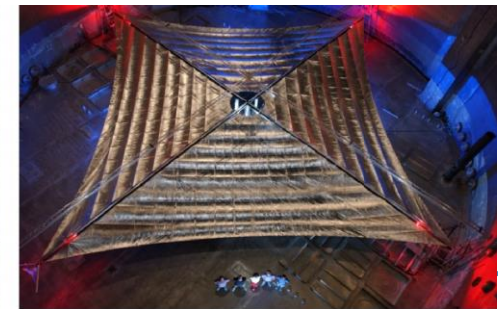
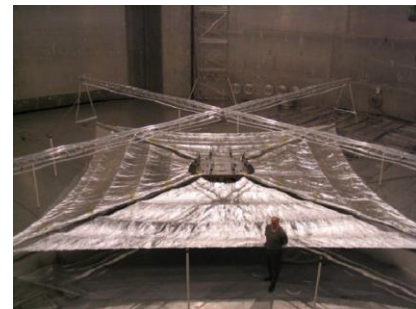
Astrium - CNES

Passive deceleration system (PDS)



Roscosmos

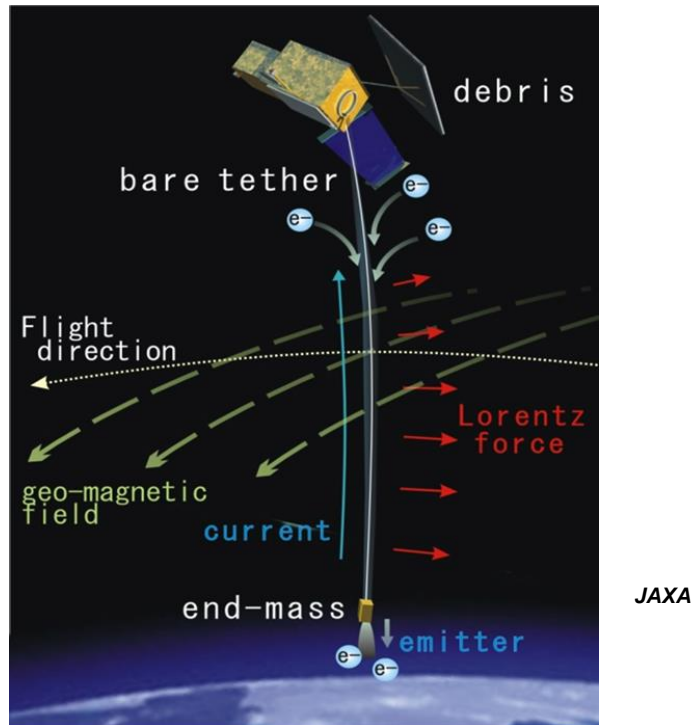
30kg PDS
10m diameter shell



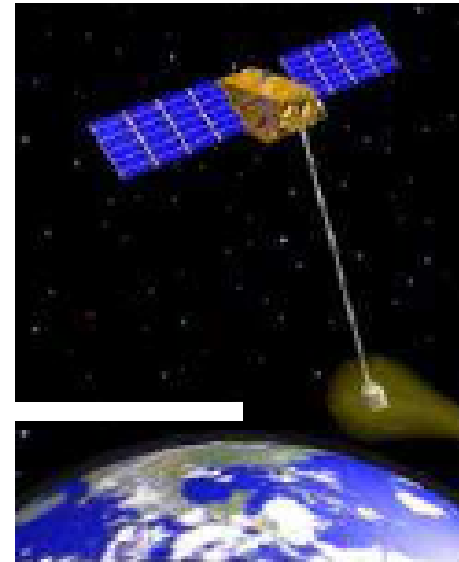
L'Garde

CÂBLE ÉLECTRODYNAMIQUE (EDT)

- Câble électrodynamique
 - ✦ Peu efficace aux inclinaisons élevées
 - ✦ Permet une désorbitation lente sans ergols
 - ✦ Ne permet qu'une rentrée non contrôlée (poussée faible)



JAXA



Hoyt



SOLUTION PAR TYPE DE DÉBRIS

Taille	Caractéristiques	Protection
< 0,01 cm	Très grand nombre de particules (> 100 millions) Effet cumulatif sur une longue période Erosion des surfaces	Pas nécessaire
Entre 0,01 et 1 cm	Dommages possibles sur la structure Perforations possibles Conséquences variables suivant l'élément atteint	Blindage Architecture
Entre 1 et 10 cm	Dommages très importants	Pas de solution crédible. Lasers ?
> 10 cm	Objets catalogués individuellement et "suivis" Conséquences catastrophiques pour un satellite	manoeuvres d'évitement ADR (?)

7. CONTEXTE INTERNATIONAL ET RÉGLEMENTAIRE

- Aspects légaux
- Responsabilité juridique
- Coopération internationale
- Recommandations et zones protégées de l'IADC
- Recherche d'une réglementation internationale
- Loi française sur les opérations spatiales (LOS)

ASPECTS LÉGAUX

- A ce jour il n'existe aucun texte contraignant au niveau international relatif à la non-prolifération des débris orbitaux
- Textes internationaux en vigueur :
 - ✦ Traité sur l'Espace de 1967 : « Traité sur les principes régissant les activités des Etats en matière d'exploration et d'utilisation de l'Espace extra-atmosphérique, y compris la Lune et les autres corps célestes »
 - ✦ Convention de 1972 : « Convention sur la responsabilité internationale pour les dommages causés par les objets spatiaux »
 - ✦ Règle UIT (Union Internationale des Télécommunications) : recommande la ré-orbitation des satellites GEO en fin de vie

RESPONSABILITÉ JURIDIQUE



- Définition de l'Etat de lancement : Etat qui lance ou Etat qui fait lancer ou Etat dont le territoire est utilisé ou Etat dont les installations sont utilisées ou Etat qui immatricule un objet

- Dommages sur Terre : responsabilité absolue des Etats de lancement (très clair)
 - ◆ responsabilité conjointe
 - ◆ responsabilité objective : pas de faute à démontrer
 - ◆ responsabilité absolue : pas d'exonération possible

- Dommages dans l'espace : responsabilité des Etats de lancement en cas de faute (très flou)
 - ◆ Pas de règle internationale définissant ce qu'est une « faute » ⇒ nécessité de codes de conduite (standards)
 - ◆ Preuve de la faute (moyens d'observation) ? ⇒ nécessité d'un cadre juridique

COOPÉRATION INTERNATIONALE



● Au niveau des agences spatiales : IADC



- » 12 membres : ASI (Italie), BNSC (Royaume-Uni), CNES (France), CNSA (Chine), CSA-ASC (Canada), DLR (Allemagne), ESA (Europe), ISRO (Inde), JAXA, NASA (USA), NSAU (Ukraine), RKA (Russie)
 - » présidence tournante
 - ◆ faciliter les échanges d'informations entre membres,
 - ◆ organiser les coopérations internationales,
 - ◆ identifier et évaluer les mesures futures potentielles. Force de proposition vers l'ONU
- ## ● Au niveau des Etats : UN COPUOS (Committee on the Peaceful Used of Outer Space)
- ◆ Emet des principes de haut niveau
 - ◆ Seule institution apte à légiférer



RECOMMANDATIONS IADC



- Ensemble de recommandations approuvées par les 12 membres IADC visant à un standard international unique (octobre 2002)

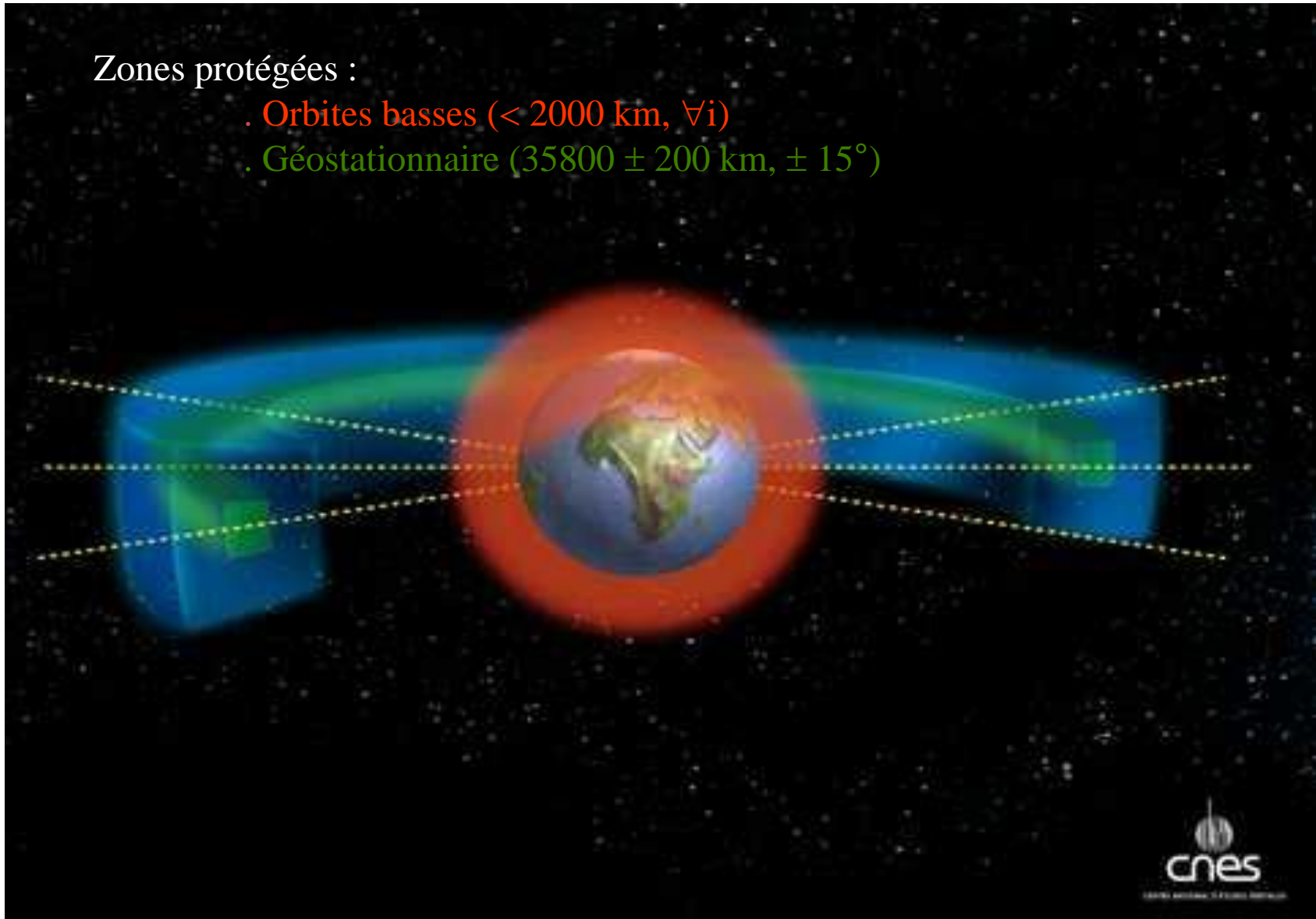
- Court terme :
 - ◆ minimisation des débris opérationnels
 - ◆ passivation systématique en fin de vie
 - ◆ protection des zones vitales (orbites basses + arc géostationnaire) qui doivent être libérées **dès la fin de mission en GEO, en moins de 25 ans en LEO**

- Long terme :
 - ◆ désorbitation systématique en fin de vie

ZONES PROTÉGÉES DE L'IADC

Zones protégées :

- . Orbits basses ($< 2000 \text{ km}, \forall i$)
- . Géostationnaire ($35800 \pm 200 \text{ km}, \pm 15^\circ$)



RECHERCHE D'UNE RÉGLEMENTATION INTERNATIONALE

- Déclinaison historique des Guidelines IADC par pays et agences
 - ✦ Standard CNES dès 1999
 - ✦ Guidelines puis Code of Conduct NASA, Standard NASDA, Standard Russe (draft)
 - ✦ European Code of Conduct approuvé par ASI-BNSC-CNES-DLR-ESA en 2004
 - ✦ ESA Policy en 2008 ESA/ADMIN/IPOL(2008)2
 - ✦ Standard DLR spécifique en 2009
 - ✦ **Loi portant sur les Opérations Spatiales (LOS) française en vigueur depuis fin 2010**
- Démarche internationale
 - ✦ Guidelines ONU approuvées en 2007
 - ✦ Démarches ISO en cours

LOI FRANÇAISE SUR LES OPÉRATIONS SPATIALES (LOS)

- La LOS (entrée en vigueur le 10/12/2010) fixe notamment les conditions selon lesquelles le gouvernement français autorise et contrôle les opérations spatiales conduites par des opérateurs français
 - ◆ Prévoit une réglementation technique applicable aux opérations spatiales
 - ◆ Confie le contrôle de son application au CNES

- Objectifs de la réglementation technique (extraits) :

- ◆ Sécurité des personnes et des biens

Exemples des rentrées atmosphériques : risque maximum acceptable < **0,00002** lors d'une rentrée contrôlée ; zones d'impact nominales en dehors des terres et des eaux territoriales ; informations aux autorités en charge du trafic aérien et maritime sur les zones d'impact ; en cas d'impossibilité dûment justifiée de procéder à une rentrée atmosphérique contrôlée, l'opérateur doit viser un risque < **0,0001**

- ◆ Limitation des débris spatiaux

- » Ne pas générer de débris au cours des opérations nominales
- » Limiter la probabilité d'occurrence d'une désintégration accidentelle
- » Retirer les véhicules spatiaux et les étages orbitaux des régions protégées après la fin de mission

8. ASPECTS ÉCONOMIQUES

- Espace = domaine concurrentiel
- Schémas de financement possibles

ESPACE CONCURRENTIEL

- Les mesures de prévention liées aux débris sont coûteuses :
 - ✦ Coût « technique » : performances moindres de l'objet spatial
 - ✦ Financement du développement et des opérations
- Equilibre délicat à trouver entre :
 - ✦ ne rien faire et risquer d'encombrer l'espace (« pollution »)
 - ✦ se pénaliser en s'appliquant (avec un risque que cela reste de manière unilatérale) des mesures contraignantes mais bénéficiant à l'environnement spatial donc à tous les acteurs du spatial
- L'activité spatiale se développe dans un contexte de concurrence => nécessité d'un consensus international sur les règles à appliquer / respecter

SCHÉMAS DE FINANCEMENT POSSIBLES

- Quatre schémas de financement identifiés aujourd'hui :
 - ◆ Conscience environnementale internationale, mission ONU, premier programme spatial « global », partage des coûts ⇒ peut-être naïf ...
 - ◆ Missions ciblées selon leur intérêt économique, service payant pour les opérateurs concernés ⇒ potentiellement limité
 - ◆ Écotaxe vers chaque opérateur ne respectant pas la réglementation internationale ⇒ rôle de « police » à définir (peut-être avec appui des assureurs)
 - ◆ Démonstration de la rentabilité de l'investissement en considérant la perte de revenus suite à des collisions ⇒ complexe car évènements encore rares
- Barrières politiques : proche des activités militaires en orbite
- Problèmes légaux et d'assurances
- Rien de crédible aujourd'hui sans une évolution des mentalités

CONCLUSION (1/2)

- Augmentation régulière du nombre d'objets dans l'Espace (en particulier en orbites basses), risque de plus en plus grand pour les missions spatiales
- Évolution future possiblement critique si rien n'est fait
- Eviter / protéger / prévenir sont les seules solutions crédibles à court terme
- Prise de conscience du problème au niveau international : recommandations du UN COPUOS et de l'IADC
- Mise en place de réglementations nationales (lois, licences)
- Mais encore des incohérences entre paroles et actes :
 - ◆ Plus d'un tiers de missions en LEO avec des durées de vie > 25 ans, et peu de progrès
 - ◆ La désorbitation en fin de mission reste assez rare
 - ◆ De nombreux étages supérieurs ne sont toujours pas passivés
 - ◆ Des missions laissent encore des débris opérationnels en orbite

CONCLUSION (2/2)

- Pas encore d'évaluation économique consolidée des mesures proposées
- Besoin de développer les technologies critiques nécessaires au retrait orbital actif
- Des solutions d'ultime recours sont évoquées à terme
 - ✦ Recours à des drones
 - ✦ Utilisation d'autres bandes orbitales
 - ✦ Solutions terrestres (fibre optique), etc.

Merci pour votre attention ! Des questions ?

Retrouvez toute l'actualité de l'Espace sur CNESMAG :

<http://www.cnes.fr/web/CNES-fr/894-cnesmag.php>

Tout savoir sur les débris spatiaux: <http://debris-spatiaux.cnes.fr/>

De l'espace pour les jeunes : <http://www.cnes-jeunes.fr/>

Un blog propulsé par le CNES : <http://image-cnes.fr/>

Blog de Christophe BONNAL, expert CNES des débris spatiaux :

<http://www.scilogs.fr/prospective-spatiale/>

For english readers, quarterly news on space debris (NASA publication) :

<http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/newsletter/newsletter.html>