



Assemblée générale

Distr. LIMITÉE

A/AC.105/C.1/L.213/Add.4
26 février 1997

FRANÇAIS
Original: ANGLAIS

COMITÉ DES UTILISATIONS PACIFIQUES
DE L'ESPACE EXTRA-ATMOSPHÉRIQUE
Sous-Comité scientifique et technique
Trente-quatrième session
Vienne, 17-28 février 1997

PROJET DE RAPPORT DU SOUS-COMITÉ SCIENTIFIQUE ET TECHNIQUE SUR LES TRAVAUX DE SA TRENTE-QUATRIÈME SESSION

B. Rapport technique du Sous-Comité pour 1997

1. Préoccupé par l'influence des débris spatiaux sur l'environnement spatial et sur le fonctionnement des engins spatiaux, le Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique a inscrit en 1994 la question des débris spatiaux à son ordre du jour. Il a alors été convenu qu'il importait de disposer d'une base scientifique et technique solide sur laquelle fonder les actions futures dans ce domaine complexe.
2. Le Sous-Comité a décidé de rechercher notamment à comprendre certains aspects des travaux de recherche relatifs aux débris spatiaux, en particulier en ce qui concerne les techniques de mesure des débris; la modélisation mathématique de l'environnement des débris; la caractérisation de cet environnement; et les mesures propres à réduire les risques que présentent les débris spatiaux, y compris en matière de conception des engins spatiaux. Par conséquent, il a adopté en 1995 un plan de travail pluriannuel pour la période 1996-1998, étant entendu que ce plan de travail devrait être appliqué avec souplesse, afin que toutes les questions en rapport avec les débris spatiaux puissent être abordées.
3. Le rapport du Sous-Comité fait une place aux différentes questions inscrites au plan de travail pour 1996-1998. Il est repris et mis à jour chaque année, ce qui se traduit par une accumulation d'avis et de conseils, afin de parvenir à un certain nombre de résultats qui pourraient servir de base aux futures délibérations du Comité sur cette question importante. Le rapport pour 1997 est consacré à la modélisation de l'environnement des débris spatiaux et à l'évaluation des risques.

2. Modélisation de l'environnement des débris spatiaux et évaluation des risques

2.1 Modélisation de l'environnement des débris spatiaux

2.1.1 Introduction et méthodologie

4. Les modèles de débris spatiaux décrivent de manière mathématique la distribution des objets dans l'espace, ainsi que les mouvements et flux de ces objets et leurs caractéristiques physiques (telles que taille, masse, densité, propriétés réfléchissantes, mouvement intrinsèque). Ils peuvent être soit déterministes (c'est-à-dire que chaque objet est décrit individuellement par ses paramètres orbitaux et ses caractères physiques), soit statistiques (c'est-à-dire qu'ils donnent des caractéristiques d'ensemble à partir d'un échantillon), soit une combinaison des deux (modèle hybride). Ces modèles peuvent être utilisés pour évaluer les risques et les dommages, prévoir les capacités de détection des capteurs basés au sol, décrire les manœuvres d'évitement que devront réaliser les engins spatiaux sur orbite, et effectuer des analyses à long terme de l'efficacité des mesures destinées à réduire le nombre de débris.

5. Les modèles doivent prendre en compte la contribution des différents mécanismes à l'augmentation de la population des objets sur orbite, à savoir :

- a) Les lancements (étages supérieurs des lanceurs, charges utiles et objets servant à la mission considérée);
- b) Les manœuvres (qui donnent lieu à la mise à feu des moteurs à poudre);
- c) Les désintégrations (produites par des explosions et des collisions);
- d) Le décollement des matériaux de surface (effets de vieillissement, par exemple des peintures); et
- e) Les fuites (par exemple, des liquides caloporteurs des sources d'énergie nucléaires).

6. Les modèles doivent également tenir compte des mécanismes d'élimination des débris suivants :

- a) Décroissance de l'orbite, due à la traînée atmosphérique ou à d'autres perturbations;
- b) Récupération sur orbite;
- c) Transfert sur une autre orbite.

Tout modèle de description de l'environnement des débris doit prendre en compte au moins certains de ces éléments.

7. Les modèles utilisent toutes les sources de données disponibles, c'est-à-dire :

- a) Les données déterministes sur les objets d'une taille de l'ordre de dix centimètres qui figurent sur le Space Command Satellite Catalogue des États-Unis et le Catalogue de surveillance de l'espace de la Fédération de Russie;
- b) Les données statistiques sur les objets d'une taille de l'ordre du centimètre obtenues à l'occasion de campagnes d'études radar des objets sur orbite terrestre basse;
- c) Les données statistiques sur les rencontres avec des débris d'une taille submillimétrique, obtenues à la suite de l'analyse de la surface des engins ou des systèmes récupérés sur orbite;

- d) Des simulations au sol de collisions à très grande vitesse des débris avec des satellites et des éléments de fusée; et
- e) Des simulations au sol d'explosions entraînant l'apparition de fragments.

8. L'intérêt de ces modèles est limité par le peu de données disponibles pour valider les résultats obtenus. Ils doivent en effet utiliser les informations existantes concernant les caractéristiques des satellites, les lancements et les désintégrations en orbite et il n'existe qu'un nombre limité de données sur la façon dont les matériaux utilisés réagissent aux impacts et à l'exposition à l'espace. De plus, ils reposent sur des hypothèses très importantes, en particulier sur les scénarios concernant le nombre d'objets sur orbite et la mise en œuvre de mesures destinées à limiter la production de débris. Ils doivent être mis à jour et validés en permanence en fonction des nouvelles données obtenues concernant les caractéristiques et la taille des débris, que ce soit lors d'observation ou lors d'expérience.

9. Les modèles utilisés peuvent être soit des modèles discrets, c'est-à-dire qui décrivent chaque débris de la population, soit des modèles généraux qui prennent la forme d'une fonction de distribution. En plus, ils peuvent être soit à court terme (c'est-à-dire porter sur une période maximum de dix ans) soit à long terme (plus de dix ans). Dans tous les cas, ils partent d'une population de débris initiale à un moment donné et en décrivent l'évolution d'une manière progressive en tenant compte des divers mécanismes de production et d'élimination ainsi que des phénomènes de perturbation d'orbite.

10. Les caractéristiques des différents modèles actuellement utilisés sont présentés au tableau ... ci-dessus.

2.1.2 Modèles à court terme

11. Les chercheurs et les ingénieurs utilisent actuellement pour leur prévision les modèles à court terme ci-après :

a) EVOLVE. EVOLVE a été mis au point par le Centre spatial Johnson de la NASA pour obtenir, à partir de techniques quasi-déterministes de propagation de population, des prévisions à court et à moyen terme de l'environnement sur orbite terrestre basse à partir d'un volume important de données concernant les sources de débris et de modèles détaillés de trafic.

b) ORDEM 96. ORDEM 96 est un modèle de calcul semi-empirique mis au point par le Centre spatial Johnson de la NASA. Il fait appel à de très nombreuses observations à distance et *in situ* et est utilisé dans le cadre du déroulement des missions de la navette spatiale et de la conception de la station spatiale internationale.

c) MASTER. MASTER est un modèle semi-déterministe de description de l'environnement de l'ESA fondé sur une discrétisation en trois dimensions des densités spatiales et des vitesses de déplacement. Il est utilisé pour des estimations à court terme des populations de débris à des altitudes comprises entre les orbites terrestres basses et l'orbite géostationnaire. Une version moins puissante est également disponible. Les deux versions ont été mises au point par l'Université technique de Braunschweig.

d) IDES. IDES est un modèle semi-déterministe de l'environnement qui fournit des prévisions à court et à long terme de l'environnement des débris spatiaux à partir de modèles détaillés du nombre d'objets en orbite et des caractéristiques des satellites. Il a été mis au point par le DERA de Farnborough.

e) Nazarenko. Il s'agit d'un modèle semi-analytique, stochastique mis au point par le CPS pour la prévision à moyen et à long terme de la densité spatiale et de la distribution en vitesse de la population de débris sur orbite terrestre basse à partir des données figurant dans les catalogues russe et américain.

<u>Modèle</u>	<u>Source</u>	<u>Période d'étude</u>	<u>Modèle technologique existant</u>	<u>Taille minimum (mm)</u>	<u>Orbite</u>
CHAIN	NASA	Long terme	Non	1 cm	Orbite basse
CHAINEE	ESA	Long terme	Non	1 cm	Orbite basse
EVOLVE	NASA	Court + long terme	Non	0,01 mm	Orbite basse
IDES	DERA	Court + long terme	Non	0,01 mm	Orbite basse
LUCA	UTB	Long terme	Non	1 mm	Orbite basse/orbite moyenne
MASTER	ESA	Court terme	Oui	0,1 mm	Orbite basse/orbite géostationnaire
N ZARENKO	RSA	Court terme	Non	0,6 mm	Orbite basse
ORDEM96	NASA	Court terme	Oui	0,01 mm	Orbite basse
SDM/STAT	ESA	Long terme	Non		Orbite basse/orbite géostationnaire

2.1.3 Modèles à long terme

12. La modélisation à long terme de l'environnement des débris orbitaux doit permettre de prédire, à long terme (jusqu'à cent ans), le nombre d'objets en fonction du moment, de l'altitude et de la taille des objets. Ces projections sont nécessaires pour évaluer la nécessité et l'efficacité des méthodes d'atténuation des risques présentés par les débris.

13. Outre les sources de débris spatiaux utilisées pour modéliser la population actuelle des débris, il est nécessaire de tenir compte des collisions pouvant se produire entre des objets plus volumineux (> 10 cm). À l'heure actuelle, les collisions entre objets volumineux, étant donné leur faible probabilité, jouent un rôle secondaire dans l'augmentation du nombre d'objets. À l'avenir, toutefois, le risque interactif de collision dite destructive, c'est-à-dire de collision produisant des fragments plus importants, risque d'augmenter. Ce risque de collision dite interactive entre tous les objets de cette population est proportionnel au carré du nombre d'objets. Ainsi, si le nombre d'objets augmente, comme par le passé (quelques centièmes par an suivant un mode linéaire), le risque de collision interactive augmentera.

14. Pour pouvoir évaluer les conséquences de collisions entre objets volumineux, il faut disposer de modèles fiables de désintégration pour des collisions de ce type. Il est cependant très difficile de simuler des collisions en orbite en l'absence de données de tests permettant une validation. C'est pourquoi la simulation de collisions introduit un certain degré d'incertitude dans les modèles.

15. Outre la modélisation de la population actuelle des débris, il faut disposer, pour effectuer une modélisation à long terme, de quelques hypothèses décrivant les activités futures des vols spatiaux, y compris les mécanismes de production des débris :

- a) Nombre futur de lancements et orbites correspondantes;
- b) Nombre futur et dimensions des charges pour chaque lancement;
- c) Nombre futur d'objets liés aux missions (coiffes, boulons, etc.); et
- d) Nombre futur d'explosions d'engins spatiaux et d'étages supérieurs.

16. Tous ces paramètres évoluent dans le temps en raison de facteurs techniques/scientifiques, financiers et politiques. Certaines incertitudes s'ajoutent donc à celles dues au modèle mathématique proprement dit (modèles de désintégration, etc.).

17. Plusieurs modèles ont été conçus pour la modélisation à long terme de l'environnement des débris. Ces modèles peuvent être brièvement décrits comme suit :

a) CHAIN, CHAINEE : CHAIN a été conçu par l'Université technique de Braunschweig dans le cadre d'un contrat passé par le gouvernement. Depuis 1993, ce modèle est appliqué et amélioré par la NASA. CHAINEE, prolongement européen de CHAIN, est utilisé par l'ESA. Il s'agit d'un modèle analytique du type "point dans un cube", qui décrit la population et les fragments issus d'une collision jusqu'à une altitude de 2 000 km à l'aide de quatre segments d'altitude en orbite basse et de cinq catégories de masse. CHAINEE est un code informatique extrêmement rapide (dix secondes environ pour une simulation de cent ans). Il permet de déterminer les évolutions relatives associées à certaines mesures d'atténuation. La résolution du modèle CHAIN est limitée par le découpage en segments;

b) EVOLVE : Le modèle EVOLVE a été mis au point par la NASA. Il s'agit d'un modèle semidéterministe, c'est-à-dire que chaque débris est décrit par un ensemble de paramètres. Outre qu'il permet de modéliser l'environnement actuel des débris, ce modèle peut servir à étudier, grâce aux techniques de Monte-Carlo, les futures caractéristiques d'évolution correspondant à différentes méthodes d'atténuation. À cet effet, on utilise les données de modèles de mission. Grâce à la méthodologie adoptée, la fiabilité et la résolution de ce modèle en termes d'altitude orbitale et de dimensions des objets sont bonnes;

c) IDES : IDES a été conçu au Département espace de la DERA à Farnborough (Royaume-Uni). Les données historiques sont simulées jusqu'en 1996. Pour analyser les scénarios futurs, on utilise des modèles de circulation et l'on fait évoluer l'environnement dans le temps pour tenir compte des interactions avec la population des satellites;

d) Logiciel LUCA : L'Université technologique de Braunschweig a mis au point le logiciel semidéterministe LUCA pour analyser en détail les scénarios prévisibles, dans le cas surtout où l'on a besoin de données fines sur l'altitude de l'orbite et la déclinaison. Ce logiciel combine les avantages d'une grande précision spatiale et d'un temps de machine raisonnable. Pour calculer les risques de collision en fonction du temps, on utilise un outil particulier, qui tient compte du fait que ces risques augmentent avec la déclinaison (plus on s'approche des régions polaires).

e) Modèles STAT/SDM : À l'Université de Pise (Italie), deux modèles en longue période ont été mis au point dans le cadre d'un contrat de l'ESA. Le modèle stochastique STAT et le modèle semidéterministe SDM utilisent la même population initiale et les mêmes hypothèses en matière de source et de disparition des débris. Le second utilise les orbites d'un sous-ensemble représentatif de la population pour calculer les taux de collisions et établir la carte de la future population. Les densités spatiales sont conservées dans des ensembles de données d'altitude et de masse en fonction du temps. Des analyses paramétriques permettent de calculer les effets des politiques de lancement et des mesures d'atténuation sur l'évolution de la population. Le logiciel STAT offre, par rapport au précédent, une solution du type "point dans un cube" qui demande peu d'heures/machine. Il est fondé sur un système couplé non linéaire d'équations différentielles numériquement intégrées.

18. Les principales conclusions de ces modélisations sur longue période peuvent être résumées de la manière suivante :

a) La population de débris peut se développer de manière anarchique à l'avenir si les vols spatiaux s'effectuent dans les mêmes conditions que dans le passé. Cela s'explique par l'accroissement du nombre de collisions entre gros objets;

b) À l'heure actuelle, les fragments provenant d'explosions sont la source principale de débris. À un certain horizon, ces fragments représentent le gros de la population;

c) Si cette deuxième phase se réalise, l'effet dit de collision en cascade se déclenche. Cela signifie que les fragments produits par les collisions augmentent eux-mêmes le nombre des collisions suivantes. À ce moment, l'accroissement de la population des débris devient exponentiel.

19. Les projections des deux modèles ne coïncident pas tout à fait. Mais les tendances fondamentales et les orientations générales des phénomènes concordent.

20. Les probabilités de collision entre gros objets sont faibles à l'origine. Il faut donc analyser les résultats de plusieurs opérations de Monte-Carlo ou procéder par les valeurs moyennes pour dégager des tendances et des orientations valables. Les modèles que l'on vient de citer tiennent compte de cette considération.

2.2. *Évaluation du risque présenté par les débris en orbite*

2.2.1. *Introduction*

21. L'évaluation des risques repose sur la probabilité d'un événement et sur les conséquences qu'il peut avoir. Avec l'aide de modèles représentant la population de débris en orbite, on peut évaluer les probabilités de collision entre un engin spatial opérationnel et ces débris. Les engins spatiaux sur orbite basse sont couramment mitraillés par des particules très petites (< 100 microns), qui sont très nombreuses mais dont les effets sont en général négligeables, les masses et les énergies en jeu étant faibles. La population de débris volumineux étant moins nombreuse, les risques de collision décroissent rapidement avec l'augmentation de la taille. Cependant, la gravité des collisions augmente aussi.

22. Les principaux risques tiennent à la densité des débris et à la vitesse relative moyenne d'impact sur l'orbite (altitude et inclinaison) de l'objet spatial considéré, le gabarit de celui-ci et la durée du vol. Les conséquences d'une collision sont fonction des masses et de la composition respectives des deux objets. Alors que les risques de collision entre un objet sur orbite et un météorite sont essentiellement indépendants de l'altitude, le risque que des objets sur orbite se rencontrent est fortement lié à l'altitude et est en général plus élevé sur les orbites basses que sur les orbites géostationnaires.

2.2.2. *Risque de collision sur orbite basse*

2.2.2.1. *Méthodologie*

23. Depuis les années 60, on procède couramment à des analyses de risque pour les engins spatiaux sur orbite basse. Le modèle de Poisson est utilisé dans les cas où le nombre d'événements indépendants est élevé mais où chaque événement est improbable. Les débris d'origine humaine et des micrométéorites répondent à ce critère d'indépendance, sauf en cas de désintégration ou d'orage météoritique récent.

24. Pour calculer la probabilité d'une collision entre un engin et un débris, il faut disposer d'un modèle de l'environnement des météorites et des débris, des données représentant la forme de l'engin et d'un profil de sa mission. Pour calculer la probabilité de pénétration d'un débris, ou de défaillance due à une collision, il faut avoir des données détaillées sur la configuration de l'engin, précisant notamment :

- a) La géométrie de ses sous-systèmes critiques;
- b) La résistance à la pénétration ou l'équation de la limite balistique de chaque sous-système;
- c) La capacité de survie de chaque sous-système en cas de dégâts.

25. En se fondant sur ces informations, des logiciels permettent de calculer :

- a) La probabilité des impacts des débris spatiaux pour des particules d'une taille donnée;
- b) La probabilité du dommage causé par l'impact à n'importe quel sous-système donné;
- c) La probabilité du dommage en fonction de son emplacement; et
- d) Le pourcentage de dommages dus à des débris d'objets créés par l'homme et à des micrométéoroïdes.

2.2.2.2 *Résultats des évaluations des risques*

26. Normalement, l'évaluation des risques en orbite géostationnaire sert à renforcer la sécurité des opérations spatiales. Dans le cas de vols habités, les évaluations des risques se sont avérées très précieuses pour assurer la sécurité des opérations de la navette. Les missions de la navette sont reconfigurées opérationnellement chaque fois qu'une évaluation des risques préliminaire au vol indique que les risques de collision avec des débris spatiaux sont d'un niveau inacceptable.

27. Les évaluations des risques sont utilisées pour concevoir l'emplacement et le type de blindage antidébris spatiaux qui protégera l'équipage ainsi que les sous-systèmes critiques sur la station spatiale internationale.

28. Les évaluations des risques servent aussi à concevoir les engins spatiaux non habités. Ils servent à placer le blindage de façon à protéger les sous-systèmes critiques ainsi que pour la conception du système des grandes constellations de satellites de communication.

Tableau ... Intervalle entre les impacts sur les satellites couvrant une surface frontale de 100 mètres carrés

Hauteur orbitale	Objets de 0,1 à 1,0 cm	Objets de $1 \geq 10$ cm	Objets de > 10 cm
500 km	1 à 10 ans	350 à 700 ans	15 000 ans
1 000 km	0,3 à 3 ans	70 à 140 ans	2 000 ans
1 500 km	0,7 à 7 ans	100 à 200 ans	3 000 ans

2.2.3 *Évaluation des risques de collision en orbite géostationnaire*

29. Actuellement la population d'objets spatiaux sur l'orbite géostationnaire ou proches d'elle est bien connue en ce qui concerne les engins spatiaux et les étages supérieurs seulement. Le nombre limité de ces objets leur vaste répartition dans l'espace et les vitesses moyennes relativement faibles (500m/sec) se combinent pour produire une probabilité de collision en orbite géostationnaire considérablement plus faible. En outre, au fur à mesure que des vaisseaux spatiaux et des étages supérieurs sont de plus en plus fréquemment abandonnés sur des orbites au-dessus ou au-dessous de l'orbite géostationnaire, le nombre d'objets intacts non contrôlés venant couper cette orbite augmente à un rythme très lent. Des possibilités particulières de collision existent sur l'orbite géostationnaire en raison de la proximité d'engins spatiaux opérationnels sur des longitudes précises,

mais ces risques de collision peuvent être éliminés par les procédures de contrôle des engins. Le nombre limité d'objets proches de l'orbite géostationnaire permet de prévoir les rapprochements à courte distance entre des engins spatiaux opérationnels et des débris orbitaux en temps suffisant pour manœuvrer en vue de les éviter.

30. Le nombre de débris orbitaux d'un diamètre inférieur à 1 mètre proche de l'orbite géostationnaire n'est pas encore connu. Deux désintégrations, l'une concernant un engin spatial et l'autre un étage supérieur ont été repérées et l'on a tout lieu de penser que d'autres désintégrations ont pu se produire. Ces débris, toutefois, seraient déviés sur des orbites inclinées, ce qui réduit le temps de séjour en orbite géostationnaire, mais augmente également la vitesse relative de collision. Dans de nombreux cas, des fragments de débris seraient dispersés latéralement à la fois en altitude et en inclinaison. Des mesures supplémentaires des débris orbitaux se trouvant sur l'orbite géostationnaire sont nécessaires avant de pouvoir effectuer des évaluations des risques plus exactes. En outre, une nouvelle probabilité des techniques de collision peut devoir être développée pour tenir compte de la structure non aléatoire des rapprochements à courte distance sur l'orbite géostationnaire.

31. Il n'existe pas de mécanisme naturel permettant d'éliminer les satellites en orbite géostationnaire. C'est pourquoi les engins spatiaux opérationnels risquent d'être endommagés par un engin spatial non contrôlé. Ce risque de collision est actuellement estimé à 10^{-5} par an pour un satellite opérationnel.

2.2.4 Évaluation des risques pour les débris orbitaux rentrant dans l'atmosphère

32. L'évaluation des risques étudiée ici se limite à une rentrée non contrôlée à partir de l'orbite terrestre.

33. On a constaté plus de 16 000 rentrées connues d'objets spatiaux répertoriés en près de quarante années. Aucun dommage ou préjudice grave n'a été signalé. Cela est dû, dans une large mesure, à la vaste étendue de la surface de l'océan et à la faible densité de population dans de nombreuses régions de la Terre. Au cours des cinq dernières années, un objet d'une section transversale d'un mètre carré ou plus est entré dans l'atmosphère de la Terre environ une fois par semaine et l'on sait que quelques fragments ont survécu.

34. Le risque de rentrée est non seulement dû à l'impact mécanique, mais aussi au risque de contamination chimique ou radiologique de l'environnement. Les dommages mécaniques seront causés par des objets ayant survécu le frottement aérodynamique. Ce risque dépendra des caractéristiques de l'orbite finale, de la forme de l'objet et de ses propriétés physiques.

35. En évaluant le risque de rentrée, on doit tenir compte de la forme de l'objet et l'analyse de l'altitude de la destruction aérodynamique, identifier des éléments qui peuvent survivre à la rentrée, modéliser ces éléments et calculer la totalité de la région où l'accident peut se produire.

36. Il n'y a pas de consensus international concernant les pertes humaines causées par la rentrée. Une espérance de dommage de 10^{-4} est prévue dans les normes de sécurité de la NASA 1740.14 intitulées "Directives et procédures d'évaluation visant à limiter les débris spatiaux".

37. Le Sous-Comité a noté qu'à sa trente-cinquième session, il ferait porter son attention sur le dernier point de son plan de travail pluriannuel, à savoir les mesures d'atténuation des risques présentés par les débris spatiaux. Il a été convenu qu'il serait souhaitable de demander à l'Académie internationale d'astronautique, par l'intermédiaire de son sous-comité sur les débris spatiaux, d'établir un document de travail exhaustif sur les mesures d'atténuation des risques présentés par les débris spatiaux actuellement pratiquées, ainsi que sur les mesures proposées.

38. La section suivante devra être complétée à la prochaine session du Sous-Comité scientifique et technique :

3. Mesures d'atténuation des risques présentés par les débris spatiaux

3.1 Réduction de l'accroissement du nombre de débris dans le temps

3.1.1 Prévention de la formation d'objets liés aux missions

3.1.2 Amélioration de l'intégrité structurelle des objets spatiaux (prévention des explosions etc.)

3.1.3 Désatellisation et remise en orbite d'objets spatiaux

3.2 Stratégies de protection

3.2.1 Blindage

3.2.2 Prévention des collisions

3.3 Efficacité des mesures d'atténuation

4. Figures

39. Les figures I à VIII présentées ci-après sont des figures préliminaires et seront incorporées dans la version finale du rapport technique sur les débris spatiaux du Sous-Comité.

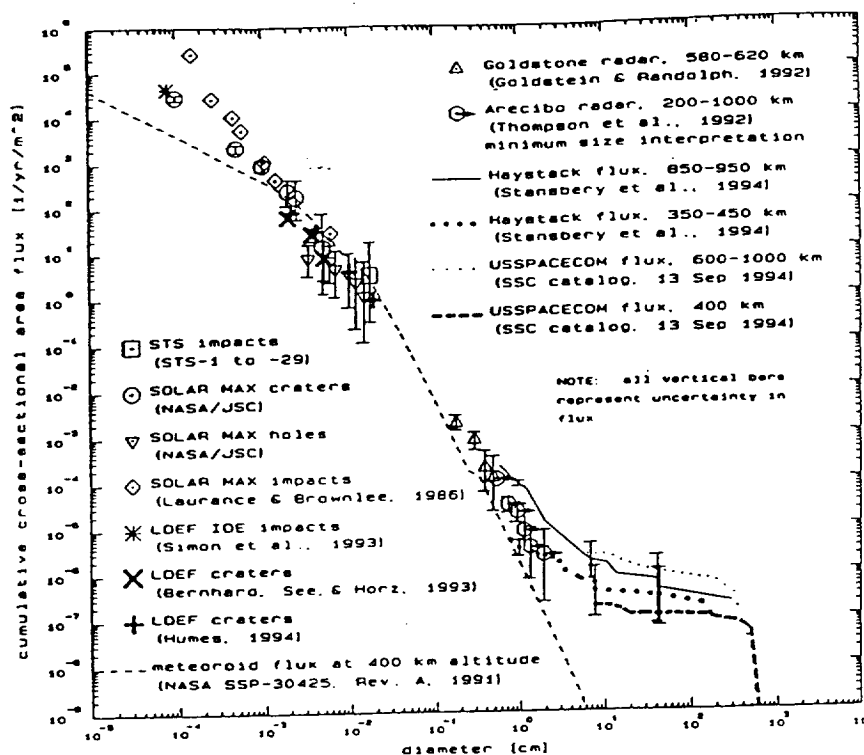


Figure I. Mesure approximative par taille des flux de débris sur orbite terrestre basse

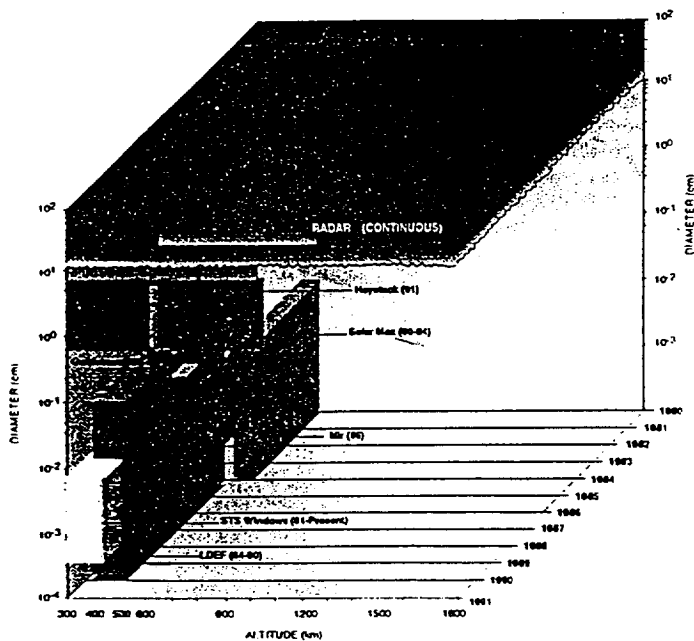


Figure II. Diamètre, altitude et année d'apparition des débris

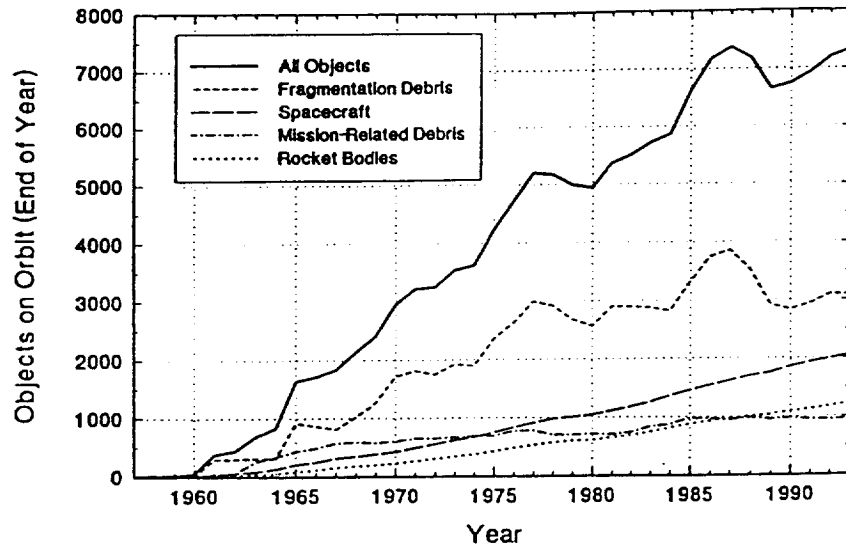


Figure III. Population recensée des débris orbitaux
(corrigée en fonction du temps nécessaire au recensement)

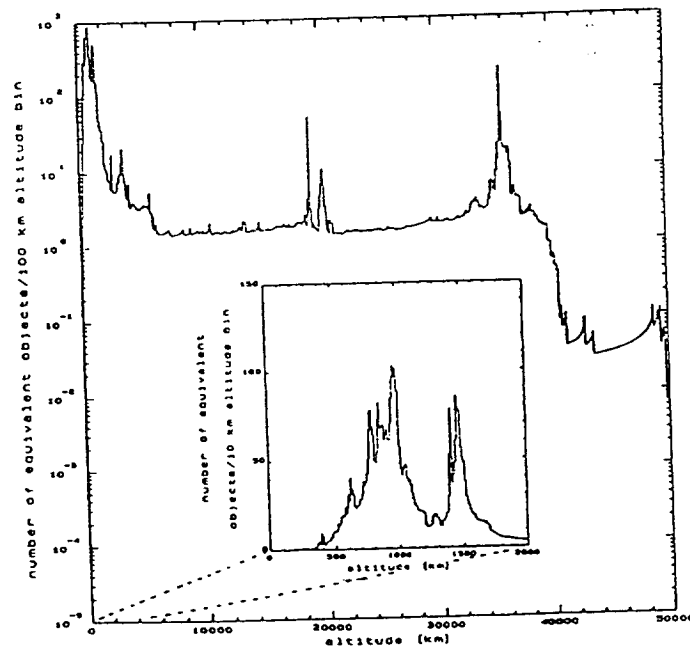


Figure IV. Répartition des satellites sur orbite

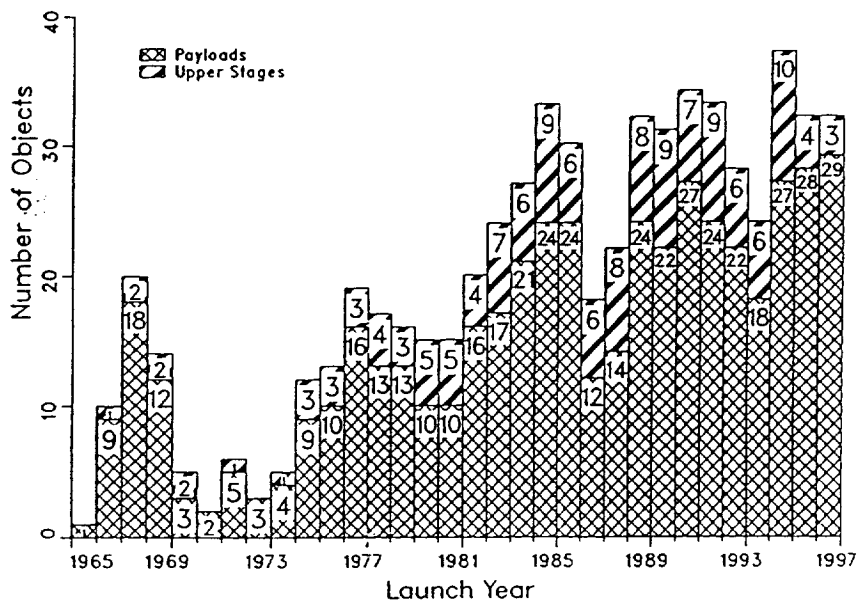


Figure V. Charges utiles et étages supérieures placés sur orbite géostationnaire

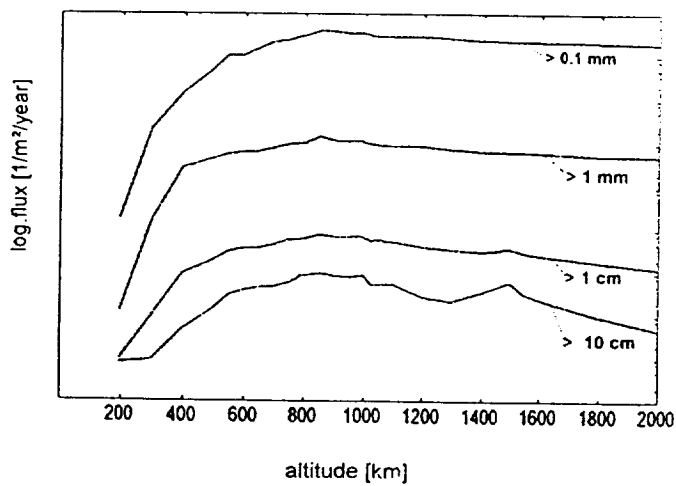


Figure VI. Flux des objets sur orbite terrestre basse

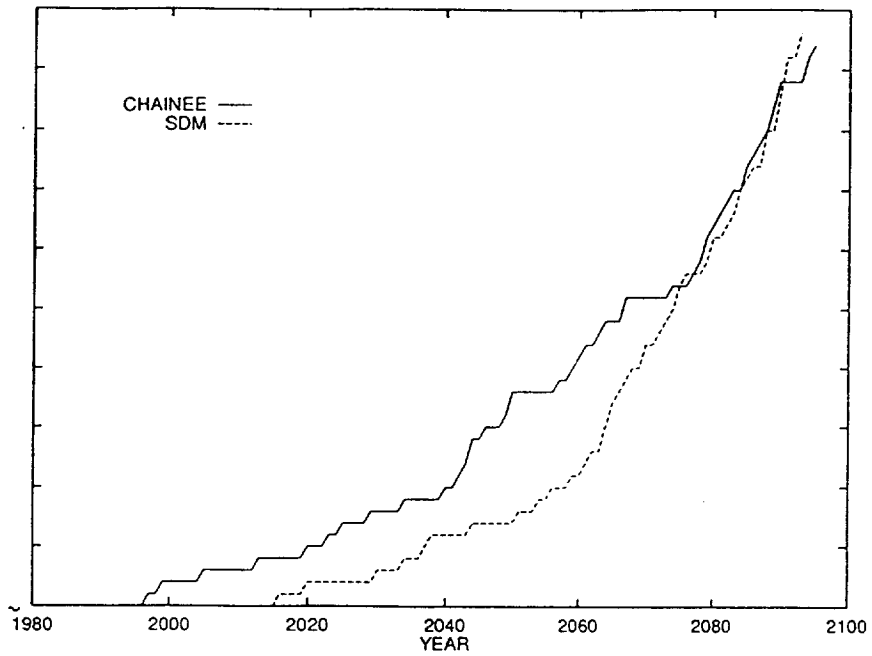


Figure VII. Nombre cumulé de collisions destructrices

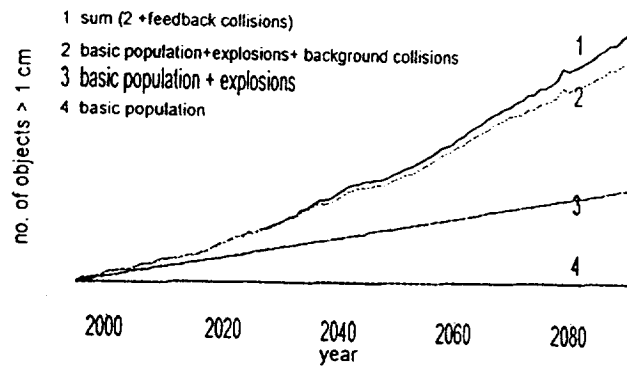


Figure VIII. Population calculée par simulation en supposant le maintien des activités au rythme actuel