



Assemblée générale

Distr. GÉNÉRALE
14 décembre 1998

FRANÇAIS
Original: ANGLAIS

Comité des utilisations pacifiques
de l'espace extra-atmosphérique

Projet de rapport technique du Sous-Comité scientifique
et technique sur les débris spatiaux

Table des matières

	<i>Paragraphes</i>	<i>Page</i>
Introduction	1-9	3
1. Mesures des débris spatiaux	10-59	4
1.1 Mesures à partir du sol	10-30	4
1.1.1 Radars	11-24	4
1.1.2 Systèmes optiques	25-30	7
1.2 Mesures dans l'espace	31-44	8
1.2.1 Surfaces récupérées et détecteurs d'impact	31-39	8
1.2.2 Mesures des débris à partir de l'espace	40-44	10
1.3 Résumé des mesures	45	11
1.4 Catalogues et bases de données	46-52	11
1.5 Effets de l'environnement des débris spatiaux sur le fonctionnement des systèmes spatiaux	53-58	14
1.5.1 Conséquences de l'existence de gros débris spatiaux sur le fonctionnement des systèmes spatiaux	54	14
1.5.2 Conséquences de l'existence de petits débris sur le fonctionnement des systèmes spatiaux	55-58	14
1.5.2.1 Dommages causés aux surfaces ou aux sous-systèmes	56	15
1.5.2.2 Conséquences de l'existence des débris spatiaux sur les vols habités	57-58	15
1.6 Autres conséquences de l'existence de débris spatiaux	59	16
2. Modélisation de l'environnement des débris spatiaux et évaluation des risques ...	60-93	16
2.1 Modélisation de l'environnement des débris	60-77	16
2.1.1 Introduction et méthodologie	60-66	16
2.1.2 Modèles de prévisions à court terme	67-68	18
2.1.3 Modèles de prévisions à long terme	69-77	20

	<i>Paragraphes</i>	<i>Page</i>
2.2 Évaluation des risques présentés par les débris spatiaux	78-93	22
2.2.1 Introduction	78-79	22
2.2.2 Évaluation des risques de collision sur orbite basse	80-85	23
2.2.2.1 Méthodologie	80-82	23
2.2.2.2 Résultat des évaluations de risque	83-85	23
2.2.3 Évaluation des risques de collision sur l'orbite géostationnaire	86-88	24
2.2.4 Évaluation des risques présentés par les débris spatiaux entrant dans l'atmosphère	89-93	25
3. Mesures de réduction des débris spatiaux	94-129	25
3.1 Réduction du rythme d'accroissement du nombre de débris spatiaux	94-103	25
3.1.1 Prévention de la formation de débris due aux opérations normales	94	25
3.1.1.1 Objets liés aux missions	94	25
3.1.1.2 Câbles de liaison	95	25
3.1.1.3 Rejets des moteurs à poudre, de peinture et d'autres matériaux extérieurs	96	26
3.1.2 Prévention des désintégrations en orbite	97-100	26
3.1.2.1 Explosions sur orbite	98-99	26
3.1.2.2 Collisions sur orbite	100	26
3.1.3 Changement d'orbite et remise en orbite d'objets spatiaux	101-103	26
3.1.3.1 Fin de mission des systèmes spatiaux	101-102	26
3.1.3.2 En cas de panne	103	27
3.2 Stratégies de protection	104-118	27
3.2.1 Blindage	105-111	27
3.2.1.1 Vols habités	108-110	28
3.2.1.2 Engins spatiaux non habités	111	28
3.2.2 Manœuvres d'évitement des collisions	112-118	28
3.2.2.1 En orbite	114-117	29
3.2.2.2 Lors du lancement	118	29
3.3 Efficacité des mesures de réduction des débris	119-129	29
3.3.1 Scénarios concernant les mesures de réduction des débris	122-124	30
3.3.2 Répercussions des mesures de réduction des débris sur les coûts et d'autres aspects	125-129	31
3.3.2.1 Coûts de développement des systèmes	126	31
3.3.2.2 Répercussions sur les performances des lanceurs et la masse des engins	127	31
3.3.2.3 Durée de vie de la mission	128	31
3.3.2.4 Fiabilité	129	31
4. Résumé	130-135	31
Annexe. Liste des documents en rapport avec la question des débris spatiaux		33

Introduction

1. La question des débris spatiaux a été inscrite à l'ordre du Sous-Comité scientifique et technique en février 1994, lors de sa trente et unième session, conformément à la résolution 48/39 de l'Assemblée générale en date du 10 décembre 1993. À sa trente et unième session, le Sous-Comité s'est félicité que cette question fasse l'objet d'un point distinct de son ordre du jour alors qu'elle était étudiée depuis déjà plusieurs années par différentes instances internationales, dont le Sous-Comité et le Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique. Le Sous-Comité a estimé que cette question était importante et qu'une coopération internationale était nécessaire pour élaborer des stratégies appropriées et d'un coût abordable destinées à atténuer les risques potentiels que présentaient les débris pour les futures missions spatiales (A/AC.105/571, par. 64). Lors de ses sessions suivantes, le Sous-Comité a poursuivi l'examen de cette question à titre prioritaire.

2. Le Sous-Comité a convenu qu'il importait de disposer d'une base scientifique et technique solide pour pouvoir étudier la question complexe des débris spatiaux et qu'il devrait, notamment, se consacrer prioritairement à comprendre certains aspects des travaux de recherche effectués, et en particulier les techniques de mesures, la modélisation mathématique de l'environnement formée par les débris spatiaux, les caractéristiques de cet environnement et les mesures à appliquer pour réduire les risques présentés par les débris, y compris en matière de conception des engins spatiaux (A/AC.105/605, par. 79). Afin de poursuivre l'examen de cette question, le Sous-Comité a adopté, à sa trente-deuxième session, le plan de travail ci-après (A/AC.105/605, par. 83):

1996: Mesures des débris spatiaux, interprétation des données et effets de l'environnement formés par les débris spatiaux sur les systèmes spatiaux. La mesure des débris spatiaux englobe tous les procédés par lesquels sont obtenus des renseignements sur l'environnement sur les particules à proximité de la Terre au moyen de capteurs au sol et dans l'espace. L'effet (impact des particules et dommages en résultant) de cet environnement sur les systèmes spatiaux devrait être décrit;

1997: Modélisation de l'environnement que forment les débris spatiaux et évaluation des risques. Un modèle de débris spatial est une description mathématique de la distribution actuelle et future des débris en fonction de leur taille et d'autres paramètres physiques. Le travail

portera notamment sur les questions suivantes: analyse des modèles de fragmentation; évolution à court terme et à long terme de la population de débris spatiaux et comparaison des modèles utilisés. Les différentes méthodes d'évaluation des risques de collision devront faire l'objet d'un examen critique;

1998: Mesures destinées à réduire les risques présentés par les débris spatiaux. La réduction des risques concerne la réduction de l'accroissement du nombre de débris spatiaux et la protection contre les impacts de particules. Les mesures de réduction de l'accroissement des débris spatiaux comprennent à la fois des méthodes de prévention et d'enlèvement des débris. La protection contre les impacts comprend la protection physique par blindage et les mesures d'évitement des collisions.

3. À chaque session, le Sous-Comité devait examiner les pratiques mises en œuvre pour réduire les risques causés par les débris spatiaux et envisager les méthodes futures de réduction des risques dans une perspective coût/efficacité. Le Sous-Comité a convenu que ce plan de travail devait être appliqué avec souplesse, et que même en cas de choix d'un thème particulier à sa trente-deuxième session, les délégations qui souhaiteraient présenter une communication sur d'autres aspects de la recherche consacrée aux débris spatiaux devraient avoir toute latitude de le faire (A/AC.105/605, par. 83 et 84).

4. Le Sous-Comité a noté que certains travaux de recherche sur la question des débris spatiaux avaient déjà été entrepris dans certains pays, ce qui avait permis d'acquérir des nouvelles connaissances sur les sources des débris, les régions des orbites près de la Terre où la densité de débris spatiaux atteignait des niveaux élevés, les probabilités de collision, les effets des collisions et la nécessité de réduire au minimum la production de débris spatiaux (A/AC.105/605, par. 88). Il a reconnu que les États membres devraient porter une attention accrue au problème des collisions d'objets spatiaux, y compris d'objets équipés de sources d'énergie nucléaires, avec des débris spatiaux et à d'autres aspects de la question. Il est par ailleurs convenu que la recherche nationale sur les débris spatiaux devait se poursuivre et que les États membres devaient mettre les résultats de leurs travaux à la disposition de toutes les parties intéressées (A/AC.105/605, par. 85)¹.

5. Le Sous-Comité a encouragé les États Membres et les organisations internationales concernées à lui fournir des informations sur les pratiques qu'ils avaient adoptées et qui avaient permis de réduire la production de débris (A/AC.105/605, par. 88). Les informations reçues ont été

regroupées par le Secrétariat et diffusées sous forme de document des Nations Unies. On trouvera en annexe une liste des documents en rapport avec la question des débris spatiaux.

6. Afin de préciser le sens de l'expression "débris spatiaux", le Sous-Comité scientifique et technique en a proposé à sa trente-deuxième session une définition qu'il a modifiée à sa trente-troisième session comme suit: "On entend par débris spatiaux tous les objets créés par l'homme, y compris des fragments ou éléments de ces objets, que leurs propriétaires puissent être identifiés ou non, qu'ils se trouvent en orbite terrestre ou qu'ils reviennent dans les couches denses de l'atmosphère, de caractère non fonctionnel et dont on ne peut raisonnablement escompter qu'ils puissent trouver ou retrouver la fonction pour laquelle ils ont été conçus, ou tout autre fonction pour laquelle ils ont été ou pourraient être autorisés" (A/AC.105/672, par. 112). Cette définition ne fait toutefois toujours pas l'objet d'un consensus.

7. À sa trente-troisième session, le Sous-Comité a entrepris la rédaction de son rapport technique sur les débris spatiaux de façon à parvenir à une définition commune qui pourrait servir de base à la poursuite des travaux du Comité sur cette importante question. La structure du rapport technique correspondait au plan de travail pour la période 1996-1998 qui a été revu et mis à jour chaque année. Il a été rédigé lors des sessions du Sous-Comité par un groupe non officiel d'experts mis à la disposition par les États Membres. Au cours de leurs travaux, ces experts ont évalué les documents de travail préparés pour les sessions du Sous-Comité ainsi que les présentations scientifiques et techniques préparées par des spécialistes de premier plan des débris spatiaux.

8. Le Comité de coordination interinstitutions sur les débris spatiaux, officiellement créé en 1993 afin de permettre aux agences spatiales d'échanger des informations sur leurs activités de recherche dans le domaine des débris spatiaux, de faire le point des activités menées en coopération, de faciliter la coopération dans le domaine de la recherche et d'identifier les différentes possibilités de réduction des débris spatiaux, a fourni une contribution particulièrement précieuse pour la rédaction de différentes parties du rapport technique, et notamment des graphiques et des données numériques. Les membres fondateurs du Comité sont l'Agence spatiale européenne (ESA), l'Administration nationale de l'aéronautique et de l'espace des États-Unis d'Amérique (NASA) et l'Agence spatiale russe. Ils ont été rejoints par la Chine en 1995 puis par le Centre spatial national britannique, le Centre national français d'études spatiales (CNES) et l'Organisation indienne de recherche spatiale (ISRO) en 1996

et par le Centre allemand de recherche aérospatiale (DLR) en 1997. Dernièrement, l'Agence spatiale italienne a demandé à en devenir membre.

9. À sa trente-cinquième session, le Sous-Comité a convenu d'adopter à sa trente-sixième session, en 1999, son rapport final sur les débris spatiaux qui, dans l'intervalle, aura été définitivement mis au point et examiné par les organisations concernées (telles que le Comité de coordination interinstitutions et l'Académie internationale d'astronautique).

1. Mesures des débris spatiaux

1.1 Mesures à partir du sol

10. La télédétection des débris spatiaux à partir du sol s'effectue d'ordinaire au moyen soit de radars, soit de systèmes optiques. On utilise généralement les radars pour les débris sur orbite basse, et les systèmes optiques pour les débris sur orbite haute. Pour les mesures optiques passives, l'intensité du signal renvoyé est inversement proportionnelle au carré de la distance ou de l'altitude de l'objet étant donné que l'éclairement incident du Soleil est pour l'essentiel indépendant de l'altitude. Pour les mesures radar, l'intensité du signal renvoyé est inversement proportionnelle à la puissance quatrième de la distance étant donné que les radars doivent assurer leur propre éclairage. Il s'ensuit qu'un télescope optique de taille modeste peut se révéler plus performant que la plupart des radars pour la détection de débris situés à de hautes altitudes. Des mesures optiques de petits débris en orbite basse ont été effectuées, mais en général les radars permettent d'obtenir de meilleurs résultats.

1.1.1 Radars

11. Fonctionnant par n'importe quel temps et de jour comme de nuit, les radars terrestres se prêtent bien à l'observation des objets spatiaux. La détection à grande distance de petits objets est cependant limitée par le bilan de puissance et la longueur d'onde du radar.

12. Il existe essentiellement deux types de radars utilisés pour la mesure des objets spatiaux:

a) Les radars à direction de faisceau mécaniquement commandée utilisant des antennes à réflecteurs paraboliques. Seuls les objets se trouvant dans le champ réellement observé – déterminé par l'orientation mécanique de l'antenne – peuvent être détectés et mesurés.

b) Les radars à direction de faisceau commandée électroniquement qui utilisent des antennes à commande de phases. Des objets multiples situés dans différentes directions peuvent être détectés et mesurés simultanément.

13. Le premier type de radar est principalement utilisé pour la poursuite d'objets et/ou par des satellites imageurs, et le second essentiellement pour la poursuite et la recherche.

14. Les modes suivants sont utilisés pour l'observation radar des débris spatiaux: poursuite, veille et mixte (parfois appelé observation et poursuite).

15. En mode poursuite, le radar suit un objet pendant quelques minutes, réunissant des données sur la direction angulaire, la distance, la vitesse radiale, l'amplitude et la phase des échos. À partir de l'évaluation de la direction et de la vitesse (vitesse angulaire et vitesse radiale) en fonction du temps, on peut déterminer les paramètres de l'orbite.

16. En mode veille, l'antenne est immobilisée dans une direction déterminée et reçoit les échos d'objets traversant le champ observé. On obtient ainsi des renseignements statistiques sur le nombre et la taille des objets détectés, mais les données concernant les orbites sont moins précises.

17. En mode mixte, le radar commence en mode veille puis passe en mode poursuite dès qu'un objet traverse le faisceau, ce qui permet de recueillir des données plus précises sur son orbite. Une fois ces données recueillies, il peut alors revenir en mode veille.

18. Les radars sont utilisés aussi bien en configuration monostatique, c'est-à-dire avec une seule antenne pour l'émission et la réception, qu'en configuration bistatique, c'est-à-dire avec une antenne de réception et une antenne d'émission d'où une plus grande sensibilité qui permet de détecter des objets plus petits et donne la souplesse nécessaire pour relier en réseau différents types d'antennes.

19. Principalement à partir des mesures radar, on peut déterminer (avec néanmoins un certain degré d'incertitude) les caractéristiques suivantes des objets spatiaux:

a) Paramètres orbitaux décrivant le mouvement du centre de masse de l'objet autour de la Terre;

b) Mouvement de l'objet autour de son centre de masse;

c) Taille et forme de l'objet;

d) Durée de vie sur orbite;

e) Coefficient balistique, défini à l'alinéa g du paragraphe 47 ci-dessous, qui indique la vitesse à laquelle le demi-grand axe orbital décroît;

f) Masse de l'objet;

g) Propriétés physiques.

20. Les données caractéristiques peuvent être inscrites dans un catalogue d'objets spatiaux, ou incorporées aux renseignements statistiques sur le nombre d'objets d'une taille donnée détectés dans une région donnée à un moment déterminé.

21. Aussi bien la Fédération de Russie que les États-Unis (United States Space Command) exploitent des réseaux de radars (et de télescopes optiques) pour détecter, poursuivre et cataloguer les objets spatiaux sur orbite. Ces catalogues remontent au lancement du premier satellite artificiel, en 1957, et incluent des débris spatiaux d'un diamètre minimum de 10 à 30 cm.

22. Les États-Unis d'Amérique, avec les radars Haystack, Haystack Auxiliary (HAX) et Goldstone, la Fédération de Russie avec certains radars russes et l'Allemagne avec le radar du FGAN de Wachtberg-Werthhoven et le radio télescope d'Effelsberg ont établi des statistiques sur la population des débris d'une taille inférieure à 30 cm (limite nominale pour les catalogues des États-Unis et de la Fédération de Russie). Les radars Haystack, HAX et Goldstone ont permis d'obtenir un tableau statistique de la population de débris d'une taille minimum de 0,5 cm (et certaines données sur les débris d'une taille de 0,2 cm) se trouvant sur orbite basse. Le radar du FGAN n'a pas une résolution aussi grande mais les résultats obtenus concordent généralement avec ceux de la NASA. Il ressort de ces mesures ainsi que d'autres que la population de débris est supérieure à celle des météoroïdes naturels pour toutes les tailles (sauf entre 30 et 500 μm).

23. Le radar MU de l'Université de Kyoto (Japon) a observé les variations de la section efficace en radar d'objets inconnus pendant une période de 20 secondes. Le système de radar bistatique de l'Institut japonais de sciences spatiales et astronautiques (ISAS) est capable de détecter des objets de seulement 2 cm se trouvant à une altitude de 500 km.

24. Les capacités radar existantes et prévues pour observer les débris d'un diamètre inférieur à 10 à 30 cm sont indiquées au tableau 1 ci-dessous.

Tableau I
Installations radar pour l'observation des débris

<i>Pays</i>	<i>Organisation</i>	<i>Installation</i>	<i>Type</i>	<i>Mode de fonctionnement primaire</i>	<i>Configuration</i>	<i>Vision</i>	<i>Longueur d'onde (m)</i>	<i>Sensibilité (diamètre en mètres)</i>	<i>État d'avancement</i>
Allemagne	FGAN	TIRA	Réfecteur	Mixte	Monostatique	0,5	0,23	0,02 à 1 000 km	Opérationnel
Allemagne	MPIR	Effelsberg	Réfecteur	Observation	Bistatique avec TIRA	0,16	0,23	0,009 à 1 000 km	Expérimental
États-Unis	NASA/NSF	Arecibo	Réfecteur	Observation	Bistatique	0	0,13	0,004 à 575 km	Expérience ponctuelle
États-Unis	NASA/DoD	Haystack	Réfecteur	Observation	Monostatique	0,1	0,03	0,006 à 1 000 km	Opérationnel
États-Unis	NASA/DoD	HAX	Réfecteur	Observation	Monostatique	0,1	0,02	0,05 à 1 000 km	Opérationnel
États-Unis	NASA	Goldstone	Réfecteur	Observation	Bistatique	0	0,03 5	0,002 à 500 km	Opérationnel
États-Unis	DoD	TRADEX	Réfecteur	Mixte	Monostatique	0,61 / 0,30	0,23 / 0,10	0,03 à 500 km	Opérationnel
Japon	Université de Kyoto	Radar MU	Antenne réseau à commande de phase	Observation	Monostatique	3,7	6,4	0,02 à 500 km	Opérationnel
Japon	ISAS	Uchinoura	Réfecteur	Mixte	Bistatique	0,4	0,13	0,02 à 500 km	Expérimental
Japon	ISAS	Usuda	Réfecteur	Mixte	Bistatique	0,13	0,13	0,02 à 500 km	Expérimental
Ukraine/ Fédération de Russie	..	Evpatoria	Réfecteur	Observation	Bistatique	0,1	0,05 6	0,003 à 1 000 km	En cours de réalisation

1.1.2 Systèmes optiques

25. Les débris peuvent être détectés par un télescope lorsque l'objet est éclairé par la lumière du Soleil alors que le ciel est sombre. Pour les objets sur orbite basse, la période de détection est limitée à une heure ou deux juste après le coucher ou avant le lever du Soleil. En revanche, pour les objets sur orbite haute, par exemple sur l'orbite géosynchrone, les observations peuvent souvent se poursuivre pendant toute la nuit. Le fait que le ciel doit être dégagé et sombre constitue une contrainte de plus qui pèse sur les mesures par systèmes optiques.

26. Le *United States Space Command* emploie des télescopes de 1 m d'ouverture équipés de détecteurs vidicon à intensification lumineuse pour détecter les objets sur orbite haute et tenir à jour la partie de son catalogue qui leur est consacrée. Ces télescopes ne peuvent détecter d'objets d'une taille inférieure à 1 m sur orbite géosynchrone, correspondant à une magnitude stellaire limite de 16. Il est prévu de les équiper de détecteurs dotés d'un dispositif à couplage de charge (CCD), ce qui améliorera leurs performances. L'Agence spatiale russe possède des télescopes similaires, grâce auxquels elle consigne dans son catalogue la position des objets situés sur orbite haute.

27. En général, les catalogues d'objets sur orbite géostationnaire du *United States Space Command* et de la Fédération de Russie concernent les engins spatiaux et les corps de fusées intacts, mais il y a tout lieu de croire qu'il existe aussi de petits débris orbitaux issus d'explosions: on a observé en 1978 l'explosion d'un satellite russe Ekran sur orbite géostationnaire; de nombreux objets non répertoriés, provenant peut-être de la désintégration de l'étage de transfert jusqu'à l'altitude des satellites géostationnaires d'une fusée Ariane, ont été observés sur orbites elliptiques hautes inclinées de 7 degrés et le télescope du *United States Space*

Command installé sur l'île de Maui (Hawaii) a observé par hasard, en février 1992, la désintégration de l'interétage d'une fusée Titan 4 (1968-081E). Il existe près de l'orbite géostationnaire d'autres étages de fusées qui risquent encore d'exploser (voire qui ont déjà explosé pour certains dont on a perdu la trace).

28. Il faut à la fois des instruments sensibles et un champ de vision large pour observer la région de l'orbite géostationnaire à la recherche de petits débris orbitaux qui pourraient s'y trouver. Une magnitude stellaire limite de 17 ou plus est indispensable pour pouvoir détecter près de l'altitude des orbites géosynchrones des débris de dimension inférieure à 1 m, et le champ de vision doit être aussi large que possible pour observer rapidement de vastes étendues. La plupart des télescopes astronomiques suffisamment sensibles ont un faible champ de vision. Ils sont utiles lorsqu'il s'agit de déterminer avec précision la position d'un satellite (une fois son emplacement approximatif connu), mais non lorsqu'il s'agit d'observer de vastes régions du ciel.

29. On a procédé à des mesures préliminaires pour détecter des débris de dimension inférieure à 1 m dans la région près de l'orbite géostationnaire. La NASA a utilisé un petit télescope capable de détecter des objets d'une magnitude stellaire aussi faible que 17,1 (équivalent à un objet d'environ 0,6 m de diamètre), avec un champ de vision d'environ 1,5 degré. Il apparaît qu'il existe une population appréciable de débris à ce niveau, et d'autres recherches se justifient donc. Le Comité interinstitutions sur les débris orbitaux mène actuellement une campagne exploratoire.

30. Les moyens d'observation des débris par systèmes optiques qui existent et sont envisagés sont récapitulés au tableau 2.

Tableau 2
Systèmes optiques d'observation des débris

<i>Pays</i>	<i>Organisation</i>	<i>Ouverture du télescope (en mètres)</i>	<i>Champ de vision (en degrés)</i>	<i>Type de détection</i>	<i>Magnitude minimum</i>	<i>État d'avancement</i>
	ESA	1	1	CCD	19	En cours de réalisation
États-Unis d'Amérique	NASA	0,3	1,5	CCD	17,1	Opérationnel
États-Unis d'Amérique	NASA	3	0,3	CCD	21,5	Opérationnel
Fédération de Russie	RAS ^a	1	0,2	CCD	19	Opérationnel
Fédération de Russie	RSA ^a	0,6	0,2	CCD	18	Opérationnel
Fédération de Russie	RSA ^b	0,6	0,2	TV	19	Opérationnel
France	CNES	0,9	0,50	CCD	19	En cours de réalisation
Japon	SUNDAI	0,75	0,04	CCD	17	Opérationnel
Japon	CRL	1,5	0,28	CCD	18,7	Opérationnel
Royaume-Uni de Grande-Bretagne et d'Irlande du Nord	Royal Greenwich Observatory/MOD	0,4	0,6	CCD	18	2 télescopes opérationnels (Royaume-Uni et étranger)
Suisse	Université de Berne	1	0,5	CCD	19,5	Opérationnel

^aRAS : Académie russe des sciences.

^bRSA : Agence spatiale russe.

CCD : dispositif à couplage de charge.

1.2 Mesures dans l'espace

1.2.1 Surfaces récupérées et détecteurs d'impact

31. On peut recueillir des informations sur les particules d'une dimension inférieure à 1 mm en analysant, après le retour sur Terre, les surfaces ou les engins qui ont été exposés à l'environnement spatial, ou encore grâce à des détecteurs de

débris et de poussières dont la plupart possèdent comme principal élément une surface de détection. Certains d'entre eux sont conçus pour capter les particules qui les ont heurtés aux fins d'analyses complémentaires. Pour des raisons financières, seules sont récupérées des surfaces qui ont séjourné sur orbite basse.

32. On trouvera dans le tableau 3 ci-après des exemples.

Tableau 3
Exemples d'engins et de surfaces récupérés

<i>Nom</i>	<i>Orbite</i>	<i>Temps passé sur orbite</i>	<i>Stabilisation</i>	<i>Superficie exposée</i>
Salyout 4 et 6	350 km 51,6 degrés	1974-1979	Divers	~7 m ² (capteurs et cassettes)
STS-7 Window (NASA)	295 à 320 km 28,5 degrés	Juin 1983	Divers	~2,5 m ²
Solar Maximum Satellite (NASA)	500 à 570 km 28,5 degrés	Février 1980- avril 1984	Pointage sur le Soleil	2,3 m ²
STS-52 (Canada/NASA)	350 km 28,4 degrés	Octobre 1992	Divers	1 m ²
LDEF (NASA)	340 à 470 km 28,5 degrés	Avril 1984- janvier 1990	Gradient de gravité	151 m ²
EURECA (ESA)	520 km 28.5 degrés	Juillet 1992- juin 1993	Pointage sur le Soleil	35 m ² (engin) + 96 m ² (panneaux solaires)
Panneau solaire du télescope spatial Hubble (NASA/ESA)	610 km 28,5 degrés	Mai 1990- décembre 1993	Pointage sur le Soleil	62 m ²
Mir/EUROMIR 95 (Agence spatiale russe/ESA)	390 km 51,6 degrés	Octobre 1995- février 1996	Gradient de gravité	20 x 30 cm (cassette)
Mir	390 km 51,6 degrés	1986-1998	Divers	~15 m ² (cassettes et autres éléments)
Mir (Canada/Ukraine)	390 km 51,6 degrés	Novembre 1997- février 1999	Divers	1 m ²
SFU (Japon)	480 km 28,5 degrés	Mars 1995- janvier 1996	Pointage sur le Soleil (sauf 1 mois d'exploitation du télescope à infrarouge)	50 m ²
Space Shuttle Orbiter (NASA)	300 à 600 km 28,5 à 51,6 degrés	1992 jusqu'à présent	Divers	100 m ²

33. Après exposition, les surfaces des engins spatiaux sont couvertes d'un grand nombre d'impacts de météoroïdes et de débris dont la dimension va du micron à plusieurs millimètres. L'un des problèmes fondamentaux consiste à distinguer les impacts des météoroïdes des impacts des débris d'origine humaine. L'analyse chimique est un moyen qui a fait ses preuves, mais elle présente certaines difficultés: en raison de la vitesse élevée d'impact, il ne reste que de très faibles quantités du matériau incident. La particule se vaporise puis se recondense sur les surfaces avoisinantes.

Dans de nombreux cas, par conséquent, l'origine d'une particule incidente ne peut être déterminée d'une façon décisive. Pour établir un rapport entre la taille de l'impact et la dimension de la particule, des essais d'étalonnage au sol (essais à hypervitesses) ont été effectués pour différents matériaux.

34. Il ressort des statistiques concernant les impacts et des expériences d'étalonnage qu'il est possible de déterminer le flux des météoroïdes et des débris en fonction de la dimension

de la particule. Le problème des impacts secondaires est cependant important, puisque s'ils ne sont pas déterminés avec soin les chiffres concernant les flux seront surestimés.

35. Le LDEF portait plus de 30 000 impacts visibles à l'œil nu, dont 5 000 d'un diamètre supérieur à 0,5 mm. Le plus grand, de 5 mm de diamètre, était probablement dû à une particule de 1 mm. L'expérience a montré que certains impacts s'étaient produits à la même époque et qu'il existe sur orbites elliptiques une population de débris de dimension inférieure à 1 mm.

36. Sur EURECA, l'impact le plus grand avait 6,4 mm de diamètre. Parmi les surfaces récupérées, le panneau solaire du télescope spatial Hubble était celui qui avait été placé sur l'orbite la plus haute et on a constaté que le flux des impacts était considérablement plus élevé (rapport de 2 à 8) que pour EURECA, pour des impacts d'une dimension supérieure à 200 à 300 μm .

37. La plate-forme libre (SFU) lancée par une fusée H-II en mars 1995 a été récupérée par la navette spatiale en janvier 1996. Les résultats de l'analyse sont attendus.

38. Les cas décrits plus haut témoignent de l'effet des particules sur les engins spatiaux sur orbite. Aucune dégradation fonctionnelle des engins n'a toutefois été constatée. Les renseignements disponibles sur la population de débris d'une dimension inférieure à 1 mm ne concernent que les altitudes inférieures à 600 km. En particulier, aucun renseignement n'est disponible pour les orbites basses comprises entre 800 et 1 000 km où la population des débris spatiaux est la plus dense, ni en ce qui concerne l'orbite géostationnaire. Le CNES placera des détecteurs actifs et passifs sur Mir en 1999. Il envisage d'utiliser les mêmes détecteurs sur le satellite français STENTOR en orbite géostationnaire (1999) et sur un satellite héliosynchrone israélien (1999).

39. Depuis 1971, il a été procédé périodiquement, à bord des stations spatiales russes Salyout 1, 2, 3, 4, 5, 6 et 7 et Mir, à des mesures de météoroïdes et de débris spatiaux de dimension inférieure à 1 mm à l'aide de capteurs capacitifs (surface exposée: 3 m²) et de cassettes récupérables (surface exposée: 0,1 m²). Au cours de la mission que la navette spatiale a effectuée en janvier 1998, huit sections des panneaux solaires de Mir (soit une surface de 10 m²

environ, exposée pendant une dizaine d'années) ont été ramenées sur Terre pour y être étudiées.

1.2.2 Mesures des débris à partir de l'espace

40. Les mesures effectuées à partir de l'espace sont en général à plus haute résolution étant donné que la distance entre l'observateur et l'objet observé est plus faible. En outre, l'atmosphère n'exerce aucun effet perturbateur (extinction et absorption des signaux électromagnétiques). Les systèmes spatiaux sont toutefois en général plus coûteux que les systèmes au sol et une analyse poussée de la relation coûts-résultats s'impose.

41. Le satellite d'astronomie dans l'infrarouge IRAS, lancé en 1983 pour effectuer une étude du ciel dans les longueurs d'onde allant de 8 à 120 μm a été opérationnel pendant dix mois sur une orbite héliosynchrone située à près de 900 km d'altitude. Il était pointé en direction du ciel et observait la sphère céleste. La série complète de données brutes recueillies par IRAS a été analysée par l'organisme néerlandais de recherche spatiale (SRON) de Groningen, afin de caractériser les émissions infrarouges des débris et d'en tirer un ensemble complet de localisations. La méthode permettant d'identifier les signatures des débris spatiaux repose sur la reconnaissance de leurs traces sur le plan focal d'IRAS. Les 200 000 observations potentielles sont stockées dans une base de données. Quelque 10 000 d'entre elles concerneraient des objets réels. Il n'est pas possible de calculer de manière fiable les caractéristiques orbitales d'un débris à partir de ces observations.

42. En 1996, les États-Unis ont lancé l'engin MSX sur une orbite située à 900 km. Ses capteurs dans le visible et l'infrarouge sont utilisés pour observer des petits débris proches.

43. En septembre 1996, le détecteur d'impact à ionisation GORID a été placé à bord du satellite de télécommunications géostationnaire russe Express 12 à 80 degrés de longitude afin de mesurer la population de météoroïdes et de débris spatiaux d'une taille inférieure au millimètre.

44. Un détecteur standard *in situ* peu coûteux appelé DEBIE est en cours de réalisation pour mesurer la population de particules solides de petite taille sur différentes orbites de façon plus régulière. Son premier vol est prévu sur le petit satellite technologique de l'ESA, PROBA, en orbite polaire.

1.3 Résumé des mesures

45. Le graphique I récapitule les résultats des mesures faites en orbite basse à environ 500 km d'altitude par un grand nombre de systèmes de mesure décrits dans les sections précédentes par section transversale (nombre d'objets par année par mètre carré) d'objets d'une taille donnée et plus gros.

1.4 Catalogues et bases de données

46. Un catalogue reprend les caractéristiques de la population orbitale, calculées à partir de mesures ou d'observations (aux fins du présent rapport, le terme catalogue comprend la collecte d'éléments orbitaux). Il fournit les paramètres orbitaux actuels qui peuvent être utilisés pour prévoir le mouvement orbital, et à établir des corrélations avec les observations des objets en orbite; dresse un bilan historique de l'activité orbitale à des fins de surveillance de l'environnement; aide à simuler le comportement des objets en orbite; et fournit une base pour les activités futures opérationnelles et de lancement.

47. Les caractéristiques ci-après des objets en orbite peuvent être consignées:

a) Vecteurs d'état régulièrement mis à jour: les caractéristiques de l'orbite d'un objet calculée à un instant particulier sont utilisées pour calculer le déplacement sur orbite;

b) Masse: masse au moment du lancement, masse en début de vie et masse sèche (fin de vie);

c) Section efficace en radar: signature radar d'un objet en orbite qui permet de déterminer la forme, l'orientation et la taille de l'objet (la section efficace en radar dépend de la longueur d'ondes du radar, et il faut par conséquent préciser la longueur d'ondes de la mesure);

d) Albedo: mesure de la réflectivité d'un objet qui caractérise sa visibilité optique;

e) Dimensions;

f) Orientation.

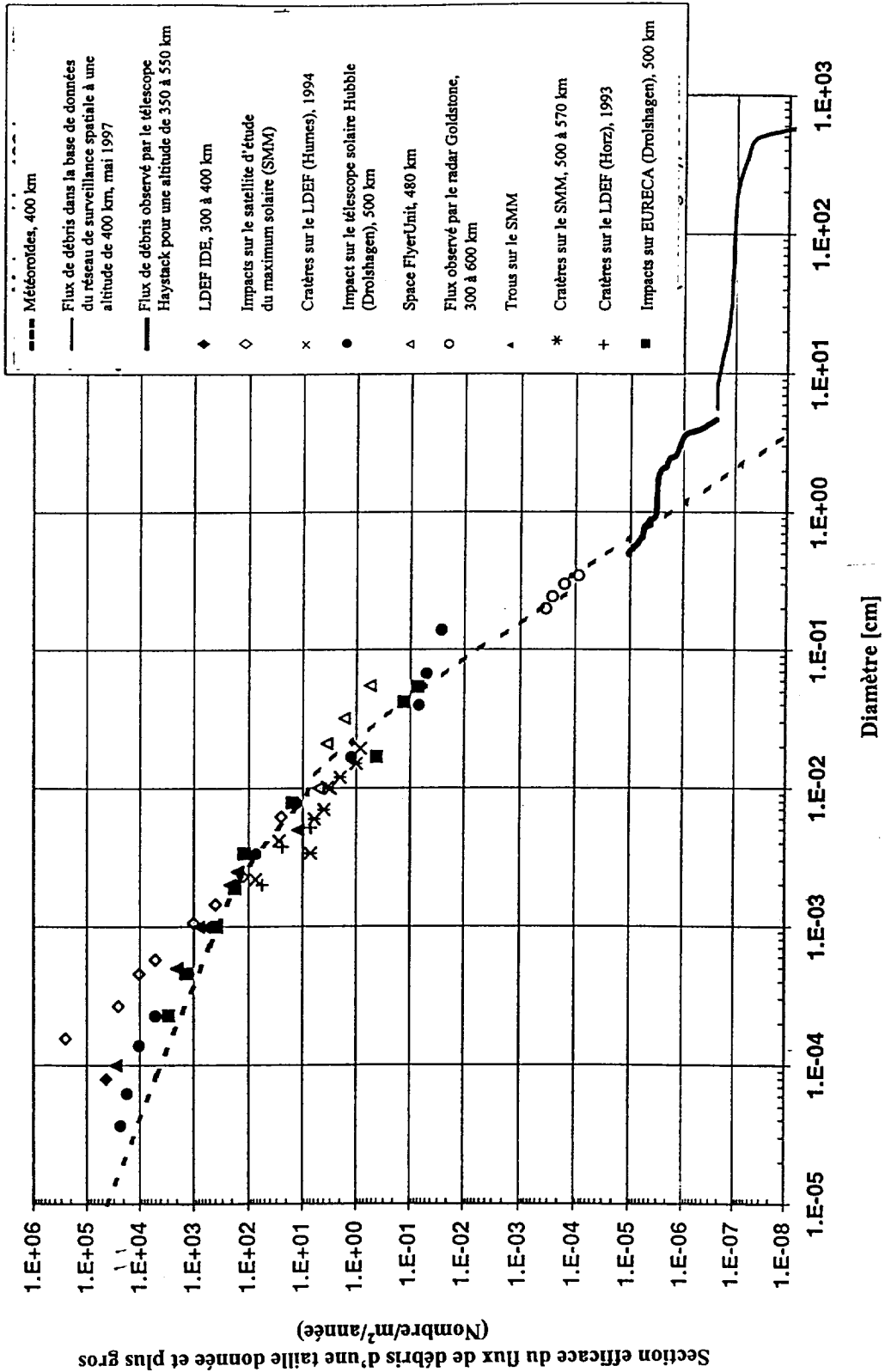
48. Il existe actuellement deux catalogues d'objets spatiaux qui sont fréquemment mis à jour grâce aux observations effectuées: le catalogue du *United States Space Command* et celui de la Fédération de Russie. Des données sont également archivées dans la base DISCOS de l'ESA, qui est fondée sur ces deux catalogues. Le graphique II montre l'augmentation du nombre de débris de dimensions supérieures à 10 à 30 cm répertoriés dans le catalogue des États-Unis au cours du temps.

49. La NASDA étudie la possibilité de constituer une base de données sur les débris susceptible d'alimenter la base internationale commune envisagée par l'IADC. Elle cherche par ailleurs à mettre au point une méthodologie permettant de prévoir le moment et le lieu de rentrée des débris et étudie comment éviter les collisions lors des lancements.

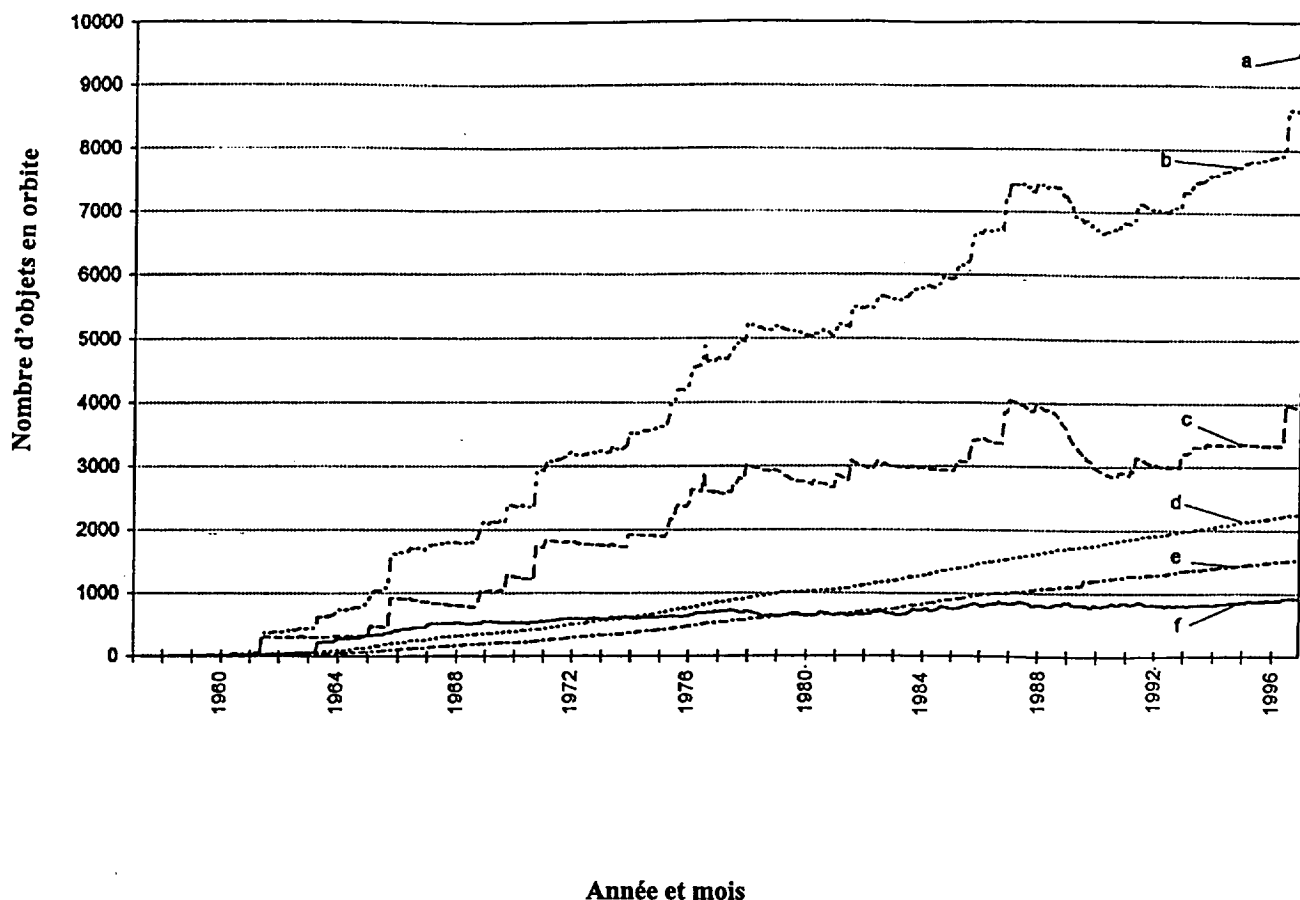
50. La NASDA est actuellement tributaire des données du catalogue du *United States Space Command*. Elle les complètera par les paramètres orbitaux de ses propres engins recueillis par l'observatoire astronomique national japonais.

51. Les données d'un catalogue peuvent être stockées sur un certain nombre de supports. L'impression sur papier n'est pas très appropriée compte tenu des mouvements permanents des débris. En revanche, la présentation électronique convient bien à l'enregistrement de ces informations, à leur modification et à leur mise à jour, à la manipulation des données à des fins de comparaison et de modélisation et à l'accès via des réseaux par des utilisateurs qui souhaitent interroger la base ou y contribuer.

Graphique I
Mesures approximatives du flux de débris sur orbite terrestre basse, par taille de débris



Graphique II
 Nombre d'objets répertoriés dans le catalogue du *United States Space Command*, par type et par année



- a) Nombre total d'objets, y compris ceux qui ne figurent pas dans le catalogue officiel
- b) Nombre total d'objets, d'après le catalogue officiel
- c) Débris issus de fragmentations; les fragments sont comptés depuis l'année de leur formation; les parents sont considérés comme intacts jusqu'à la date de la fragmentation, à partir de laquelle ils sont comptés comme fragments
- d) Vaisseau spatial
- e) Fusées
- f) Débris opérationnels; les débris opérationnels liés à un lancement sont comptés depuis l'année du lancement; les débris opérationnels de SALYOUT 4, 5, 6, 7 et Mir ne sont pas comptés depuis la date de lancement du parent mais depuis une date plus réaliste

52. Les catalogues actuels contiennent des renseignements sur les satellites et les débris d'un diamètre minimum de 10 à 30 cm. Certaines activités récentes aux États-Unis visent à détecter des objets de 5 cm à des altitudes inférieures à 600 km. D'autres études cherchent même à détecter des objets d'une taille minimum de 1 cm. Toutefois, il est peu probable que l'on puisse rapidement répertorier dans des catalogues des objets d'une taille inférieure à 5 cm, et les modélisateurs doivent donc continuer à recourir aux mesures statistiques pour les objets de plus petite taille (voir graphiques III et IV).

1.5 Effets de l'environnement des débris spatiaux sur le fonctionnement des systèmes spatiaux

53. Quatre facteurs déterminent la manière dont les débris influent sur le fonctionnement des systèmes spatiaux. Il s'agit de la durée en orbite, de la zone dans laquelle devraient se trouver les débris de l'altitude de l'orbite et de l'inclinaison orbitale, les trois premiers de ces facteurs étant prédominants.

1.5.1 Conséquences de l'existence de gros débris spatiaux sur le fonctionnement des systèmes spatiaux

54. L'expression gros débris s'entend généralement d'un objet de plus de 10 cm. Ces objets peuvent être localisés et leurs paramètres orbitaux déterminés. À plusieurs occasions lors de missions, des navettes spatiales ont dû exécuter sur orbite des manœuvres afin d'éviter des collisions catastrophiques avec ces gros débris. Deux satellites ont également exécuté des manœuvres d'évitement, à savoir ERS-1 en juin 1997 et Spot-2 en juillet 1997. La première collision naturelle entre deux objets répertoriés – le satellite Cerise et un fragment de l'étage supérieur de la fusée Ariane après explosion – a été enregistrée en 1996.

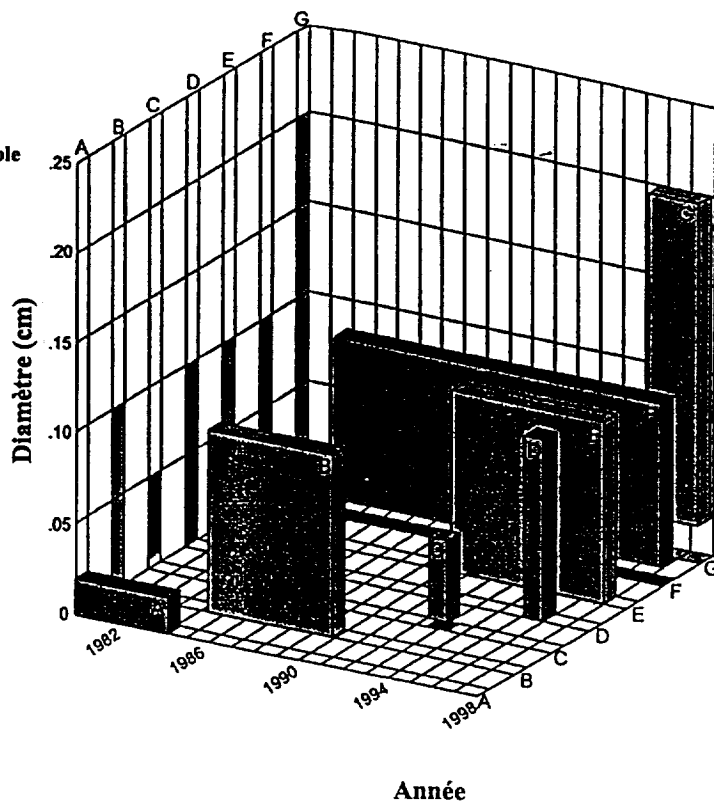
1.5.2 Conséquences de l'existence de petits débris sur le fonctionnement des systèmes spatiaux

55. Des petits débris (d'une taille inférieure à quelques millimètres) ont provoqué des dommages aux systèmes spatiaux opérationnels, mais sans toutefois avoir eu d'effets connus perturbant le bon déroulement de la mission. Les

Graphique III

Diamètre des débris et période d'exposition établis à partir de données recueillies dans l'espace, 1980-1998

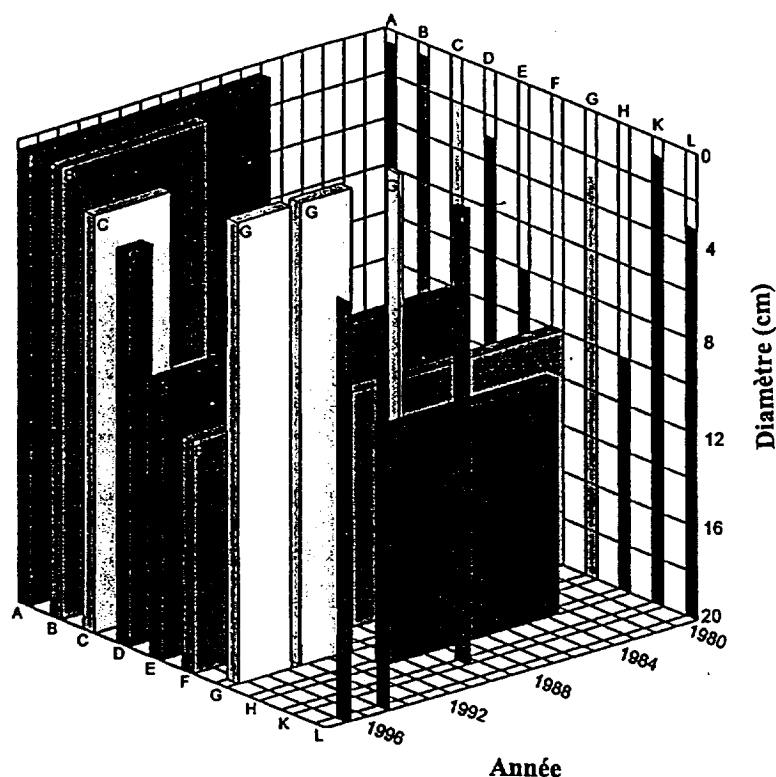
A: Mission d'étude du maximum solaire
 B: LDEF
 C: EURECA
 D: SFU
 E: Panneaux solaires du télescope spatial Hubble
 F: Fenêtres de la navette spatiale
 G: Surface de la navette spatiale



Graphique IV

Diamètre des débris et période d'exposition établis à partir de données obtenues au sol, 1980-1998

- A: Étude de photos de Mir
 B: Haystack
 C: Haystack auxiliaire (HAX)
 D: LMT
 E: Télescope à couplage de charges
 F: Réseau de surveillance spatial des États-Unis
 G: Goldstone
 H: Système de surveillance électro-optique de l'espace lointain
 K: Arecibo
 L: FGAN



dommages peuvent être répartis en deux grandes catégories: dommages aux surfaces ou aux sous-systèmes et répercussion sur le fonctionnement du système spatial.

1.5.2.1 Dommages causés aux surfaces ou aux sous-systèmes

56. Parmi les exemples de dommages aux surfaces des systèmes opérationnels on peut citer:

- Les dommages aux hublots des navettes;
- Les dommages à l'antenne à gain élevé du télescope spatial Hubble;
- La rupture du câble de liaison du système SEDS-2;
- Les dommages à d'autres surfaces exposées des navettes.

Il ne fait pas de toutes que les dommages décrits aux exemples a), b) et d) ci-dessus ont été provoqués par des débris. En revanche, on ne peut dire avec certitude si la rupture du câble du SEDS-2 est due à des débris ou à des micrométéoroïdes.

1.5.2.2 Conséquences de l'existence de débris spatiaux sur les vols habités

57. Diverses procédures opérationnelles ont été mises au point pour protéger les équipages contre les débris pendant le vol. Ainsi, dans le cas de la navette spatiale, la queue de l'étage orbitale est fréquemment orientée dans la direction du vecteur vitesse de façon à protéger l'équipage et les systèmes sensibles contre les dégâts pouvant être provoqués par la collision avec de petits débris.

58. Des procédures ont également été adoptées pour les sorties dans l'espace. À chaque fois que possible, ces sorties sont menées de façon à ce que les membres de l'équipage concernés soient protégés des débris par l'étage orbital.

1.6 Autres conséquences de l'existence de débris spatiaux

59. Les astronomes ont constaté que les plaques des images à grand champ présentent un nombre de plus en plus important de traces laissées par des débris. Ces traces altèrent la qualité des observations, et les observations photométriques sont même totalement inutilisables lorsque les débris traversent le champ photométrique étroit.

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

2.1 Modélisation de l'environnement des débris

2.1.1 Introduction et méthodologie

60. Les modèles de débris spatiaux donnent une description mathématique de la distribution des objets dans l'espace, de leur mouvement, de leur flux et de leurs caractéristiques physiques (telles que dimension, masse, densité, propriétés réfléchissantes, mouvement intrinsèque). Ils peuvent être déterministes (chaque objet est décrit individuellement par ses paramètres orbitaux et ses caractéristiques physiques), statistiques (ils donnent les caractéristiques d'un ensemble à partir d'un échantillon), ou une combinaison des deux (modèles hybrides). Ces modèles peuvent être utilisés pour évaluer les risques et les dommages, prévoir les taux de détection des débris par des capteurs situés au sol, décrire les manœuvres d'évitement que devront réaliser les engins en orbite et analyser l'efficacité à long terme des mesures destinées à réduire le nombre de débris.

61. Les modèles de débris spatiaux doivent tenir compte de la contribution des différents mécanismes suivants à l'augmentation de la population d'objets sur orbite:

- a) Les lancements (étages supérieurs des lanceurs, charges utiles et objets servant à la mission);
- 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);
- e) Les fuites (par exemple, des liquides caloporteurs des sources d'énergie nucléaires).

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

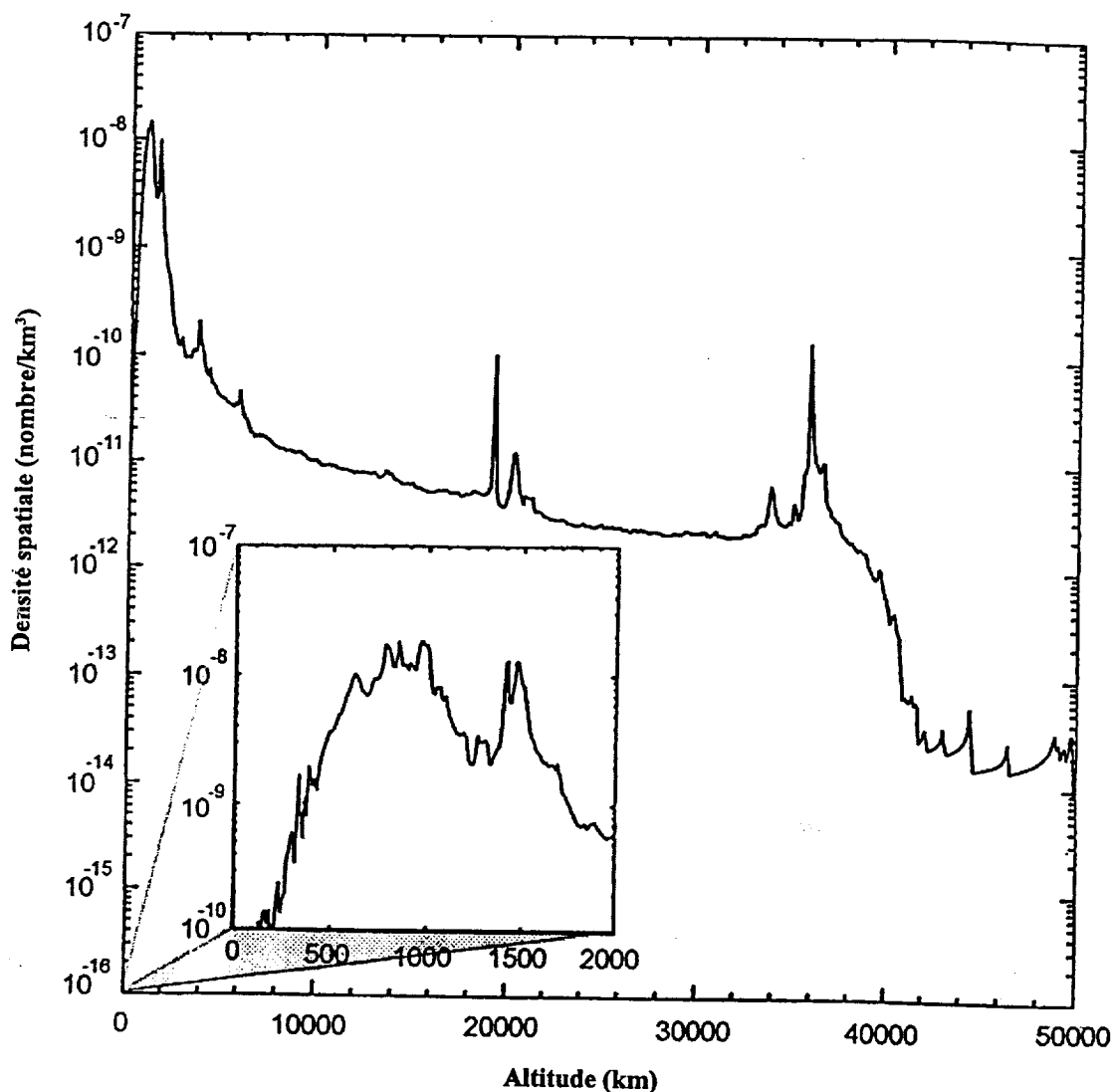
- a) Décroissance de l'orbite, due à la traînée atmosphérique ou à d'autres perturbations;
- b) Récupération sur orbite;
- c) Désorbitation;
- d) Fragmentation (conduit à une diminution d'objets de grande dimension).

Tout modèle de l'environnement des débris doit contenir au moins certains de ces éléments.

63. Les modèles utilisent les sources de données disponibles, qui comprennent:

- a) Les données déterministes sur les objets de 10 cm et plus qui figurent dans le catalogue du *United States Space Command Satellite* et le catalogue de la Fédération de Russie (voir le graphique V ci-dessous pour la distribution de densité spatiale correspondante):

Graphique V
Densité spatiale des objets figurant dans les catalogues (au 21 août 1997)



b) Les données statistiques sur les objets de la 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 populations de débris d'une taille inférieure au millimètre obtenues à la suite de l'analyse de la surface des engins récupérés sur orbite et des détecteurs d'impact *in situ*;

d) Des données statistiques sur les objets de 10 cm et plus en orbite basse obtenues au moyen de télescopes au sol;

e) Des simulations au sol de collisions hypervitesses avec des satellites et des éléments de fusée;

f) Des simulations au sol d'explosions entraînant des fragmentations.

64. Ces modèles sont limités par le peu de données disponibles pour valider les résultats obtenus. Ils doivent en effet utiliser les informations existantes sur les caractéristiques des satellites, les lancements et les désintégrations en orbite; en outre, il y a peu de données sur la manière dont les matériaux des engins réagissent aux impacts et à l'exposition

à l'environnement spatial. De plus, il faut faire des hypothèses importantes lorsqu'on applique ces modèles à la prévision de l'environnement futur. En particulier, les scénarios concernant le nombre d'objets sur orbite et la mise en œuvre de mesures destinées à limiter la production de débris ont une grande influence sur les prévisions. Enfin, ces modèles doivent être constamment mis à jour et validés en fonction des nouvelles données obtenues concernant les caractéristiques et la taille des débris, que ce soit lors d'observations ou d'expériences.

65. Les modèles utilisés peuvent être soit des modèles discrets, c'est-à-dire qui décrivent chaque débris de la population, soit des modèles généraux. En plus, ils peuvent être soit à court terme (c'est-à-dire porter sur une période maximum de 10 ans) soit à long terme (plus de 10 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. Les modèles à court terme et à long terme ne tiennent compte ni les uns ni les autres des concentrations périodiques de débris qui existent pendant une durée allant de quelques heures à plusieurs mois après une désintégration; de tels modèles à "très court terme" sont utilisés à l'occasion pour évaluer le risque pour des systèmes spatiaux particuliers, mais ils ne sont pas examinés ci-dessous.

66. Les caractéristiques des différents modèles actuellement utilisés sont présentées au tableau 4 ci-dessous.

Tableau 4
Modèles d'environnement de débris

Modèle	Source	Période d'étude	Modèle général	Taille minimum des débris	Orbite
CHAIN	NASA	Long terme	Non	1 cm	Basse
CHAINEE	ESA	Long terme	Non	1 cm	Basse
EVOLVE	NASA	Court + long terme	Non	1 mm	Basse
IDES	DERA	Court + long terme	Non	0,01 mm	Basse
LUCA	UTB	Long terme	Non	1 mm	Basse/moyenne
MASTER	ESA	Court terme	Oui	0,1 mm	Basse/géostationnaire
Nazarenko	Agence spatiale russe	Court + long terme	Non	0,6 mm	Basse
ORDEM96	NASA	Court terme	Oui	1 μm	Basse
SDM/STATA	ESA/CNUCE	Court + long terme	Non		Basse/géostationnaire

2.1.2 Modèles de prévisions à court terme

67. Les chercheurs et les ingénieurs utilisent actuellement pour leurs prévisions à court terme les modèles suivants:

a) *EVOLVE*. Modèle mis au point par le Centre spatial Johnson de la NASA pour obtenir des prévisions à court et à long 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 au moyen de techniques quasi-déterministes de propagation de populations qui conviennent pour la modélisation sur orbite basse comme sur l'orbite géostationnaire;

b) *ORDEM96*. Modèle général semi-empirique mis au point par le Centre spatial Johnson de la NASA qui fait appel à de très nombreuses observations à distance et *in situ* et qui est utilisé dans le cadre du déroulement des missions de la navette spatiale et de la conception de la station spatiale internationale;

c) *MASTER*. Modèle semi-déterministe de description de l'environnement de l'ESA fondé sur une désagrégation 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. Toutes deux ont été mises au point par l'Université technique de Braunschweig dans le cadre d'un contrat avec l'ESA;

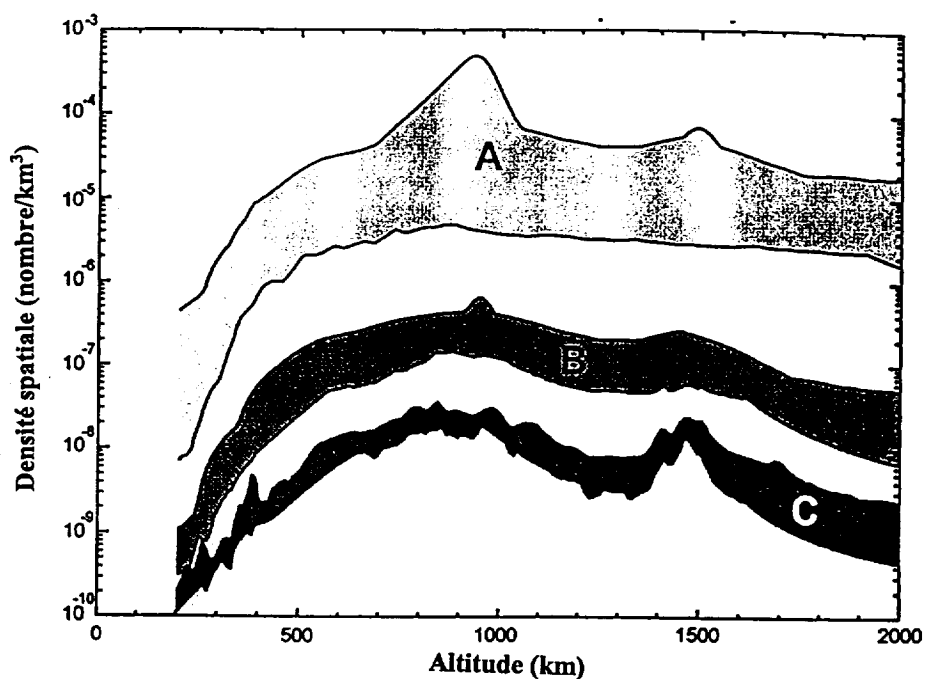
d) *IDES*. Modèle semi-déterministe de l'environnement mis au point par la DERA de Farnborough (Royaume-Uni) qui fournit des prévisions à court et long terme de l'environnement des débris spatiaux et des risques de collision avec des satellites donnés à partir de modèles détaillés du trafic passé et futur des objets en orbite;

e) *Nazarenko*. Modèle stochastique semi-analytique mis au point par le Centre pour les études en matière de programmes de l'Agence spatiale russe, qui fournit des prévisions à court et à long terme de la densité spatiale, de la distribution des vitesses et des flux de particules pour les débris sur orbite terrestre basse. Il prend en considération, sous forme de moyenne, les sources de débris (à l'exception de l'effet de cascade) et la traînée atmosphérique et a été ajusté en fonction des données des catalogues russes et américains ainsi que des mesures publiées concernant des fragments légèrement plus petits (plus de 1 mm) ainsi que d'informations prédéfinies;

f) *SDM*. Modèle semi-déterministe à court et à long terme mis au point par le CNUCE qui fait appel à un modèle détaillé du trafic sur orbite, y compris des constellations de satellites, et envisage diverses sources de débris (explosions, collisions et fuites du satellite RORSAT). Il a été mis au point dans le cadre d'un contrat de l'ESA et de l'Agence spatiale italienne.

68. Ces modèles peuvent être utilisés pour "prévoir" l'environnement actuel. Plusieurs modèles différents ont été utilisés pour mettre au point des "enveloppes de solution" comme le montre le graphique VI.

Graphique VI
Prédiction de valeurs pour la densité spatiale actuelle



A: ≥ 1 mm

B: ≥ 1 cm

C: ≥ 10 cm Source: NASA (ORDEM96); DERA (IDES); ESA (MASTER); CNUCE (SDM) et Nazarenko.

2.1.3 Modèles de prévisions à long terme

69. La modélisation à long terme (jusqu'à 100 ans) de l'environnement des débris orbitaux doit permettre de prédire le nombre d'objets en fonction du moment, de l'altitude, de l'inclinaison orbitale et de la taille de l'objet. Ces projections sont importantes pour évaluer dans quelle mesure il est nécessaire d'adopter des techniques destinées à réduire le nombre de débris ainsi que l'efficacité de ces techniques et l'impact des nouvelles activités spatiales.

70. En plus des sources de débris prises en compte dans les modèles destinés à décrire la population existante, les modèles à long terme doivent tenir compte des conséquences des collisions entre objets d'une taille plus importante (> 10 cm). À l'heure actuelle, ces collisions ne contribuent guère à l'accroissement du nombre de débris étant donné que leurs probabilités sont faibles. Toutefois, à l'avenir, le risque de collisions destructrices, c'est-à-dire de collisions qui donnent naissance à des fragments importants, pourrait augmenter. Ce risque est proportionnel au carré du nombre d'objets présents. Par conséquent, à l'avenir, pour réduire les risques à long terme, il faudra probablement éliminer les débris importants se trouvant sur orbite.

71. Pour pouvoir évaluer les conséquences de collisions entre objets volumineux, il faut disposer de modèles fiables de désintégration. Or, il est très difficile de simuler des collisions en orbite sans tests de validation. La simulation de collision introduit donc un certain degré d'incertitude dans ces modèles.

72. Outre la modélisation de la population actuelle de débris, la modélisation à long terme implique de faire appel à certaines hypothèses pour ce qui est des activités futures en matière de vol spatial, y compris les mécanismes de production des débris, tels que:

- a) Le nombre futur de lancements et les orbites correspondantes;
 - b) Le nombre futur et les dimensions des charges utiles de chaque lancement;
 - c) Le nombre futur d'objets liés aux missions (coiffes, boulons, etc.);
 - d) Le nombre futur d'explosion d'engins spatiaux et d'étages supérieurs;
 - e) Les nouvelles utilisations de l'espace (par exemple le lancement de constellations de satellites de communications sur orbite basse).
73. Tous ces paramètres évoluent dans le temps en raison de facteurs techniques/scientifiques, financiers et politiques. Certaines incertitudes viennent donc s'ajouter à celles inhérentes aux modèles mathématiques proprement dits (modèles de désintégration, etc.).
74. Plusieurs modèles ont été conçus pour la prévision à long terme de l'environnement des débris. Ils peuvent être brièvement décrits comme suit:
- a) *CHAIN* et *CHAINÉE*. *CHAIN*, qui est utilisé et amélioré par la NASA depuis 1993, a été conçu par l'Université technique de Braunschweig dans le cadre d'un contrat. *CHAINÉE*, qui est le 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 compartiments d'altitude et de cinq catégories de masse. *CHAIN* et *CHAINÉE* sont des codes informatiques extrêmement rapides. Ils permettent de déterminer les évolutions relatives associées à certaines mesures de réduction du nombre de débris en orbite. La résolution du modèle *CHAIN* est toutefois limitée par le découpage en compartiments utilisé;
 - b) *EVOLVE*. Le modèle *EVOLVE* a été mis au point par la NASA. Il s'agit d'un modèle semi-déterministe, c'est-à-dire que chaque débris est décrit par un ensemble de paramètres. Outre qu'il permet de modéliser l'environnement actuel, il peut servir à étudier, grâce aux techniques de Monte Carlo et à partir des données de modèles de mission, l'évolution future correspondant à différentes mesures de réduction du nombre de débris;
 - c) *IDES*. Le modèle *IDES* a été mis au point par le département "Espace" de la DERA. Les sources passées de débris telles que lancements, désintégrations et écailles de peinture sont simulées et modifiées pour obtenir l'environnement actuel qui sert alors de base, complété par un modèle détaillé de mission, pour simuler l'évolution future. Le modèle *IDES* peut être utilisé pour étudier les interactions en cas de collision entre constellations de satellite sur orbite basse et l'efficacité des mesures de réduction du nombre de débris;

d) *LUCA*. L'Université technologique de Braunschweig a mis au point le logiciel semi-déterministe LUCA pour l'analyse détaillée des scénarios d'évolution future, et notamment pour les scénarios qui exigent une grande précision en ce qui concerne l'altitude de l'orbite et la déclinaison. Ce logiciel combine les avantages d'une haute résolution spatiale et d'un temps 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 (c'est-à-dire plus on s'approche des régions polaires);

e) *SDM/STAT*. Le modèle semi-déterministe (SDM) et le modèle stochastique (STAT) utilisent la même population initiale fournie par un modèle informatique et les mêmes hypothèses en matière de production et d'élimination des débris, y compris les collisions. Le modèle SDM utilise les orbites d'un sous-ensemble représentatif de la population pour en prévoir l'évolution et analyse les effets des politiques en matière de lancement et des mesures de réduction du nombre des débris en faisant varier divers paramètres. Le modèle STAT est un modèle du type "particule dans un cube", qui demande un temps raisonnable de calcul et qui repose sur un système d'équations différentielles pour les populations des 80 000 compartiments en fonction de leur masse, de leur demi-grand axe et de l'excentricité de l'orbite. Les deux programmes peuvent être comparés et donnent des résultats similaires;

f) *Particules dans un cube avec deux tailles possibles de particules*. Il s'agit de deux modèles capables de traiter les constellations en orbite basse;

g) *Nazarenko*. Le modèle Nazarenko, mis au point par le Centre pour les études en matière de programmes de la Fédération de Russie, est un modèle stochastique semi-analytique pour les prévisions à court et à long termes de l'environnement en orbite basse, qui donne la densité spatiale, la distribution des vitesses et l'évaluation des risques de collision. Il est fondé sur les données des catalogues de la Russie et des États-Unis et sur les données publiques concernant les petits débris (d'une taille inférieure à 1 mm). Ce modèle utilise une population initiale fondée sur les catalogues de satellites et une moyenne représentative des sources de débris dont les caractéristiques sont fonction d'analyses historiques de la production de débris spatiaux. Il repose sur l'intégration d'équations différentielles partielles de la distribution des débris en fonction de l'altitude et tient compte de la traînée atmosphérique, de la distribution des

coefficients balistiques et de l'excentricité de l'orbite pour calculer le déplacement de cette dernière.

75. Les principaux résultats fournis par ces modèles à long terme peuvent se résumer de la façon suivante:

a) La population de débris risque d'augmenter de plus en plus rapidement à l'avenir si les vols spatiaux se poursuivent dans les mêmes conditions en raison du nombre croissant de collisions qui se produiront entre objets de grande taille;

b) À l'heure actuelle, les débris d'une certaine taille proviennent principalement d'explosions. Toutefois, à un certain horizon temporel, la principale source pourrait être les collisions;

c) Si cette deuxième phase se réalise, on risque alors d'observer des collisions en cascade, c'est-à-dire que les fragments issus de ces collisions provoqueront à leur tour de nouvelles collisions. À ce stade, l'accroissement de la population devient exponentiel;

d) L'arrêt des explosions peut réduire le nombre d'objets en orbite mais ne peut empêcher les collisions en cascade qui dépendent de la masse totale en orbite et du nombre d'objets de grande dimension;

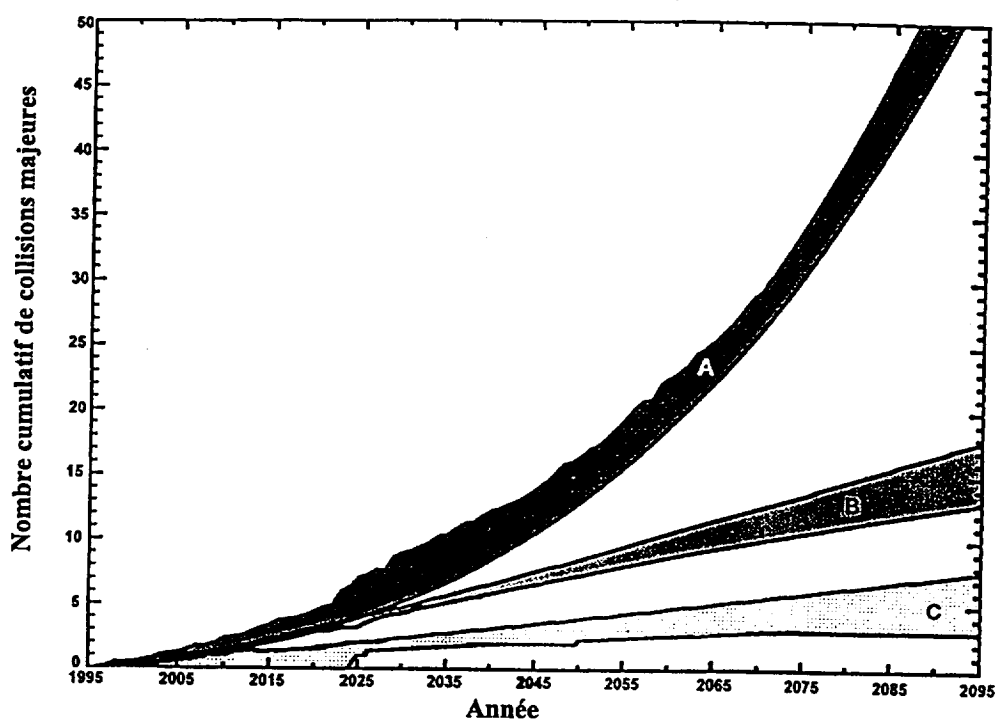
e) Ce n'est qu'en limitant l'accumulation de masse sur orbite basse que l'on pourra prévenir les collisions en cascade;

f) À un certain moment, les fragments provoqués par les collisions pourraient être les plus nombreux. En l'absence de progrès technique, il ne sera pour ainsi dire pas possible d'arrêter l'augmentation du nombre de débris. Il est par conséquent indispensable d'adopter des mesures avant d'atteindre ce stade.

76. Si les prévisions chiffrées des divers modèles ne concordent pas en raison d'hypothèses et de conditions initiales différentes, les tendances fondamentales et les orientations générales qu'ils font ressortir sont en revanche cohérentes. Le graphique VII présente les résultats de divers modèles (EVOLVE, CHAIN, CHAINEE et IDES) considérés comme les enveloppes de prévision pour le nombre de collisions majeures. Le nombre de fragments produits par les sources futures varie davantage d'un modèle à l'autre en ce qui concerne les petits fragments.

Graphique VII

Fourchettes caractéristiques pour le nombre de collisions majeures selon trois scénarios, 1995-2095



A: Activité normale

B: Activité normale pendant les vingt prochaines années puis plus de lancements

C: Aucun lancement futur

77. Les probabilités de collision entre gros objets sont faibles au départ. Il est donc indispensable d'analyser les résultats de plusieurs opérations de Monte Carlo ou d'utiliser les valeurs moyennes pour dégager des tendances et des orientations fiables. C'est ce que font les modèles susmentionnés.

2.2 Évaluation des risques présentés par les débris spatiaux

2.2.1 Introduction

78. L'évaluation des risques concerne la probabilité d'un événement et les conséquences que cet événement peut avoir, et les modèles permettent d'évaluer les probabilités de collision entre un engin spatial opérationnel et des débris. Les engins sur orbite basse sont couramment mitraillés par des particules très petites ($< 100 \mu\text{m}$), très nombreuses mais dont

les effets sont en général négligeables, les masses et les énergies en jeu étant faibles. Étant donné que plus les débris sont gros moins ils sont nombreux, les risques de collision décroissent rapidement avec l'augmentation de la taille, mais en revanche la gravité de ces collisions augmente.

79. Les principaux risques tiennent à la densité des débris et à la vitesse relative moyenne d'impact le long de l'orbite (altitude et inclinaison) de l'objet spatial considéré, son gabarit, et la durée du vol. Les conséquences d'une collision sont fonction des masses et de la position respective des deux objets. Alors que les risques de collision entre un objet sur orbite et un météoroïde sont pour l'essentiel indépendants de l'altitude, la probabilité de collision entre deux objets sur orbite est fortement dépendante de l'altitude et est en général plus élevée sur les orbites basses que sur les orbites géostationnaires.

2.2.2 Évaluation des risques de collision sur orbite basse

2.2.2.1 Méthodologie

80. L'analyse des risques pour les engins spatiaux sur orbite basse est une chose courante depuis les années 60. Le modèle de Poisson est utilisé dans les cas où le nombre d'événements indépendants est élevé et où chaque événement n'a qu'une faible probabilité de se produire. Les débris dus à l'activité humaine et les micrométéoroïdes répondent à ce critère d'indépendance, sauf en cas de désintégration ou d'orage météoritique récent.

81. Afin de calculer la probabilité d'une collision, il faut disposer d'un modèle de l'environnement des météoroïdes et des débris, de données représentant la forme de l'engin spatial et d'un profil de la mission. Le calcul de la probabilité de pénétration d'un débris ou de défaillance due à une collision suppose de disposer de données détaillées sur la configuration de l'engin, précisant notamment:

- a) La géométrie des sous-systèmes critiques;
- b) La résistance à la pénétration ou l'équation de la limite balistique de chaque sous-système;
- c) La tolérance de chaque sous-systèmes aux dommages.

82. À partir de ces informations, les logiciels permettent de calculer:

a) La probabilité d'impact pour des particules d'une taille donnée;

b) La probabilité de dommages causés par l'impact à n'importe quel sous-système donné;

c) Le pourcentage de dommages dus à des débris provenant d'objets fabriqués par l'homme et celui de dommages dus à des micrométéoroïdes.

2.2.2.2 Résultat des évaluations de risque

83. L'évaluation des risques sur orbite basse est régulièrement utilisée pour améliorer la sécurité des opérations spatiales. Dans le cas de vols habités, elle s'est révélée indispensable pour assurer la sécurité des opérations de la navette spatiale. Les missions de la navette sont modifiées à chaque fois qu'une évaluation préliminaire au vol révèle que les risques de collision avec des débris spatiaux sont d'un niveau inacceptable.

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

85. Les évaluations des risques servent aussi à concevoir les engins spatiaux non habités. Elles contribuent à déterminer l'emplacement et la nature du blindage de protection des sous-systèmes et des composants essentiels ainsi qu'à concevoir les grandes constellations de satellites de communication. Le tableau 5 illustre une évaluation des risques sur orbite basse.

Tableau 5

Durée moyenne entre les impacts sur un satellite d'une section efficace de 10 mètres carrés

Altitude de l'orbite circulaire	Objets de 0,1 à 1,0 cm	Objets de 1 à 10 cm	Objets supérieurs à 10 cm
	Résultat probable de l'impact		
	Perte possible du satellite	Perte probable du satellite	Fragmentation du satellite
500 km	10 à 100 ans	3 500 à 7 000 ans	150 000 ans
1 000 km	3 à 30 ans	700 à 1 400 ans	20 000 ans
1 500 km	7 à 70 ans	1 000 à 2 000 ans	30 000 ans

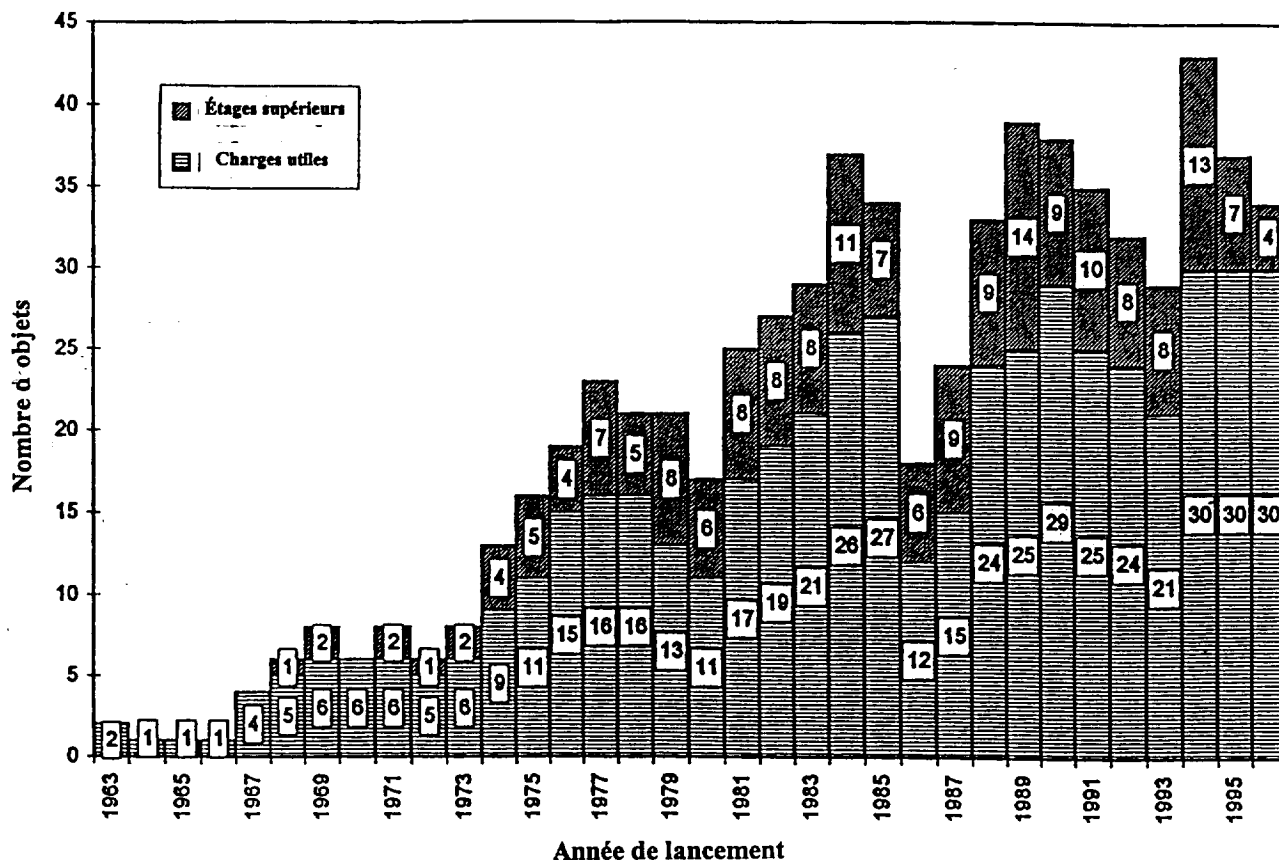
2.2.3 Évaluation des risques de collision sur l'orbite géostationnaire

86. À l'heure actuelle, la population d'objets qui se trouvent sur l'orbite géostationnaire ou proches de cette orbite (voir le graphique VIII) n'est bien connue que pour ce qui concerne les engins spatiaux et les étages supérieurs. Le petit nombre de ces objets, leur répartition sur une vaste région et leur vitesse moyenne relativement faible (500 m/s) font que la probabilité de collision est sensiblement plus faible que sur d'autres orbites. De plus, étant donné qu'un nombre croissant

d'engins spatiaux et d'étages supérieurs sont abandonnés sur les orbites qui se trouvent au-dessus ou en dessous de l'orbite géostationnaire, le nombre d'objets intacts non contrôlés venant couper cette dernière n'augmente que très lentement. Il existe un risque particulier de collision en raison de la proximité entre engins spatiaux à certaines longitudes, mais ce risque peut être éliminé par des procédures de contrôle des engins. Le nombre limité d'objets proches de l'orbite géostationnaire permet par ailleurs de prévoir suffisamment à l'avance quand ces objets s'approcheront des engins opérationnels pour mener des manœuvres d'évitement.

Graphique VIII

Charges utiles et étages supérieurs placés sur orbite géostationnaire, 1963-1995



87. On ne connaît pas avec précision le nombre des débris orbitaux de diamètre inférieur à 1 m se trouvant à proximité de l'orbite géostationnaire. Deux désintégrations (l'une concernant un engin spatial et l'autre un étage supérieur) ont été repérées et il est probable que d'autres ont pu se produire. Ces débris auraient été déviés sur de nouvelles orbites, ce qui réduirait peut-être leur temps de séjour sur l'orbite géostationnaire mais augmenterait la vitesse relative d'impacts et provoquerait une alimentation pratiquement constante du flux des débris quelle que soit leur inclinaison. Dans de nombreux cas, ces fragments seraient largement répartis aussi bien en altitude qu'en inclinaison. De nouvelles mesures des débris sur l'orbite géostationnaire sont nécessaires pour pouvoir évaluer avec une plus grande précision les risques qu'ils présentent. Il sera peut-être également nécessaire de mettre au point de nouvelles techniques de prévision des probabilités de collision afin de tenir compte de la nature non aléatoire de l'approche à courte distance de débris sur l'orbite géostationnaire.

88. Il n'existe pas de mécanisme naturel permettant d'éliminer les satellites sur orbite géostationnaire. Par conséquent, les engins opérationnels risquent d'être endommagés par un engin non contrôlé. Ce risque est actuellement estimé à 10^{-5} par an pour les satellites opérationnels.

2.2.4 Évaluation des risques présentés par les débris spatiaux entrant dans l'atmosphère

89. L'évaluation des risques étudiés ici se limite aux objets rentrant de façon non contrôlée dans l'atmosphère depuis une orbite terrestre.

90. Plus de 16 000 rentrées ont été répertoriées dans les catalogues d'objets spatiaux en près de 40 ans. Aucun dommage ou préjudice grave n'a été toutefois signalé, ce qui s'explique dans une large mesure par le fait que les océans couvrent la majorité du globe et que dans de nombreuses régions terrestres, la densité de population est faible. Au cours des cinq dernières années, à peu près toutes les semaines un objet d'une section transversale de 1 m^2 ou plus est entré dans l'atmosphère terrestre, et on sait que certains fragments ont survécu.

91. La rentrée de débris orbitaux présente des risques non seulement mécaniques, c'est-à-dire dus à l'impact, mais également des risques de contamination chimique ou radiologique de l'environnement. Les dommages mécaniques seront causés par des objets ayant résisté à l'échauffement aérodynamique. Ils dépendront des caractéristiques de l'orbite

finale, de la taille de l'objet considéré et de ses propriétés physiques.

92. L'évaluation des risques de rentrée doit reposer sur une modélisation des objets, une analyse de l'altitude de désagrégation, l'identification des éléments qui peuvent résister à la rentrée et la détermination de la superficie totale de la région dans laquelle l'objet est susceptible de tomber.

93. Il n'y a pas de consensus international quant aux pertes humaines causées par la rentrée de débris. La norme 1740.14 de sécurité de la NASA intitulée "Guidelines and assessment procedures for limiting orbital debris" fixe une probabilité de 10^{-4} par rentrée.

3. Mesures de réduction des débris spatiaux

3.1 Réduction du rythme d'accroissement du nombre de débris avec le temps

3.1.1 Prévention de la formation de débris due aux opérations normales

3.1.1.1 Objets liés aux missions

94. Environ 12 % des débris actuellement recensés par les catalogues sont des objets abandonnés au cours du déploiement et de l'exploitation normale de satellite tels qu'attaches, contrepoids pour le contrôle d'altitude, coiffes, caches objectifs, etc. Il est normalement relativement facile sur le plan technique et peu coûteux de prendre des mesures pour éviter cette création de débris, comme l'auraient déjà fait de nombreuses agences spatiales. Par exemple, les attaches et les caches de capteurs doivent être fixés, et tous les fragments de boulons explosifs devraient être capturés. Toutefois, il se peut que certains éléments doivent nécessairement être abandonnés, tels que les éléments structurels laissés sur l'orbite de transfert géostationnaire lors d'une mission à charge multiple. Tous les organismes sont encouragés à minimiser le nombre de ces débris, chaque fois que possible, en utilisant du matériel et des techniques de pointe.

3.1.1.2 Câbles de liaison

95. Les câbles de liaison peuvent devenir des débris s'ils sont abandonnés après usage ou s'ils sont coupés lors d'un impact (dû à un débris provenant de l'activité humaine ou à un météoroïde). Des câbles de plusieurs milliers de mètres de long et de quelques millimètres de diamètre ne devraient

toutefois pas persister pendant de longues périodes. De nouvelles méthodes de fabrication multifils peuvent réduire les risques de coupure. À la fin de chaque mission, on devrait soit récupérer les câbles afin de réduire les risques de collision, soit libérer les masses situées aux deux extrémités afin d'accélérer la rentrée dans l'atmosphère.

3.1.1.3 Rejets des moteurs à poudre, de peinture et d'autres matériaux extérieurs

96. D'autres particules, telles que les résidus (pouvant atteindre plusieurs centimètres de diamètre) pendant et après la combustion des moteurs à poudre, peuvent être émises involontairement lors d'une mission. Les quantités et la distribution de ces émissions sont mal connues, et il est difficile d'améliorer les poudres ainsi que les isolants moteur pour minimiser les dégagements de solides. Il faudrait rechercher à limiter la production de débris de très petites taille due à l'environnement spatial, par exemple l'érosion provoquée par l'oxygène atomique, les effets du rayonnement solaire et le mitraillage par des petits météoroïdes. L'emploi d'une peinture plus résistante ainsi que de protections pourrait se révéler efficace.

3.1.2 Prévention des désintégrations en orbite

97. Les fragments provenant d'étages supérieurs et d'engins spatiaux représentent environ 43 % de la population d'objets identifiés tournant autour de la Terre et peut être jusqu'à 85 % de l'ensemble des débris orbitaux d'un diamètre supérieur à 5 cm. Au 1^{er} septembre 1998, on connaissait au moins 153 objets spatiaux, d'une masse sèche totale supérieure à 385 000 kg, qui s'étaient désintégrés en orbite. Heureusement, 60 % de tous les débris répertoriés dus à ces fragmentations, qui résultent principalement d'explosions ou de collisions, sont retombés sur Terre.

3.1.2.1 Explosions sur orbite

98. Trente-six pour cent de tous les objets spatiaux résultant de désintégrations sont des étages supérieurs ou des composants de ces étages qui ont été utilisés avec succès mais qui ont été abandonnés une fois la mission terminée. C'est le cas pour une vaste gamme de lanceurs utilisés par les États-Unis, la Fédération de Russie, la Chine et l'ESA. Les objets peuvent également être le résultat d'explosions accidentelles dues à un mauvais fonctionnement du système de propulsion, à la surcharge des batteries ou à des charges explosives. Des désintégrations sur orbite ont également été effectuées volontairement.

99. Les analyses des fragmentations accidentelles d'engins spatiaux et d'étages supérieurs ont montré que le désorbitage ou la passivation, c'est-à-dire l'élimination de toutes les formes d'énergie stockée, permettrait de prévenir la plupart de ces événements. Parmi les mesures que l'on pourrait utiliser efficacement, on peut citer l'élimination des ergols résiduels par combustion ou expulsion, le déchargement de tous les systèmes de stockage électriques, l'éjection des fluides sous pression, le contrôle thermique, la fixation des systèmes de destruction non utilisés et le déchargement (désengagement) des volants d'inertie et des autres systèmes similaires de contrôle d'attitude. Ces mesures devraient être effectuées peu après la fin de la mission.

3.1.2.2 Collisions sur orbite

100. La probabilité d'une collision accidentelle sur orbite terrestre est actuellement peu élevée, mais elle devient de plus en plus importante au fur et à mesure que le nombre et la taille des satellites augmentent. En 1996, l'engin français CERISE a été frappé et mis partiellement hors d'usage par un fragment qui provenait, d'après le réseau de surveillance des États-Unis, de l'étage supérieur explosé d'une fusée Ariane. De plus, on ne peut éliminer la possibilité d'autres désintégrations résultant de collisions car de nombreuses désintégrations ne sont toujours pas connues. Afin d'atténuer les conséquences de désintégrations dues à des collisions, on peut agir sur la conception de l'engin, choisir une orbite où la probabilité de collision est faible, ou effectuer des manœuvres d'évitement (voir par. 112 à 118 ci-dessous).

3.1.3 Changement d'orbite et remise en orbite d'objets spatiaux

3.1.3.1 Fin de mission des systèmes spatiaux

101. À la fin de chaque mission sur orbite terrestre basse, le véhicule devrait être désorbité ou placé sur une orbite sur laquelle sa durée de vie sera moins importante de façon à réduire les risques de collision accidentelle. Des études ont montré qu'il est possible de ralentir le rythme d'augmentation du nombre de débris spatiaux en limitant les durées de vie sur orbite, ce qui peut être fait par une manœuvre de rentrée contrôlée ou en transférant le véhicule sur une orbite plus basse.

102. En ce qui concerne les objets se trouvant à des altitudes plus élevées, le transfert sur des orbites de garage peut également se révéler efficace pour l'avenir prévisible. Par exemple, le transfert d'engins se trouvant initialement sur l'orbite géostationnaire vers une orbite plus élevée non seulement permet de protéger les engins opérationnels mais

également réduit la probabilité de voir des objets abandonnés entrer en collision et créer des débris qui pourraient menacer les engins sur l'orbite géostationnaire. Il faudrait déterminer quelle devrait être la distance minimum standard en altitude en tenant compte de facteurs tels que les effets perturbateurs dus à l'attraction du Soleil et de la Lune et la pression du rayonnement solaire. Les étages supérieurs de lanceurs laissés sur orbite de transfert géostationnaire pourraient être déplacés de façon à prévenir toute interférence avec les systèmes sur orbite géostationnaire. On pourrait choisir le périégée de façon à ce que la durée de vie sur orbite de l'étage supérieur soit peu importante.

3.1.3.2 En cas de panne

103. Les systèmes spatiaux sur orbite devraient être surveillés en permanence, en particulier pour détecter des pannes graves qui pourraient donner naissance à de grandes quantités de fragments ou empêcher la mise en œuvre de toutes mesures destinées à limiter le nombre de débris produits. Le système de propulsion, les batteries et les sous-systèmes de contrôle d'attitude et d'orbite devraient être ainsi surveillés. En cas de panne et si la mission ne peut être poursuivie, il faudrait mettre en œuvre des procédures permettant d'empêcher toute explosion accidentelle et de prévenir dans la mesure du possible toute interférence avec les orbites sur lesquelles se trouvent d'autres systèmes opérationnels.

3.2 Stratégies de protection

104. Étant donné la population actuelle de débris orbitaux, les concepteurs d'engins spatiaux devraient envisager d'y incorporer des systèmes de protection actifs et passifs. Les météoroïdes et les débris d'une taille supérieure à 1 ou 2 mm se déplaçant à hypervitesse présentent un danger pour les objets spatiaux et les stations orbitales. L'impact à haute vitesse d'une particule d'une taille n'excédant pas 1 mm de diamètre peut provoquer des pannes, voire l'échec de la mission. Même de petits impacts sur des éléments sous pression peuvent se traduire par une rupture de la paroi. De tels dommages peuvent en outre empêcher la mise en œuvre des mesures de passivation ou d'élimination prévues à l'issue de la mission. Dans de nombreux cas, l'installation des éléments vulnérables dans des endroits moins exposés peut accroître dans une très grande mesure la capacité de survie de l'engin. On peut également réduire les risques en choisissant avec soin l'orbite ou en effectuant des manœuvres d'évitement.

3.2.1 Blindage

105. Le blindage, aussi bien pour les engins habités que non habités, peut être relativement efficace contre de petites particules. Il est également possible de protéger l'engin contre des particules d'un diamètre de 0,1 à 1 cm en renforçant ses structures. Les technologies de blindage actuelles ne permettent pas d'assurer une protection contre tous les objets d'une taille comprise entre 1 et 10 cm, pas plus que ces objets ne peuvent être suivis de manière régulière par les réseaux opérationnels de surveillance. Il est toutefois possible de se protéger en incorporant certaines caractéristiques à la conception des systèmes spatiaux (redondance des sous-systèmes, structures frangibles, isolement des éléments pressurisés, séparation physique maximale des composants redondants, des câbles électriques, et tuyaux de transport des fluides, etc.). Les techniques disponibles à l'heure actuelle ne permettent pas d'assurer une protection physique contre des particules d'une taille supérieure à 10 cm.

106. Diverses formes de blindage sont possibles, depuis une simple plaque Whipple située à l'avant de l'engin, jusqu'à un ensemble complexe de couches de métal et de céramique/polymère conçu pour atténuer l'impact de la particule puis absorber l'énergie de la particule éjectée. Les simples blindages devraient être posés à une distance suffisante de l'objet qu'ils protègent pour permettre une large dispersion du nuage de fragments provoqué par l'impact. Les impacts devraient donc être répartis sur une surface considérable de l'objet protégé. La conception du blindage peut tirer profit de la structure du véhicule et de l'angle d'incidence des débris de façon à protéger les éléments essentiels. De plus, les engins peuvent être conçus de façon à ce que les composants essentiels soient placés dans l'ombre géométrique par rapport à la direction principale du flux de débris. Une isolation légère multicouche peut assurer une protection contre de petits débris, et le fait de positionner le matériel délicat à l'arrière des structures peut également en accroître les chances de survie.

107. La profondeur de pénétration, c'est-à-dire le risque de dommage, d'un objet entrant en collision dépend de la masse, de la densité, de la vitesse et de la forme de cet objet ainsi que des propriétés physiques du bouclier protecteur. Différents outils de modélisation et de simulation existent qui permettent de prédire les dommages provoqués par des impacts en fonction de la conception du bouclier (tels que le modèle BUMPER de la NASA, le modèle ESABASE de l'ESA, le modèle BUFFER russe et plusieurs hydrocodes qui permettent de réaliser des simulations de conditions pour lesquelles il est impossible d'utiliser les installations d'essais au sol). Les essais au sol de bouclier sont limités étant donné qu'il n'est

pas possible de reproduire toute la gamme de vitesse d'impact. Les accélérateurs au sol ne peuvent pour l'instant fournir de vitesses supérieures à environ 13 km/s (par exemple en utilisant des charges d'une forme donnée), mais la plupart des données dont on dispose à l'heure actuelle concernent des impacts et des vitesses de 7 km/s. De nouvelles méthodes sont actuellement en cours de mise au point afin de pouvoir calculer les processus qui entrent en jeu lors de collisions entre des particules et des boucliers à des vitesses d'impact comprises entre 5 et 15 km/s.

3.2.1.1 Vols habités

108. Les engins habités, et en particulier les stations spatiales, sont en règle générale d'une taille plus importante que la plupart des véhicules non habités et doivent répondre à des normes de sécurité plus strictes. Les stratégies de protection des missions habitées peuvent reposer aussi bien sur l'adoption d'un blindage que sur la réparation en orbite des dommages causés par les impacts. Les blindages actuels offrent une protection contre des objets d'une taille inférieure à 1 cm. Le principal critère qui préside à la conception de ces blindages est la probabilité de non-pénétration (PNP) qui est calculée à partir des modèles concernant les météoroïdes et débris dans l'espace et les courbes balistiques limites obtenues lors de simulations au moyen d'hydrocodes et d'expériences d'impact à hypervitesse. La fiabilité des calculs est étroitement liée à la précision du modèle utilisé pour décrire l'environnement des débris et des météoroïdes. L'importance du blindage nécessaire dépend étroitement de la nature (matériau, épaisseur, etc.), de l'emplacement et de l'orientation de la surface à protéger. Ainsi, la station spatiale internationale comportera plus de 200 types différents de blindages contre les débris et les micrométéoroïdes.

109. Sur les vaisseaux habités, il est possible d'installer des systèmes de détection automatique des dommages. En cas de perforation d'un module sous pression, l'isolation de ce module ou le temps de réaction nécessaire pour boucher la perforation est fondamental. Le temps disponible dépend de la taille de la perforation, et le temps nécessaire à la réparation est fonction des moyens utilisés ainsi que de la stratégie adoptée.

110. Les membres de l'équipage qui effectuent des sorties dans l'espace ont besoin d'une protection contre les débris naturels ou provenant de l'activité humaine. Les combinaisons spatiales actuelles ont de nombreuses caractéristiques et des qualités inhérentes qui offrent une protection contre des objets d'une taille pouvant aller jusqu'à 0,1 mm. Par ailleurs, en orientant convenablement leur engin spatial, les astronautes

peuvent l'utiliser pour se protéger contre la majorité des débris orbitaux ou des flux directs de météoroïdes.

3.2.1.2 Engins spatiaux non habités

111. Dans le cas des engins spatiaux non habités, une PNP moins élevée est admissible. On peut parvenir à un niveau acceptable de protection contre les petits débris et les météoroïdes (d'une taille inférieure à 1mm) au moyen d'un matériau d'isolation multicouche renforcé et en modifiant la conception de l'engin, par exemple en installant les lignes d'alimentation, les câbles et les autres éléments fragiles à l'intérieur (comme sur le satellite RADARSAT du Canada). Pour ce qui est des panneaux solaires, on peut minimiser les risques de dégâts dus à des collisions avec des petites particules en multipliant les chemins électriques et en minimisant la masse structurelle, c'est-à-dire en adoptant des configurations frangibles.

3.2.2 Manœuvres d'évitement des collisions

112. Les systèmes actuels de surveillance de l'espace ne sont pas en mesure de suivre les objets sur orbite terrestre basse ayant une section efficace en radar inférieure à 10 cm en équivalent diamètre. De plus, il est difficile d'actualiser en permanence les paramètres orbitaux des objets de petites dimensions qui figurent sur les catalogues en raison de facteurs tels qu'un rapport superficie/masse élevé qui se traduit par une plus grande sensibilité aux variations de densité atmosphérique. Dans le cas d'objets d'une taille suffisamment importante pour pouvoir être suivis par les systèmes de surveillance au sol, il est techniquement possible d'effectuer lors de la mise en orbite comme des opérations ultérieures des manœuvres afin d'éviter les collisions.

113. Les manœuvres d'évitement ont plusieurs conséquences sur la mission du satellite (consommation d'ergols, interruption de la transmission de données et de l'activité de la charge utile, moins grande précision temporaire de la poursuite et de la détermination de l'orbite, etc.), et devraient être réduites au minimum nécessaire pour assurer la sécurité de l'engin et mener à bien la mission. Les stratégies d'évitement sont le plus efficaces lorsque l'incertitude quant à la distance séparant l'engin spatial de l'objet est faible, si possible inférieure à 1 km. Les manœuvres d'évitement sont toujours probabilistes. La NASA utilise un critère de risque acceptable de 1/100 000 dans le cas des missions de la navette spatiale.

3.2.2.1 En orbite

114. Le réseau de surveillance spatiale des États-Unis et le système de surveillance spatiale de la Fédération de Russie surveillent les orbites terrestres basses afin d'être en mesure de prévenir les équipages des engins spatiaux si les données recueillies montrent qu'un objet devait s'approcher à quelques kilomètres de distance seulement. Par exemple, si la surveillance indique qu'un objet devrait traverser un cube de 5 km x 25 km x 5 km orienté le long de la ligne de vol de la navette spatiale, le réseau de surveillance spatiale des États-Unis renforce les moyens mis en œuvre pour suivre l'objet considéré. S'il apparaît alors que celui-ci pourrait se trouver dans le même cube de 2 km x 5 km x 2 km que la navette spatiale, l'équipage aura peut-être alors effectué une manœuvre d'évitement. Quatre manœuvres ont ainsi été réalisées au cours de la période 1986-1997. Le système russe de surveillance spatiale remplit le même rôle de prévention des collisions à l'égard de la station Mir.

115. Les spécialistes russes ont dressé un catalogue des cas où des objets se sont approchés dangereusement d'engins spatiaux (plusieurs millions de cas) et ont défini un algorithme afin de décider s'il faut ou non effectuer une manœuvre d'évitement. Il est proposé d'identifier les situations à risques qui prévoient l'approche de débris spatiaux et d'intensifier la surveillance de ces situations ainsi que de renforcer les mesures de contrôle des engins devant être protégés. Des travaux sont actuellement en cours en vue de mettre en place un système spécial de télécommunication qui reliera les responsables de l'Agence spatiale russe et le Centre de contrôle de missions de Korolev.

116. L'ESA et le CNES suivent leurs engins situés sur orbite terrestre basse afin de prévoir les cas de conjonction et d'engager des manœuvres d'évitement si les objets doivent s'approcher en deça d'une distance minimum ou si le seuil de risques de collision estimés est franchi. Pour respecter un risque de collision de 1 sur 10 000, les satellites ERS-1 et ERS-2 de l'ESA devront effectuer entre une et deux manœuvres d'évitement chaque année. Une telle manœuvre a été effectuée par le satellite ERS-1 en juin 1997 et par le satellite SPOT-2 du CNES en juillet 1997.

117. Étant donné qu'un nombre croissant d'engins spatiaux sont placés sur orbite géostationnaire, la coordination des positions est de plus en plus nécessaire. Des stratégies de séparation des vecteurs d'inclinaison et d'excentricité peuvent permettre de maintenir des engins colocalisés à une distance de sécurité suffisante. Le contrôle des vecteurs d'excentricité peut également permettre de réduire les risques de collision

entre les engins d'une même constellation sur orbite terrestre basse.

3.2.2.2 Lors du lancement

118. Les calculs effectués aux États-Unis permettent de déterminer des fenêtres de lancement afin que l'engin ne passe pas à proximité d'autres engins spatiaux habités déjà en orbite (tels que la navette spatiale, la station Mir ou la station spatiale internationale). Lors des lancements de la navette spatiale, des procédures d'alerte similaires à celles mises en œuvre en cas de rapprochement sur orbite sont appliquées afin d'éviter qu'elle ne s'approche d'un autre engin. Dans un tel cas, le lancement est retardé comme cela a déjà été fait deux fois jusqu'à présent afin d'éviter tout risque de collision.

3.3 Efficacité des mesures de réduction des débris

119. Une des mesures de réduction les plus importantes a probablement été la prise de conscience accrue du risque que représentaient les débris et de leurs nombreuses origines. Le fait d'incorporer, dès le début de la phase de conception des engins spatiaux, des mesures destinées à réduire la production de débris pourrait permettre d'en ramener les coûts à un niveau satisfaisant. Les efforts de sensibilisation au sein des industries aérospatiales et des agences spatiales nationales ont permis de tirer profit des mesures mises en œuvre volontairement en vertu des principes de bonne gouvernance de l'espace situé à proximité de la terre.

120. Depuis le début des années 80, les mesures adoptées ont permis de ralentir le rythme de croissance du nombre des débris dans l'espace, entre autres en raison de la forte diminution de la fréquence des fragmentations importantes des satellites, aussi bien accidentelles qu'intentionnelles. On peut même constater une réduction du nombre de débris à longue durée de vie liés aux missions. Les nouvelles technologies en matière de bouclier et de conception des engins spatiaux ont d'autre part permis de réduire sensiblement le poids des équipements de protection tout en renforçant leur efficacité.

121. La communauté aérospatiale s'efforce de démontrer l'efficacité des scénarios habituels de réduction des débris et d'en établir les coûts. Les modèles de simulation à long terme sont utiles à cet égard car, même s'ils ne peuvent prédire avec précision la nature de l'environnement spatial dans plusieurs décennies, ils permettent néanmoins d'évaluer les effets négatifs de différentes pratiques opérationnelles.

3.3.1 Scénarios concernant les mesures de réduction des débris

122. Les objets liés au déroulement des missions, les fragmentations de satellites et l'habitude consistant à laisser sur place certains objets à l'issue des missions sont autant de facteurs importants de la croissance potentielle de la population de débris orbitaux. Les cinq scénarios habituels de réduction du nombre de débris présentés ci-dessous montrent quelle est l'efficacité potentielle des diverses mesures pour l'ensemble des missions spatiales. Ils n'imposent pas de règles strictes et ne devraient être utilisés qu'à des fins de simulation. Il s'agit des scénarios suivants:

- a) Scénario de référence incorporant les mesures actuelles de réduction des débris;
- b) Élimination des objets produits au cours du déroulement de la mission;
- c) Passivation systématique à l'issue de la mission;
- d) Élimination systématique à l'issue des missions en orbite géostationnaire;
- e) Désorbitation – c'est-à-dire aussi bien le transfert sur une orbite plus basse afin de réduire la durée de vie du satellite (par exemple la ramener à 25 ans) que la rentrée immédiate – à la fin des missions sur orbite terrestre basse et sur orbite de transfert géostationnaire.

123. Les premières études ont montré que c'est l'arrêt des explosions accidentelles d'engins spatiaux et d'étages supérieurs qui se révélerait dans un premier temps la plus bénéfique. Le meilleur moyen pour cela consiste à adopter des mesures de passivation des véhicules à la fin de la mission, ainsi que l'ont montré de nombreux opérateurs d'engins spatiaux et de lanceurs.

124. À long terme, l'accumulation d'objets peut se traduire par un risque sensiblement accru pour les opérations spatiales aussi bien à basse altitude qu'à haute altitude. Si l'on ne prend pas de mesures visant à réduire le nombre de débris ou si l'on ne modifie pas les conditions d'opérations, l'augmentation du nombre d'objets présents et de leur section efficace totale se traduirait par un risque accru de probabilité de collisions, qui serait elles-mêmes à l'origine de nouveaux débris. Le fait de placer les engins se trouvant sur orbite terrestre basse et sur orbite de transfert géostationnaire sur des orbites de parking ou ils n'auraient qu'une durée de vie limitée (par exemple de

25 ans, voire moins) permet de réduire sensiblement la croissance de la population de débris. Le graphique IX ci-après montre qu'elle serait la population totale de particules d'une dimension supérieure à 1 cm sur orbite terrestre basse dans différents scénarios.

3.3.2 Répercussions des mesures de réduction des débris sur les coûts et d'autres aspects

125. Les mesures de réduction des débris peuvent avoir une incidence sur la conception et les coûts des engins spatiaux et des lanceurs, ainsi que sur leurs conditions d'exploitation.

3.3.2.1 Coûts de développement des systèmes

126. La modification des engins spatiaux et des lanceurs de façon à réduire la production de débris se traduit généralement par un surcoût du système. Toutefois, ce surcoût sera moins important si ces mesures sont incorporées rapidement lors de la phase de conception au lieu de consister en une modification ultérieure de l'engin ou du lanceur. Les mesures peuvent parfois se traduire par une plus grande complexité du véhicule, mais également par des conceptions plus simples ainsi que par des gains de poids.

3.3.2.2 Répercussions sur les performances des lanceurs et la masse des engins

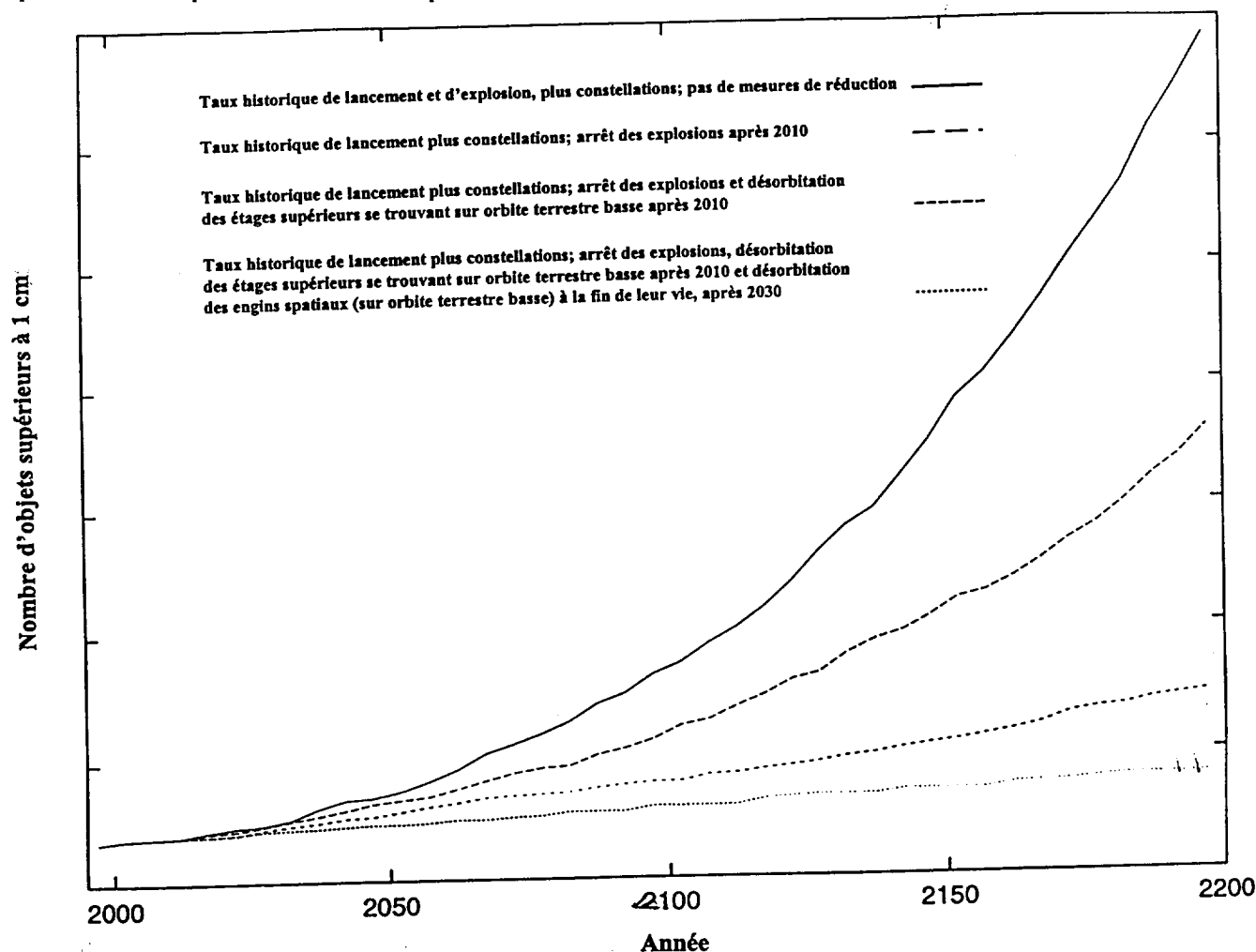
127. Le fait de concevoir les étages supérieurs des lanceurs de façon à ce qu'ils rentrent directement dans l'atmosphère ou qu'ils n'aient qu'une courte durée de vie sur orbite peut avoir des répercussions sur les trajectoires de lancement et les performances des lanceurs. De même, toute augmentation de la masse du lanceur ou de l'engin spatial due à l'adoption de mesures de réduction des débris se traduit par une diminution de la capacité d'emport de charge utile et peut nécessiter un accroissement des quantités d'ergols emportées ou de la puissance électrique. L'importance de ces conséquences sera fonction des mesures mises en œuvre et des caractéristiques du lanceur.

3.3.2.3 Durée de vie de la mission

128. Pour un engin donné, l'adoption de stratégies d'élimination ou de désorbitation peut se traduire par une réduction de la durée de vie active. De nombreux opérateurs d'engins placés sur orbite géostationnaire ont accepté cette conséquence de façon à protéger l'orbite. Si les mesures sont prises dès le stade de conception, il est possible de préserver la durée de vie sur orbite, bien que cela puisse se traduire par une augmentation de la masse ou des coûts.

Graphique IX

Population totale de particules d'une taille supérieure à 1 cm sur orbite terrestre basse selon différents scénarios. 2000-2200



3.3.2.4 Fiabilité

129. L'adoption de mesures de réduction des débris provenant de l'engin spatial et des étages supérieurs peut se traduire par un accroissement ou une diminution de la fiabilité générale. Par exemple, l'installation de boucliers assure une protection contre les petits débris et le rayonnement et peut accroître la fiabilité de l'engin alors qu'en revanche l'installation de soupapes destinées à éjecter les ergols résiduels peut pénaliser la fiabilité. Ces répercussions sur la fiabilité sont toutefois généralement peu importantes.

4. Résumé

130. Au cours de l'étude, entreprise il y a plusieurs années, de la question des débris spatiaux, le Sous-Comité scientifique et technique du Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique a examiné les points suivants: a) l'état des connaissances concernant la population de débris à proximité de la Terre au vu des données recueillies par les capteurs se trouvant aussi bien dans l'espace qu'au sol; b) la capacité des modèles informatiques à évaluer les risques présentés par les débris et à prévoir l'augmentation de la population de débris; et c) diverses mesures destinées à réduire le nombre de débris spatiaux.

131. Les systèmes de surveillance optique et radar basés au sol permettent d'observer et de suivre des objets d'un diamètre supérieur à 10 cm sur orbite terrestre basse et à 1 m sur orbite géostationnaire. Les catalogues répertorient plus de 8 500 objets dont le nombre a augmenté de façon relativement linéaire au cours des dernières décennies.

132. Certains pays ont mis au point des modèles informatiques à partir de l'importante population de débris répertoriés et des observations statistiques réalisées au moyen d'une vaste gamme de capteurs. En dépit des différences en ce qui concerne les techniques appliquées, ces divers modèles fournissent des résultats cohérents en ce qui concerne l'évolution du nombre de débris et la situation future de l'environnement orbital.

133. Parmi les diverses mesures de réduction du nombre de débris identifiées, on a constaté que la limitation de la production de débris en cours de mission et la prévention des explosions accidentelles sont efficaces et ont déjà été introduites dans une certaine mesure. De même, le transfert sur des orbites de parking des engins se trouvant sur orbite géostationnaire à la fin de leur vie utile est déjà une mesure transitoire habituelle destinée à éviter l'apparition à l'avenir de problèmes sur l'orbite géostationnaire. Par ailleurs, le Comité de coordination interinstitutions sur les débris spatiaux a suggéré un algorithme pour la détermination de l'altitude minimum de l'orbite de parking au-dessus de l'orbite géostationnaire. Pour certains satellites sur orbite terrestre basse ayant une longue durée de vie on envisage, à la fin de leur vie active, le transfert sur des orbites plus basses. D'une manière générale, ces procédures auront principalement pour effet de limiter la densité d'objets aux altitudes où actuellement ces objets sont les plus nombreux. Étant donné que la plupart des mesures se traduisent par un surcoût de la mission, il est indispensable que tous les opérateurs appliquent les mêmes procédures.

134. De nombreuses organisations exerçant des activités dans le domaine spatial sont devenues conscientes du risque potentiel posé par les débris spatiaux. Certaines d'entre elles ont entrepris des efforts pour limiter la production de débris et font part des résultats obtenus à l'ensemble de la communauté internationale. Les activités d'organisations internationales telles que le Comité de coordination interinstitutions sur les débris spatiaux et l'Académie internationale d'astronautique ont contribué aux activités de recherche et d'enseignement dans le domaine des débris spatiaux. Le Comité de coordination interinstitutions sur les débris spatiaux rassemble pratiquement toutes les nations qui disposent de lanceurs ainsi que celles qui conçoivent et construisent la majorité des systèmes spatiaux.

135. Dans la plupart des cas, les débris provenant de l'activité humaine ne posent aujourd'hui que peu de risques pour le fonctionnement des engins spatiaux, au nombre d'environ 600, actuellement en exploitation. Toutefois, le nombre de débris connu et estimé va en augmentant, et les probabilités de collisions susceptibles de provoquer des dommages iront donc elles aussi en augmentant. Étant donné qu'il est difficile, avec la technologie actuelle, d'éliminer les débris spatiaux, il paraît prudent d'adopter certaines mesures de réduction de la production de débris afin de préserver l'espace pour les générations futures. Dans certains cas, de nouvelles études doivent être réalisées afin de déterminer quelles sont les solutions les plus efficaces et les plus rentables par rapport à leur coût.

Note

¹Le Sous-Comité scientifique et technique sera saisi à sa trente-sixième session de la dernière version du document renfermant ces informations (A/AC.105/708).

Annexe

Liste des documents en rapport avec la question des débris spatiaux

Rapport du Sous-Comité scientifique et technique sur les travaux de ses sessions

Rapport du Sous-Comité scientifique et technique sur les travaux de sa trente et unième session (A/AC.105/571, 10 mars 1994)

Rapport du Sous-Comité scientifique et technique sur les travaux de sa trente-deuxième session (A/AC.105/605, 24 février 1995)

Rapport du Sous-Comité scientifique et technique sur les travaux de sa trente-troisième session (A/AC.105/637 et Corr.1, 4 mars 1996)

Rapport du Sous-Comité scientifique et technique sur les travaux de sa trente-quatrième session (A/AC.105/672, 10 mars 1997)

Rapport du Sous-Comité scientifique et technique sur les travaux de sa trente-cinquième session A/AC.105/697 et Corr.1, 25 février 1998)

Rapport sur les recherches nationales dans le domaine des débris spatiaux

L'utilisation de sources d'énergie nucléaires dans l'espace extra-atmosphérique (A/AC.105/C.1/WG.5/L.24, 15 janvier 1990)

L'utilisation de sources d'énergie nucléaires dans l'espace extra-atmosphérique (A/AC.105/C.1/WG.5/L.24/Add.1, 14 février 1990)

L'utilisation de sources d'énergie nucléaires dans l'espace extra-atmosphérique (A/AC.105/C.1/WG.5/L.24/Add.2, 26 février 1990)

L'utilisation de sources d'énergie nucléaires dans l'espace extra-atmosphérique (A/AC.105/C.1/WG.5/L.24/Add.3, 28 février 1990)

Les débris spatiaux: état des travaux en Allemagne. Document de travail présenté par l'Allemagne (A/AC.105/C.1/L.170, 12 février 1991)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux (A/AC.105/510, 20 février 1992)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux (A/AC.105/510/Add.1, 21 février 1992)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux (A/AC.105/510/Add.2, 26 février 1992)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux (A/AC.105/510/Add.3, 26 février 1992)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/542, 8 février 1993)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/542/Add.1, 17 février 1993)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/542/Add.2, 19 février 1993)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/565 et Corr.1, 16 décembre 1993)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/565/Add.1, 21 février 1994)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/565/Add.2, 23 février 1994)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/593, 1^{er} décembre 1994)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/593/Add.1, 24 janvier 1995)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/593/Add.2, 6 février 1995)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/593/Add.3, 7 février 1995)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/593/Add.4, 24 février 1995)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/619, 21 novembre 1995)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/619/Add.1, 1^{er} février 1996)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/659, 13 décembre 1996)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/659/Add.1, 6 février 1997)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/659/Add.2, 14 février 1997)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/680, 1^{er} décembre 1997)

Recherche nationale sur la question des débris spatiaux: sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires; problèmes relatifs à la collision de sources d'énergie nucléaires avec des débris spatiaux (A/AC.105/680/Add.1, 2 février 1998)

Documents consacrés aux mesures prises par les agences spatiales pour réduire le nombre de débris

Mesures prises par les agences spatiales afin de réduire la multiplication ou le potentiel d'effets dommageables des débris spatiaux (A/AC.105/620, 21 novembre 1995)

Mesures prises par les agences spatiales afin de réduire la multiplication ou le potentiel d'effets dommageables des débris spatiaux (A/AC.105/663, 13 décembre 1996)

Mesures prises par les agences spatiales afin de réduire la multiplication ou le potentiel d'effets dommageables des débris spatiaux (A/AC.105/681, 17 décembre 1997)

Présentations scientifiques et techniques

Présentations scientifiques et techniques faites au Sous-Comité scientifique et technique (A/AC.105/487, 9 mai 1991)

- Présentations scientifiques et techniques faites au Sous-Comité scientifique et technique (A/AC.105/516, 29 mai 1992)
- Présentations scientifiques et techniques faites au Sous-Comité scientifique et technique (A/AC.105/546, 18 mai 1993)
- Présentations scientifiques et techniques faites au Sous-Comité scientifique et technique à sa trente et unième session (A/AC.105/574, 12 mai 1994)
- Présentations scientifiques et techniques faites au Sous-Comité scientifique et technique à sa trente-deuxième session (A/AC.105/606, 27 avril 1995)
- Présentations scientifiques et techniques faites au Sous-Comité scientifique et technique à sa trente-troisième session (A/AC.105/638, 7 mai 1996)
- Présentations scientifiques et techniques faites au Sous-Comité scientifique et technique à sa trente-quatrième session (A/AC.105/673, 7 mai 1997)
- Présentations scientifiques et techniques faites au Sous-Comité scientifique et technique à sa trente-cinquième session (A/AC.105/699, 20 avril 1998)
- Pays-Bas, la République fédérale d'Allemagne et la Suède (A/AC.105/L.179, 1^{er} juin 1989)
- L'utilisation de sources d'énergie nucléaires dans l'espace extra-atmosphérique: les débris spatiaux – document de travail présenté par la Fédération de Russie (A/AC.105/C.1/L.193, 21 février 1994)
- Débris spatiaux: rapport de la Fédération internationale d'aéronautique (A/AC.105/570, 25 février 1994)
- Collisions entre sources d'énergie nucléaires et débris spatiaux: document de travail présenté par la Fédération de Russie (A/AC.105/C.1/L.204, 13 février 1996)
- Bref aperçu des travaux effectués par les scientifiques russes sur le problème de la pollution technogénique de l'espace circumterrestre: document de travail présenté par la Fédération de Russie (A/AC.105/C.1/L.205, 13 février 1996)
- Débris spatiaux: document de travail présenté par l'Académie internationale d'astronautique (A/AC.105/C.1/L.217, 12 janvier 1998)
- Débris spatiaux: document de travail présenté par la Fédération de Russie (A/AC.105/C.1/L.219, 10 février 1998)

Documents de travail et rapports

- Débris d'objets spatiaux: rapport sur l'état des travaux soumis par le Comité de la recherche spatiale (A/AC.105/403, 6 janvier 1988)
- Les effets des activités spatiales sur l'environnement: rapport présenté par le Comité de la recherche spatiale et la Fédération internationale d'astronautique (A/AC.105/420, 15 décembre 1988)
- Le problème des débris spatiaux: document de travail présenté par l'Autriche, la Belgique, le Canada, le Nigéria, les

Révisions au rapport technique

- Texte révisé du rapport sur les débris spatiaux du Sous-Comité scientifique et technique (A/AC.105/C.1/L.214, 26 février 1997)
- Modifications au rapport technique du Sous-Comité scientifique et technique sur les débris spatiaux (A/AC.105/C.1/L.224, 19 février 1998)