



Assemblée générale

Distr. GÉNÉRALE

A/AC.105/619*
21 novembre 1995

FRANÇAIS
Original : ANGLAIS/ESPAGNOL

COMITE DES UTILISATIONS PACIFIQUES
DE L'ESPACE EXTRA-ATMOSPHERIQUE

RECHERCHE NATIONALE SUR LA QUESTION DES DEBRIS SPATIAUX
SURETE DES SATELLITES EQUIPES DE SOURCES D'ENERGIE NUCLEAIRES
PROBLEMES RELATIFS A LA COLLISION DE SOURCES D'ENERGIE
NUCLEAIRES AVEC DES DEBRIS SPATIAUX

Note du Secrétariat

TABLE DES MATIERES

	<i>Paragraphes</i>	<i>Page</i>
INTRODUCTION	1 - 4	2
REPONSES RECUES DES ETATS MEMBRES		3
Canada		3
Chili		4
Japon		4
Royaume-Uni de Grande-Bretagne et d'Irlande du Nord		11

* Le présent document n'a pas été revu par les services d'édition.

INTRODUCTION

1. Au paragraphe 32 de sa résolution 49/34 du 9 décembre 1994, l'Assemblée générale a jugé essentiel que les Etats Membres portent une attention accrue aux problèmes des collisions d'objets spatiaux, y compris les sources d'énergie nucléaires, avec des débris spatiaux et à d'autres aspects de la question des débris spatiaux, et demandé que la recherche nationale se poursuive, que les techniques de surveillance des débris spatiaux soient améliorées, que les données sur ces débris soient rassemblées et diffusées et que, dans la mesure du possible, le Sous-Comité scientifique et technique du Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique en soit informé.
2. L'Assemblée générale, au paragraphe 17 de la même résolution, a invité les Etats Membres à faire rapport périodiquement au Secrétaire général sur les travaux de recherche nationaux et internationaux concernant la sécurité des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires.
3. Le Secrétaire général a adressé à tous les Etats Membres une note verbale en date du 4 août 1995, les invitant à communiquer au Secrétariat, au plus tard au 31 octobre 1995, les informations demandées afin que celui-ci puisse établir un rapport pour présentation au Sous-Comité à sa trente-troisième session.
4. Le présent document a été établi par le Secrétariat sur la base des informations reçues des Etats Membres au 31 octobre 1995. Les informations reçues ultérieurement feront l'objet d'additifs.

REPONSES RECUES DES ETATS MEMBRES

Canada

[Original : Anglais]

L'Agence spatiale canadienne est heureuse de faire part des informations ci-après concernant la collecte et la compréhension d'informations sur les caractéristiques de l'environnement des débris spatiaux et les techniques de réduction du nombre de ces débris :

- MELEO (Materials Exposure in Low Earth Orbit) : MELEO était une expérience effectuée en octobre 1992 dans le cadre de la mission STS-52 de la navette spatiale. Elle visait principalement à mesurer les effets de l'environnement sur les échantillons de matériaux (313 au total) fixés sur le CANADARM (le bras articulé canadien monté sur la navette) et exposés dans la direction du vol pendant une trentaine d'heures. L'expérience comporta également deux microbalances actives à cristal de quartz conçues pour mesurer la fluence de l'oxygène atomique pendant l'exposition. Elle a été mise au point par un certain nombre d'équipes travaillant en commun, notamment à la mise au point de matériaux conçus pour capturer des petites particules orbitales et des micrométéorites. Pendant la mission, on a utilisé un moteur à carburant solide pour placer une charge utile en orbite haute depuis la navette. C'est cette expérience qui a fourni la plus grande partie des données recueillies sur les débris spatiaux pendant la mission. Bien que les échantillons aient été protégés pendant la mise à feu, un grand nombre de ceux qui ont été ramenés sur Terre pour examen avaient été percutés par de nombreuses particules de petites dimensions dont la taille correspondait aux émissions attendues du moteur (le nuage de débris a cependant persisté plus longtemps que prévu). L'expérience a donc fourni des renseignements sur les débris spatiaux provenant de la combustion d'un moteur à carburant solide.
- ACOMEX (Advanced Composite Material Exposure Experiment) : L'expérience ACOMEX a été effectuée en octobre 1994 dans le cadre de la mission STS-41G de la navette spatiale. L'objectif était de rassembler des données sur la dégradation de matériaux composites en orbite terrestre basse. Pour ce faire, on avait fixé un certain nombre d'échantillons sur le CANADARM positionné dans la direction du vol pendant une quarantaine d'heures. Cette expérience ne visait pas à mesurer les débris orbitaux, mais l'examen des échantillons récupérés après la mission a permis d'identifier quelques phénomènes considérés comme le résultat probable d'impacts dans l'espace. Bien qu'aucune donnée détaillée n'ait été obtenue, ACOMEX a contribué à la mise au point de l'expérience MELEO décrite ci-dessus.
- LDEF (Long Duration Exposure Facility) : L'une des expériences réalisées à bord du LDEF avait été mise au point par des chercheurs de l'Université de Toronto. Les résultats de la mission du LDEF, dont ceux de l'expérience canadienne, ont fait à ce jour l'objet de nombreuses publications. Après le retour sur Terre, on a procédé à un examen approfondi de l'engin pour déterminer les points d'impacts, dont plus de 70 ont été identifiés avec certitude. En outre, les données concernant la totalité de l'engin, communiquées par l'intermédiaire du Groupe d'examen des débris orbitaux, ont été analysées et présentées sous la forme d'un monogramme technique pouvant servir à la conception de nouveaux engins spatiaux. Enfin, des essais au sol ont permis de corrélérer la dimension et le type de dégâts subis par les échantillons et la taille et la vitesse probables des particules.
- L'Institut de sciences spatiales et terrestres et l'Université de l'Ontario occidental étudient les possibilités de suivre les débris spatiaux au moyen de télescopes fixes au sol de grand diamètre utilisant la technique des miroirs liquides mise au point à l'Université de Laval.

- La société MBP Technologies de Pointe-Claire, au Québec, étudie la possibilité de mettre au point des détecteurs électro-optiques et infrarouges pour la surveillance de l'espace, notamment des systèmes embarqués hyperfréquences d'observation, de poursuite et d'identification des débris.
- A partir des données d'impact enregistrées avec le LDEF, l'Institut d'études aérospatiales de l'Université de Toronto a mis au point des modèles de prévision du nombre d'impacts en fonction de l'altitude, de l'inclinaison, du temps en orbite et de l'orientation du vaisseau spatial.
- L'Institut d'études aérospatiales de l'Université de Toronto met au point des mécanismes permettant d'atténuer les dégâts dus aux débris se trouvant sur orbite. Il travaille également à des expériences qui seront menées sur la face extérieure des stations spatiales.
- Le Département de physique de l'Université de Colombie britannique étudie le comportement fondamental de la matière à de hautes densités énergétiques. Ces études ont permis de mieux comprendre les mécanismes d'impact se produisant aux hypervitesses grâce à l'observation d'un gaz léger se déplaçant à la vitesse de 4 km/s. Le canon à deux étages utilisé dans ces expériences peut expulser le gaz jusqu'à une vitesse de 6 km/s et, après modification, de 8 km/s. Aucune autre expérience de grande ampleur n'est prévue dans un avenir proche en raison de contraintes budgétaires.

Chili

[Original : Espagnol]

Le Chili fait savoir qu'il ne mène aucune recherche dans le domaine des débris spatiaux et qu'il n'a pas lancé de satellite emportant des sources d'énergie nucléaires. Par conséquent, il n'étudie pas la question des collisions éventuelles entre sources d'énergie nucléaires et débris spatiaux.

Japon

[Original : Anglais]

ACTIVITES RECENTES DANS LE DOMAINE DES DEBRIS SPATIAUX AU JAPON

Le problème des débris spatiaux est un problème global dont la solution doit être recherchée en commun par l'ensemble des nations spatiales afin de créer un environnement sûr pour les futures activités spatiales. L'un de ses premiers cris d'alarme a été lancé en 1971 par M. Nagatomo et ses collègues de l'Institut de sciences spatiales et astronautiques (ISAS)¹. Depuis cette date, divers organismes ont effectué des recherches sur cette question, mais ce n'est que depuis 1990 que les activités sont menées de façon systématique, et organisées grâce à la création du Groupe d'étude des débris spatiaux par la Société japonaise pour les sciences aéronautiques et spatiales (JSASS). Ce groupe, composé de plus de 30 membres venant d'organismes et entreprises ayant un lien avec l'espace, a publié un rapport intérimaire en janvier 1992 et son rapport final en mars 1993². Certaines des recommandations figurant dans ce rapport ont été appliquées par les deux nouveaux groupes d'étude créés par le JSASS. Grâce à leurs efforts permanents, les organismes et organisations japonais qui mènent des activités dans le domaine spatial ont pris conscience que les risques posés par les débris spatiaux pour les vols, habités ou non, n'étaient pas seulement théoriques mais bien réels. La Commission des activités spatiales mise en place par le Gouvernement japonais a formulé, dans un rapport publié en 1994, la politique à long terme du Japon dans ce domaine de la façon suivante : "Le Japon s'efforcera de mettre au point des systèmes qui produiront aussi peu de débris que possible. S'agissant des débris existants, il coopérera avec d'autres pays afin de chercher les moyens d'en réduire le nombre"³. La

NASDA, qui est l'Agence responsable des applications pratiques des activités spatiales au Japon, a elle aussi créé en août 1993 un groupe de travail chargé d'étudier cette question et de définir la politique de l'Agence en la matière ainsi que des normes permettant de réduire le nombre de débris et d'en atténuer les effets.

Le présent rapport examine brièvement les activités récentes et prévues du Japon dans le domaine des débris spatiaux.

I. MESURES DES DEBRIS SPATIAUX

A. Observation par systèmes optiques

Les observations par systèmes optiques d'objets se trouvant sur l'orbite géostationnaire ont été effectuées par le Laboratoire de recherche sur les communications (CRL) au moyen du système situé à Koganei, près de Tokyo (35,42°N, 139,29°E), composé d'un télescope de 1,5 m d'ouverture, d'une caméra CCD refroidie avec une définition de 1 242 x 1 152 pixels, d'un ordinateur de traitement d'image et d'autres équipements scientifiques et de communication. A l'origine, le système devait être utilisé en tant que station fixe au sol pour des expériences de communication au moyen d'un satellite géostationnaire. Il permet théoriquement de distinguer des objets d'une taille de 20 cm situés sur orbite géostationnaire et devrait donc être utilisé dans le cadre d'un projet international destiné à déterminer le nombre de débris situés sur l'orbite géostationnaire et aux alentours de celle-ci.

L'Observatoire astronomique national (NAO) du Japon étudie, en collaboration avec la NASDA, les satellites géostationnaires depuis 1992 à l'aide des télescopes de Schmit du Kagoshima Space Center (KSC) de l'ISAS (31,13°N, 131,04°E) et de l'Observatoire de Kiso de l'Université de Tokyo (35,48°N, 137,38°E). L'utilisation d'autres télescopes a également fourni des résultats encourageants. Des observations plus longues et plus détaillées nécessiteront cependant un système spécifique. C'est pourquoi la JSASS et la NASDA entreprendront en juillet 1995 les premières études d'un satellite destiné à détecter les débris sur l'orbite géostationnaire.

B. Observation radar

La surveillance des débris spatiaux au moyen d'un système radar bistatique a été entreprise par T. Takano et son groupe à l'ISAS, qui ont apporté la preuve de l'intérêt d'un tel système en utilisant le satellite scientifique Yokoh, d'une masse de 420 kg, situé sur une orbite circulaire à 600 km d'altitude et avec une inclinaison de 31,3°. Ils ont utilisé pour leur expérience l'antenne de 20 m de diamètre du KSC pour l'émission et l'antenne de 64 m de diamètre du Usuda Deep Space Center de l'ISAS (36,13°N, 138,37°E), distante d'environ un millier de kilomètres de la première, pour la réception. Le recours à des techniques de communication modernes permet de détecter des objets d'une taille de 2 cm situés à 500 km d'altitude.

L'utilisation de systèmes radar laser pour la détection des débris spatiaux a été étudiée par un groupe de l'ISAS dirigé par T. Yokota. Le système utilisé se compose d'un laser Nd:Yag, d'un extenseur de faisceau lumineux, d'un télescope, d'une caméra CCD, d'un photomultiplicateur et d'un ordinateur. Il devrait pouvoir distinguer une particule de 1 mm de diamètre à une distance de 1 km et pourrait donc être embarqué pour la détection des débris et les manoeuvres d'évitement des collisions. Un modèle de laboratoire a été fabriqué et ses performances de base sont actuellement testées.

Le radar est le moyen le plus efficace d'observer des débris "dangereux" (c'est-à-dire d'une taille supérieure à 1 cm) sur orbite terrestre basse. Toutes les bases de données et les statistiques sur ces débris, y compris le catalogue USSPACECOM, découlent dans une large mesure des résultats obtenus avec divers radars. Elles contiennent généralement une rubrique "taille" importante; celle-ci est calculée en fonction de l'amplitude de l'écho en retour. Pour évaluer l'impact d'une collision entre des débris et, par exemple, une paroi de protection, on assimile fréquemment ceux-ci à une sphère.

Toutefois, les études statistiques montrent que les tailles estimées d'après les données obtenues par radar sont supérieures à celles calculées à partir de la zone projetée déterminée sur la base de la dégénérescence orbitale due à la résistance de l'atmosphère⁴.

La taille de la cible est calculée à partir de la section efficace radar, définie comme la région d'un corps émetteur isotrope produisant un écho dont l'amplitude est la même que celle de la cible. Si le résultat obtenu est effectivement comparable à celui fourni par la section efficace physique pour ce qui est de sphères métalliques de diamètre important, il est toutefois fréquemment très différent quand il s'agit d'objets de formes irrégulières, en particulier dans le domaine des hautes fréquences. Par exemple, un fin morceau de fil métallique aura la forme d'un obus.

Pour ce qui est des objets dont la taille est inférieure à la longueur d'onde du radar, la section efficace radar est inversement proportionnelle à la quatrième puissance de la longueur d'onde (ou proportionnelle à la quatrième puissance de la fréquence). La plupart des radars utilisés pour suivre les débris spatiaux font donc appel à de hautes fréquences comprises entre 5 et 10 GHz, voire encore plus élevées pour une bonne sensibilité. À ces fréquences, la section efficace radar est très fortement corrélée aux modifications d'orientation de la cible par rapport au radar, et il est par conséquent difficile d'en déduire la section efficace réelle.

À des fréquences plus faibles, en revanche, la relation entre la section efficace physique et la section efficace radar est beaucoup plus simple, mais cette simplicité se paie par un coût élevé en termes de sensibilité pour les petits objets.

Le radar MU de l'Université de Kyoto est un radar VHF opérant à une fréquence de 46,5 MHz. Sa puissance d'émission de 1 MW et son antenne de 100 m permettent de compenser la perte de sensibilité à cette fréquence et d'obtenir des performances analogues à celles des radars utilisés pour la mise à jour du catalogue USSPACECOM⁵.

Ce radar est principalement utilisé pour l'étude de l'atmosphère terrestre ou, plus précisément, de phénomènes de rétrodiffusion de faible intensité provoqués par des irrégularités de l'indice de réfraction de l'air du fait de la turbulence de l'atmosphère. Étant donné que cet écho est extrêmement faible, les chercheurs étaient gênés dans leurs travaux par la contamination provoquée par les échos plus puissants renvoyés par divers objets tels que les débris spatiaux. En 1988, il a été décidé de ne plus ignorer ces échos mais au contraire de s'en servir pour entreprendre une étude statistique des débris spatiaux.

L'antenne du radar MU est composée de 475 antennes Yagi formant un réseau en phase. Ce type de structure permet d'observer dans différentes directions presque simultanément en générant électroniquement de nombreux faisceaux. La figure 1 représente les résultats de l'observation de débris au moyen de huit faisceaux activés de façon séquentielle dans la direction du zénith⁶. La cible, qui était le moteur d'appoint du satellite Cosmos 1023, a traversé ces divers faisceaux et la variation de la section efficace radar a été étudiée pendant une vingtaine de secondes. Il a également été possible de déterminer approximativement l'orbite suivie par la cible après une seule observation. Les radars classiques, avec leurs grandes antennes paraboliques, ne peuvent suivre un objet sur son orbite qu'une fraction de seconde, à moins que l'orbite ne soit préalablement connue.

La variation importante et régulière de la section efficace radar en fonction du temps (indiquée en bas à droite sur la figure 1) est liée au mouvement de rotation du moteur d'appoint. La valeur maximale présente une bonne approximation avec celle de la section efficace physique.

Figure I. Mouvement angulaire (gauche), variation d'altitude (en haut à droite) et variation de la section efficace radar (en bas à droite) du propulseur d'appoint de Cosmos-1023 observés par le radar MU. Les cercles du schéma de gauche matérialisent le champ couvert par les faisceaux des différentes antennes

Le moyen le plus direct de "voir" la forme d'une cible à l'aide d'un radar est de concentrer le faisceau émis. Cela signifie cependant dans la pratique que, pour obtenir une résolution de 1 m à une distance de 100 km, il faudrait utiliser une antenne d'environ 10 km, ce qui est impossible. Un moyen plus pratique consiste à utiliser la rotation de la cible. Le principe consiste à identifier les différentes parties d'une cible se déplaçant à des vitesses différentes par rapport au radar au moyen du spectre Doppler obtenu. Cette méthode, dite SAR inverse ou interférométrie distance et Doppler, est largement utilisée dans le domaine militaire et en astronomie. Elle a permis, avec le radar allemand FGAN, d'obtenir une image précise de l'ensemble Saliout-Cosmos⁷. Actuellement, la résolution maximale est d'environ 1 m, de sorte que cette méthode ne peut servir à identifier la forme des cibles d'une taille comprise entre 1 et 10 cm, qui sont les plus dangereuses.

On peut obtenir certaines informations statistiques sur la forme des débris spatiaux en comparant la section efficace physique estimée à partir de la traînée atmosphérique et la section efficace radar, comme indiqué ci-dessus. Le principal handicap de cette méthode tient au fait que l'objet doit être suivi pendant longtemps pour déceler l'effet de dégénérescence orbitale dû à l'atmosphère.

Les résultats des observations réalisées à l'aide du radar MU fournissent des informations similaires. Les simulations numériques ont montré que l'ampleur des variations de la section efficace radar peut être expliquée par l'allongement de l'objet. Etant donné que l'on ne peut observer les variations que dans une seule direction à la fois, il est nécessaire d'effectuer de nombreuses observations et de les traiter statistiquement. On constate alors que le volume de débris de taille relativement peu importante observés à l'aide du radar MU n'atteint même pas la moitié du volume d'une sphère qui aurait la même section efficace radar.

Pour pouvoir déterminer la taille des débris spatiaux, il importe d'obtenir des informations sur leur forme. Bien que les futurs radars devront avant tout pouvoir détecter des objets d'une taille comprise entre 1 et 10 cm, ils devront également être capables de suivre un objet inconnu pendant au moins 10 secondes, qui est le temps minimal indispensable pour effectuer une analyse au moyen de la technique du SAR inverse et/ou l'analyse statistique indiquée ci-dessus. Cela suppose d'avoir recours à une antenne réseau à commande de phase.

C. Mesures des impacts

Après une année d'étude intensive, le Groupe d'étude de la détection des impacts dus à des débris spatiaux et à des micrométéorites de la JSASS a proposé à l'Institut pour les expériences spatiales sur plate-forme libre (USEF) d'étudier l'état de la plate-forme après son retour sur Terre.

La plate-forme SFU est un engin non habité, stabilisé selon les trois axes et orienté en direction du Soleil. Elle a été lancée le 15 mars 1995 lors du troisième tir de la fusée H-II et devrait être récupérée par la navette spatiale en janvier 1996. Placée sur une orbite circulaire à une altitude comprise entre 300 et 500 km, avec une inclinaison de $28,5^\circ$, elle sera le premier engin spatial japonais ramené sur Terre. La surface totale exposée est d'environ 150 m^2 ; elle comporte quatre grandes zones principales qui feront l'objet d'une analyse approfondie :

- L'isolation multicouche de la charge utile, qui est une structure octogonale d'un diamètre de 4,46 m et d'une hauteur de 1,40 m;
- L'installation ouverte sur l'espace (EFFU), qui présente la forme d'une boîte dont la surface supérieure de $1,48 \text{ m} \times 1,48 \text{ m}$ est recouverte d'une couche de téflon argenté faisant fonction de radiateur et dont les quatre côtés, d'une hauteur de 1,05 m, sont recouverts d'un isolant multicouche en Kapton aluminé;
- Un ensemble de panneaux solaires d'une longueur de 24,4 m et d'une largeur de 2,36 m; et
- Deux panneaux solaires déployables bidimensionnels à haute tension, se présentant une fois totalement déployés sous la forme d'un triangle de 3,84 m de hauteur et de 3,62 m à la base.

Des comparaisons avec les résultats obtenus à la suite de l'analyse du LDEF, d'EURECA et des panneaux solaires du télescope spatial devraient fournir de nombreux enseignements.

Un module expérimental de démonstration sera embarqué sur la navette spatiale afin de vérifier le fonctionnement du système de manipulation du module expérimental japonais (JEM) qui équipera la station spatiale internationale Alpha. Le Laboratoire des pièces détachées et des matériaux de la NASDA profitera de cette mission pour analyser l'action de l'oxygène atomique dans l'espace sur des débris spatiaux et des échantillons de matériaux. Les collecteurs et les conteneurs utilisés à cette fin seront installés au sommet du module dans la soute de la navette spatiale et exposés au vide selon l'axe de déplacement de la navette pendant 40 heures. Cette expérience est prévue pour avril 1997.

II. REDUCTION DU NOMBRE DE DEBRIS SPATIAUX

La majorité des débris spatiaux résultent d'explosions, qu'il s'agisse de l'explosion des étages supérieurs des lanceurs, de destruction intentionnelle ou d'explosions résultant de facteurs inconnus, notamment d'impacts à des hypervitesses. Afin de réduire sensiblement l'apparition accidentelle de débris, la NASDA purge le deuxième étage de ses fusées H-I/H-II des ergols (LOX , LH_2 , N_2H_4) et de l'hélium gazeux résiduels. De même, elle a fait en sorte de ne pas libérer de pièces mécaniques à l'occasion de la séparation de satellites ou du déploiement de panneaux solaires, sauf dans certains cas particuliers, comme lors de la séparation du moteur d'apogée du satellite météorologique géostationnaire. Afin d'éviter les destructions accidentelles du deuxième étage de la fusée H-II, le système de commande de destruction est mis hors service immédiatement après l'injection sur orbite, et le mécanisme est isolé thermiquement afin d'empêcher tout déclenchement spontané.

Les objets de plus en plus nombreux qui se trouvent sur les orbites géostationnaires de transfert représentent un danger pour les futures activités spatiales en raison de leur longue durée de séjour. Par conséquent, des efforts sont actuellement en cours afin de limiter la durée de séjour du deuxième étage du lanceur H-II⁸. Ainsi, celui du deuxième vol de la fusée effectué le 28 août 1994 a été transféré d'une orbite de $36\,346 \text{ km}$ d'apogée et de 251 km de périégée sur une orbite de $32\,298 \text{ km}$ d'apogée et de 150 km de périégée par allumage du moteur et purge des ergols résiduels. Au 31 mars 1995, il s'était brisé en au moins six nouveaux objets qui sont tous déjà retombés dans

l'atmosphère⁹. La NASDA transfère par ailleurs depuis 1985 les satellites géostationnaires au terme de leur mission sur une orbite située à au moins 150 km d'altitude supplémentaire, et cherche à les transférer sur une orbite située à 300 km plus haut.

A la demande de la NASDA, la JSASS a créé en septembre 1993 un comité chargé de l'élaboration de normes de construction pour la prévention des débris spatiaux, qui devrait publier ses conclusions vers 1997. Le comité se compose de membres du Laboratoire aérospatial national, de l'ISAS, de la NASDA, d'universités et d'importantes entreprises ayant des activités en rapport avec l'espace. Il a entrepris une vaste étude sur les aspects techniques et économiques des mesures destinées à limiter la création de débris, en mettant l'accent sur :

- La désactivation des engins spatiaux et des étages supérieurs des lanceurs;
- Le déplacement depuis les orbites géostationnaires de transfert;
- Le déplacement des satellites géostationnaires une fois la mission terminée;
- D'autres mesures importantes, telles que la prévention de l'apparition de débris.

Le rapport pour 1994 a été publié en mars 1995¹⁰.

III. PROTECTION CONTRE LES DEBRIS SPATIAUX

La NASDA a étudié des systèmes de protection du JEM contre les débris spatiaux. Plus d'une centaine d'impacts ont été réalisés à des vitesses allant jusqu'à 5 km par seconde au moyen d'un canon à deux étages à hydrogène léger. Ces essais sont importants non seulement en vue de la conception des systèmes de protection de la station spatiale, mais également pour comprendre la nature des mécanismes qui se produisent aux hypervitesses ainsi que les phénomènes de création et de dispersion de débris. Une étude de base sur cette question a été réalisée au NAL en collaboration avec divers organismes et à diverses vitesses : environ 2 km/seconde avec un canon à poudre et à un étage à l'Université de Kyoto, 4 km/seconde avec le canon à deux étages et à l'hélium de l'Université de Tohoku et environ 7 km/seconde avec le canon de l'ISAS. La cible était constituée de trois plaques d'alliage d'aluminium de 3,5 mm d'épaisseur séparées d'environ 60 mm l'une de l'autre. Après l'expérience, on a constaté que les trois plaques présentaient une perforation en forme de pétale et que celle-ci était plus importante sur la troisième plaque que sur les deux premières. Cela montre que le fait d'installer deux plaques supplémentaires ne procure pas de protection contre un débris de 14 g se déplaçant à 2 km/seconde. Afin d'étudier les phénomènes d'impact à des vitesses pouvant atteindre 15 km/seconde, le NAL a entrepris d'étudier avec la société Mitsubishi Heavy Industries Limited un système de lancement capable d'accélérer des projectiles en aluminium d'une masse de l'ordre du gramme à des vitesses supérieures à 10 km/seconde. Une série d'explosions expérimentales permettant de modéliser la destruction des étages supérieurs des lanceurs est également prévue.

IV. CONCLUSIONS

La préservation de l'environnement spatial est indispensable au bon déroulement et au développement des activités spatiales. Diverses propositions scientifiques et techniques ont été présentées jusqu'à présent impliquant, à des degrés divers, des coûts supplémentaires et la réduction des capacités des systèmes spatiaux. Il est donc nécessaire d'identifier des mesures à la fois techniquement efficaces et d'un coût acceptable. Les principales incertitudes concernant les débris spatiaux tiennent à notre ignorance de leur nature exacte. Les efforts entrepris par le Japon en coopération avec d'autres nations spatiales et diverses organisations ont pour but d'étudier la population de débris, d'accumuler des données précises destinées à vérifier l'exactitude de diverses théories et propositions et d'évaluer diverses mesures ainsi que les coûts qui y sont associés.

Notes

¹ M. Nagatomo, H. Matsuo and K. Uesugi, "Some considerations on utilization control of the near Earth space in future", Proc. 9th ISTS, Tokyo, pp. 257-263 (1971).

² S. Toda and T. Yasakka, "Space debris studies in Japan", *Adv. Space Res.*, 13, 8, pp. 289-298 (1993).

³ *Toward Creation of Space Age in the New Century* (Special Committee on Long-Term Vision, Space Activities Commission (juillet 1994)).

⁴ G. D. Badhwar and P. D. Anz-Meador, "Determination of the area and mass distribution of orbital debris fragments", *Earth, Moon and Planets*, 45, 29-51 (1989).

⁵ T. Sato, H. Kayama, A. Furusawa and I. Kimura, "MU radar measurements of orbital debris", *J. Spacecraft*, 28, 677-682 (1991).

⁶ T. Sato, T. Wakayama, T. Tanaka, K. Ikeda and I. Kimura, "Shape of space debris as estimated from RCS variations", *J. Spacecraft*, 31, 665-670 (1994).

⁷ D. Mehrholz, "Radar tracking and observation of noncooperative space objects by reentry of Salyut-7/Kosmos-1686", *Proc. Internat. Workshop on Salyut-7/Kosmos-1686 Reentry*, No. ESA SP-345, pp. 1-8 (1991).

⁸ T. Ujino, I. Yamazaki, T. Nakagawa and K. Mori, "Debris prevention plans of the H-II rocket", Proc . 44th IAF, IAF-93-V.5.633, Graz (Autriche) (octobre 1993).

⁹ N. Johnson, communication privée (avril 1995).

¹⁰ Report on the Study for Establishment of the Orbital Debris Mitigation Design Standards, Japan Society for Aeronautical and Space Sciences (mai 1995).

Royaume-Uni de Grande-Bretagne et d'Irlande du Nord

[Original : Anglais]

En mars et en novembre 1995, le Centre spatial national britannique (BNSC) a poursuivi ses discussions avec les organismes spatiaux français (CNES), allemand (DARA) et italien (ASI) ainsi qu'avec l'Agence spatiale européenne (ESA) sur l'harmonisation des activités concernant les débris spatiaux. Les thèmes abordés à ces occasions étaient les objectifs techniques, les besoins opérationnels, l'analyse des résultats des études terminées et en cours, l'identification des études à entreprendre, la coordination des activités et la définition d'une politique commune de réduction du nombre des débris. Le BNSC a coordonné la collecte et le traitement des données concernant les activités et les moyens (logiciels et équipements) des entreprises, des centres universitaires et de centres de recherche publics du Royaume-Uni. Il a transmis ces informations à l'ESA afin qu'elles soient regroupées avec celles d'autres Etats membres. L'ESA publiera un rapport de synthèse qu'elle tiendra à la disposition de ses Etats Membres comme d'autres Etats. Ces réunions internationales de coordination ont également permis à l'ESA, qui représente actuellement les Etats Membres du Groupe de coordination interinstitutions sur les débris spatiaux (IADC), de diffuser les informations échangées lors de la réunion annuelle du Groupe tenue à Houston (Texas) en mars 1995.

La troisième réunion Royaume-Uni/Groupe de coordination s'est tenue à l'Université de Southampton le vendredi 7 avril 1995. Elle a rassemblé des représentants du BNSC, de l'Université de Southampton, de l'Université de Londres, de l'Université du Kent, du SIRA, de la Defence Research Agency et de l'Advanced System Architectures, et a été consacrée à la modélisation à court terme et à long terme des risques posés par les débris, à la détection optique et radar depuis le sol des débris, à la mesure des microdébris par l'analyse des surfaces ramenés à Terre, et à des initiatives internationales dans le domaine des débris spatiaux. Elle a également permis de diffuser plus largement des informations concernant les programmes internationaux menés par l'ESA et l'IADC.

Un certain nombre d'articles techniques ont été publiés par des groupes de recherche britanniques en 1995; certains de ces articles sont cités dans les notes en référence.

UNISPACE, c'est-à-dire le Département des sciences spatiales de l'Université du Kent, reste à la pointe de la recherche menée en Europe en ce qui concerne l'étude des engins récupérés. La plate-forme EURECA et l'un des panneaux solaires du télescope spatial ont ainsi offert d'importantes surfaces pour l'examen des impacts subis. L'utilisation de formules empiriques établissant un lien entre les caractéristiques des débris et de la surface des engins ainsi que la vitesse et l'angle d'incidence des débris a permis de déduire les conditions régnant dans l'espace à partir du nombre, de la taille et de la composition chimique des résidus observés². Les chercheurs seront ainsi en mesure d'évaluer les modèles actuels de populations de météorites et de débris et de valider les prévisions concernant les dommages que risquent de subir différents sous-systèmes. De telles analyses impliquent également de réaliser des essais d'étalonnage d'impact afin d'étudier le comportement de certains panneaux lors d'impact à des hypervitesses. Les panneaux solaires d'EURECA, d'une surface de 99 m², représentaient la surface exposée la plus importante du satellite. Des images à forte et à faible résolution ont montré plus de 3 000 sites d'impact d'une taille supérieure à 50 microns. Chaque panneau présentait plus d'un millier d'impacts visibles à l'oeil nu. L'analyse des 20 m² de panneau solaire du télescope spatial a principalement porté les points d'impact d'une taille supérieure à 1,2 mm. L'emplacement, la taille, les caractéristiques morphologiques et l'angle d'incidence des 704 sites répertoriés ont été mesurés. Toutes les images ont été numérisées et enregistrées sur disques compacts que l'on peut obtenir auprès de l'ESA pour des analyses complémentaires. Le télescope spatial⁴ a rencontré un flux de débris de deux à huit fois plus important que celui traversé par EURECA⁵. Cela pourrait s'expliquer par la densité atmosphérique qui diminue exponentiellement avec l'altitude et détermine la durée de vie des particules sur orbite. De tels effets⁶ ont également été étudiés par UNISPACE qui en a conclu que la population de particules se trouvant sur des orbites fortement excentrées à des altitudes proches de celles du télescope spatial et d'EURECA doit être plus importante que l'indiquent les modèles compte tenu de l'intensité des flux observés. Il est intéressant de noter qu'un grand nombre de ces modèles sont élaborés à partir de la population de débris de grande taille observables. UNISPACE a également identifié des différences ponctuelles en ce qui concerne la taille et l'angle d'incidence de populations de particules⁷ permettant de distinguer les débris dus à l'homme des météorites naturelles. L'expérience TICCE (Timeband Capture Cell Experiment)⁸ embarquée sur la plate-forme EURECA a permis de capturer des microdébris

intacts dans des matériaux tels que des aérogels⁹. L'analyse⁰ de leur composition chimique et de leur angle d'incidence a permis d'en identifier différentes populations. La comparaison entre les conditions effectivement observées et les prévisions de modèles tels que ESABASE se poursuit.

Deux autres départements universitaires mènent activement des recherches avec des entreprises industrielles sur les risques à court et à long terme de collision avec les débris spatiaux.

Le premier de ces groupes (Université de Southampton) tire parti de sa réputation en tant que centre d'excellence pour les études astrodynamiques afin de rechercher de nouvelles méthodes permettant de caractériser efficacement les risques de collision liés à la désintégration d'engins sur orbite. Ainsi, des études ont été consacrées à la menace pour une charge utile due à la désintégration d'un lanceur¹¹, au risque que présenterait pour un ensemble de satellites la désintégration de l'un de ses éléments constitutifs¹², et à la comparaison des techniques de modélisation utilisées en Europe et aux Etats-Unis¹³.

Le second groupe (Université de Londres, Queen Mary and Westfield College) s'est intéressé à la prévision à long terme de la population de débris au moyen de simulations directes faisant appel aux techniques de Monte Carlo pour représenter l'évolution de l'environnement. En appliquant des techniques mises au point pour l'étude de la dynamique des collisions dans les systèmes de gaz raréfiés, le groupe a pu élaborer un modèle de désintégration dû à des collisions qui servira à étudier en détail le phénomène de collision en cascade¹⁴.

Deux groupes participent à la détection et à l'observation de débris au moyen de télescopes optiques au sol. Le SIRA utilise l'expérience acquise lors d'études de faisabilité réalisées en coopération avec l'ESA pour participer à la mise en service d'un télescope de 1 m de l'Agence spatiale européenne : dans le cadre du contrat 10623/93/D, il a fourni des conseils à l'Institut astronomique de l'Université de Berne, qui est le principal contractant, sur la réalisation d'algorithmes pour la détection et l'analyse de débris au moyen de réseaux de caméras CCD. Le second groupe (Observatoire royal de Greenwich) a publié quant à lui des études sur la possibilité de détecter avec fiabilité des objets sur orbite au moyen de télescopes optiques¹⁵ qui révèlent l'existence d'effets de sélection importants en vertu desquels les objets situés sur les orbites excentriques sont moins facilement détectables que ceux placés sur orbites circulaires.

La Defence Research Agency de Farnborough assure la coordination technique des différents groupes étudiant la question des débris spatiaux au Royaume-Uni et fournit un appui au BNSC en ce qui concerne les activités en rapport avec le Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique de l'ONU. Elle a été la première à attirer l'attention sur les problèmes potentiels associés à certaines configurations sur orbite, telles que les constellations satellites se trouvant à des altitudes précises. Une étude réalisée en commun avec l'Université de Southampton¹⁶ a montré que, dans le cas des constellations importantes attendues d'ici la fin du siècle, il existait des risques non négligeables aussi bien pour ces constellations que pour les engins situés à proximité. Cette étude est poursuivie afin de tenir compte des effets de cascade au moyen d'un logiciel appelé IDES (Integrated Debris Evolution Suite), qui peut également être utilisé pour déterminer l'efficacité de mesures visant à réduire le nombre de débris.

Ces diverses études montrent que le Royaume-Uni a entrepris de nombreuses activités, pour lesquelles il dispose fréquemment de compétences spécifiques, concernant la définition de l'environnement orbital, l'évaluation des risques pour les missions spatiales et la formulation de politiques destinées à trouver des solutions aux problèmes posés par les débris spatiaux.

Objectif technique	Activité	Organisation(s)
Définition de l'environnement	Analyses de la surface des engins récupérés	Université de Kent
Définition de l'environnement	Détection optique	SIRA, Observatoire royal de Greenwich
Définition de l'environnement	Modélisation de population	Defence Research Agency, Université de Londres
Evaluation des risques	Modélisation à court terme	Université de Southampton
Evaluation des risques	Modélisation à long terme	Defence Research Agency
Réduction des débris/élaboration d'une politique	Evaluation	Defence Research Agency

Notes

¹ G. Drolshagen, J. A. M. McDonnell, T. Stevenson, R. Aceti and L. Gerlach, "Post-flight measurements of meteoroid/debris impact features on Eureka and the Hubble Solar Array", *Adv. Space Res.*, Vol. 16, No. 11, pp. 85-89, 1995.

² W. G. Tanner Jr., J. A. M. McDonnell, H. Yano, H. J. Fitzgerald and D. J. Gardner, "Meteoroids and space debris hypervelocity impact penetrations in LDEF MAP foils compared with hydrocode simulations", présenté à *Adv. Space Res.* 95.

³ J. A. M. McDonnell, G. Drolshagen, D. J. Gardner, R. Aceti and I. Collier, "EuReCa's exposure in the near-Earth space environment: hypervelocity impact cratering at a time of space debris growth", *Adv. Space Res.*, Vol. 16, No. 11, pp.73-83, 1995.

⁴ G. Drolshagen, W. C. Carey, J. A. M. McDonnell, T. Stevenson and J-C. Mandeville, "Impact damage to a solar array caused by debris and meteoroids", *Preparing for the Future*, Vol. 5, No. 2, ESA publication, juin 1995.

⁵ R. Aceti, G. Drolshagen and J. A. M. McDonnell, "Micrometeoroids and space debris: the EuReCa post-flight analysis" *ESA Bulletin*, No. 80, pp. 21-26, novembre 1994.

⁶ J. A. M. McDonnell, P. R. Ratcliff and I. Collier, "Atmospheric drag modelling for orbital micro-debris at LEO altitudes", *Adv. Space Res.*, Vol. 17, No. 12, pp. 183-188, 1996.

⁷ J. A. M. McDonnell, "Eureka's hypervelocity impact score: microcrater flux decreases but the large crater flux increases in specific directions", Lunar and Planetary Science Conference, 1994, Abstracts Volume, p. 867.

⁸ H. Yano, I. Collier, N. Shrine and J. A. M. McDonnell, "Microscopic and chemical analyses of major impact sites on timeband capture cell experiment of the Eureka spacecraft", présenté à *Adv. Space Res.* 95.

⁹ M. J. Burchell and R. Thomson, "Intact hypervelocity particle capture in aerogel in the laboratory", communication présentée lors de l'American Physical Society Topical Conference on Shock Compression of Condensed Matter, Seattle, août 1995.

¹⁰ D. J. Gardner, I. Collier, N. R. G. Shrine, A. D. Griffiths and J. A. M. McDonnell, "Micro-particle impact flux on the timeband capture cell experiment of the EuReCa spacecraft", *Adv. Space Res.*, Vol. 17, No. 12, pp.193-199, 1996.

¹¹ S. P. Barrows, G. G. Swinerd and R. Crowther, "Debris -cloud collision risk analysis: polar platform case study", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 33, No. 5, 1996.

¹² S. P. Barrows, G. G. Swinerd and R. Crowther, "The cascade fragmentation of a satellite constellation". *Adv. Space Res.*, Vol. 16, No. 11, pp. 119-122.

¹³ S. P. Barrows, G. G. Swinerd and R. Crowther, "Cloud debris-collision risk analysis", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 32, No. 5, 1995.

¹⁴ L. Wang, J. P. W. Stark and R. Crowther, "Direct Monte-Carlo simulation of collision frequency of orbital debris", IAA paper, IAA-95-IAA.6.4.02, 46th Astronautical Congress (Oslo).

¹⁵ R. Crowther, R. Walker, J. S. B. Dick, S. F. Green and J. Marchant, "Detectability of satellite fragmentations in highly eccentric orbits", *Adv. Space Res.*, Vol. 16, No. 11, pp. 123-126.

¹⁶ R. Crowther, P. H. Stokes, R. Walker, S. P. Barrows and G. G. Swinerd, "Characterisation of the potential impact of space systems on the orbital debris environment: satellite constellations", communication présentée à Aerosense, Floride, avril 1995.