



Assemblée générale

Distr.
GÉNÉRALE

A/AC.105/680
1er décembre 1997
FRANÇAIS
ORIGINAL : ANGLAIS/
ESPAGNOL/FRANÇAIS

COMITÉ DES UTILISATIONS PACIFIQUES
DE L'ESPACE EXTRA-ATMOSPHERIQUE

**RECHERCHE NATIONALE SUR LA QUESTIONS DES DÉBRIS SPATIAUX
SÛRETÉ DES SATELLITES ÉQUIPÉS DE SOURCES D'ÉNERGIE NUCLÉAIRES
PROBLÈMES RELATIFS À LA COLLISION DES SOURCES D'ÉNERGIE NUCLÉAIRES
AVEC DES DÉBRIS SPATIAUX**

Note du Secrétariat

TABLE DES MATIÈRES

	<i>Paragraphes</i>	<i>Page</i>
INTRODUCTION	1-4	2
RÉPONSES REÇUES DES ÉTATS MEMBRES		3
Canada		3
Chili		3
France		3
Indonésie		4
Japon		8
Royaume-Uni de Grande-Bretagne et d'Irlande du Nord		13
Suède	20	
RÉPONSES D'ORGANISATIONS INTERNATIONALES		21
Association de droit international		21
Organisation internationale des télécommunications par satellites		21

Figures

I.	Schéma de mise au point du Système indonésien de surveillance des débris provenant d'objets mis sur orbite	4
II.	Répartition des échos par longitude et par latitude	7
III.	Nombre d'échos de météores en fraction temporelle	7

INTRODUCTION

1. Au paragraphe 32 de sa résolution 51/123 du 13 décembre 1996, l'Assemblée générale a jugé essentiel que les États Membres portent une attention accrue aux problèmes des collisions des 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 et que des données sur ces débris soient rassemblées et diffusées. Dans la mesure du possible, l'Assemblée a considéré que le Sous-Comité scientifique et technique du Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique devrait recevoir des informations à ce sujet.
2. Au paragraphe 22 de la même résolution, l'Assemblée générale a invité les États 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 États Membres une note verbale en date du 7 août 1997 pour les inviter à communiquer au Secrétariat, le 30 septembre 1997 au plus tard, les informations demandées ci-dessus de sorte que le Secrétariat puisse établir un rapport contenant ces informations qui serait présenté au Sous-Comité à sa trente-quatrième session.
4. Le présent document a été établi par le Secrétariat sur la base des informations reçues des États Membres et des organisations internationales au 30 novembre 1997. Les informations reçues ultérieurement seront publiées dans des additifs au présent document.

RÉPONSES REÇUES DES ÉTATS MEMBRES***Canada**

[Original : anglais]

En ce qui concerne les questions liées aux sources d'énergie nucléaires et aux débris spatiaux, le Gouvernement canadien renvoie aux informations qu'il a communiquées en 1996, et qui figurent dans le document A/AC.105/659.

Chili

[Original : espagnol]

Le Chili ne possède pas d'engins spatiaux équipés de sources d'énergie nucléaires et n'envisage pas d'utiliser de telles technologies à l'avenir. À ce propos, il y a lieu de mentionner l'expérience acquise lors des recherches de débris et d'indications de contamination radioactive qui ont été réalisées lorsque la sonde russe Mars 96 est tombée dans l'océan Pacifique.

En ce qui concerne les efforts déployés pour réduire au minimum les débris spatiaux, les activités réalisées par les Forces aériennes chiliennes avec les minisatellites de la série FASat sont conformes aux pratiques adoptées par la société britannique Surrey Satellite Technology Limited. Ces pratiques consistent à :

- assujettir au corps même du véhicule de lancement ou du satellite lui-même tous les éléments ou composants qui risquent de perdre leurs attaches initiales lors de la mise sur orbite, y compris les restes de composants pouvant se rompre;
- utiliser des matériaux appropriés au milieu spatial et ne risquant pas d'être endommagés lors de la libération de gaz ou sous l'effet d'autres caractéristiques du milieu pouvant créer des débris, notamment au moyen d'un traitement superficiel des matériaux en question;
- veiller à ce que toutes les attaches structurelles et tous les composants du satellite dans leur ensemble soient capables de résister aux effets mécaniques du lancement, de la mise en orbite puis des opérations du satellite et de maintenir l'intégrité de la structure dans son ensemble.

France

[Original : français]

Le texte de la réponse de la France a été publié dans le document relatif aux techniques propres à réduire les débris spatiaux (A/AC.105/681).

*Les réponses sont reproduites sous la forme sous laquelle elles ont été reçues.

Indonésie

[Original : anglais]

Le Gouvernement de la République d'Indonésie attache une grande importance aux problèmes des débris spatiaux et à tous les aspects connexes. Pour faire face à ce problème, l'Indonésie a entrepris de mettre au point le Système indonésien de contrôle des débris des objets mis sur orbite (IODMS), qui comprend quatre modèles principaux : un modèle du trafic (TM), un modèle de rupture (BM), un modèle de désintégration (DM) et un modèle de flux (FM). Le Système IODMS est un modèle de surveillance spécialisé pour les débris spatiaux provenant d'objets artificiels, mais il tient compte également des données relatives aux débris spatiaux d'origine naturelle (voir figure I).

Figure I : Schéma de mise au point du Système indonésien de surveillance des débris provenant d'objets mis sur orbite

Le Système indonésien de surveillance des débris orbitaux est actuellement à l'étude. Les quatre derniers produits deviendront les principaux intrants pour les programmes tendant à réduire au minimum les débris provenant d'objets spatiaux ainsi que pour la politique spatiale nationale et la politique concernant l'impact des débris spatiaux.

Il était inévitable que les débris provenant d'objets placés sur orbite deviennent un problème environnemental qui exige la mise au point de modèles et de mesures pour comprendre cet environnement nouveau. Les mesures et les modèles établis sont identiques, à bien des égards, aux mesures et modèles utilisés pour comprendre l'environnement interplanétaire des météorites. L'échange de données et de techniques de modélisation peut être utile pour les chercheurs spécialisés aussi bien dans l'étude des météorites que dans celle des débris provenant d'objets placés sur orbite.

Le Système IODMS permettra de rassembler au sujet des débris spatiaux les informations suivantes :

- Liste du trafic
- Dimension, densité et orbite des particules
- État atmosphérique
- Orbite de l'engin spatial
- Périogée, apogée et temps
- Flux, vitesse, géométrie escomptée des impacts
- Taux de détection
- Nombre et emplacement des fragmentations dues à des collisions.

Il sera alors possible, sur la base de ces informations, d'élaborer des programmes d'action tendant à prévenir la formation et les effets de débris spatiaux et leurs aspects connexes.

La mise au point du Système IODMS en est encore à un stade préliminaire et, à plusieurs égards, les capacités en matière de logiciels, de matériel et de ressources humaines sont limitées. Les capacités en question sont notamment le modèle d'activité solaire et le modèle de circulation atmosphérique globale, le modèle d'environnement des météorites, différents instruments de mesure (par exemple radar de détection des vents de météore, radar MF, radar de profilage des vents, télescopes optiques) et un certain nombre de scientifiques qui ont l'expérience de l'élaboration de modèles. Les produits de ces modèles et les données rassemblées au moyen d'observation avec les instruments susmentionnés deviendront l'une des bases du Système IODMS. Des spécialistes indonésiens établiront les modèles nécessaires soit en utilisant les technologies existantes, soit en mettant au point eux-mêmes des techniques nouvelles. À ce stade, l'Indonésie dispose des connaissances et de l'expérience nécessaires pour mettre au point un modèle de flux, un modèle de désintégration et un modèle de trafic, mais pas un modèle de fragmentation, spécialement concernant l'intensité - aussi bien forte que faible - des explosions.

Les modèles ont prédit que, dans certaines régions de l'orbite terrestre basse, il pourrait y avoir plus de débris orbitaux que de météorites. Les observations ont confirmé cette prédiction et ont montré que les effets dépendent de la direction du lancement et des dimensions des objets. Les observations ont également fait apparaître des sources de débris qui n'avaient pas été prévues.

Il ressort des observations réalisées en Indonésie que, pendant la période qui s'est écoulée du 11 au 20 décembre 1992, il y a eu des "pluies de débris spatiaux" au-dessus de l'hémisphère sud dans la région de l'Indonésie (figure II). Ces indications ont été confirmées par le nombre d'échos de météores enregistrés en 1992 et 1993 (figure III). Plusieurs des crêtes détectées n'ont aucun lien avec des pluies de météores connues. L'explication la plus vraisemblable de ces crêtes, sur la base de la répartition des échos par longitude et par latitude (figures II et III) est qu'elles résultent de débris d'objets artificiels. Malheureusement, l'on ne dispose pas d'informations sur les lancements qui ont été

effectués pendant ces périodes. Il faudra, pour confirmer cette conclusion, poursuivre les études avec un système de surveillance orbitale.

Il est essentiel de renforcer constamment les programmes de mesure pour comprendre et contrôler l'environnement orbital et limiter l'augmentation du nombre de débris. Afin d'élaborer le Système IODMS, le Gouvernement indonésien souhaite coopérer et, le cas échéant, échanger des données et des informations en vue de réduire le nombre de débris provenant d'objets placés sur orbite et d'atténuer leur impact négatif.

Figure II : Répartition des échos par longitude et par latitude

Il est probable que deux répartitions linéaires d'échos aux alentours des latitudes -65° et -70° aient été causées par des débris d'objets lancés dans l'espace.

Figure III : Nombre d'échos de météores en fraction temporelle

Nombre d'échos de météores en fraction temporelle observés à Serpong (Indonésie). Plusieurs des crêtes détectées ne sont liées à aucune pluie de météores connues.

Japon

[Original : anglais]

A. Introduction

La Commission japonaise des activités spatiales a exposé la politique du Japon en ce qui concerne les débris spatiaux dans le rapport sur le programme spatial à long terme du pays qui a été publié en juillet 1994. Cette politique est la suivante : "Le Japon s'attachera à mettre au point des systèmes qui laissent aussi peu de débris spatiaux que possible."¹ Sur la base de cette politique, la Commission des activités spatiales a passé en revue la politique fondamentale du Japon le 24 février 1996,² qui constitue le premier énoncé de politique générale concernant la préservation de l'environnement spatial.

L'Agence japonaise chargée des applications pratiques des activités spatiales (NASDA), consciente du risque de collision avec des débris, a commencé à étudier ce problème dès 1985. Les recherches les plus complètes ont été menées de 1991 à 1993 en coopération avec la Société japonaise pour les sciences aéronautiques et spatiales (JSASS).

Des activités organisées sont menées systématiquement depuis 1990, date à laquelle la JSASS a fondé le Groupe d'étude des débris spatiaux.³ Ce groupe d'étude, qui comprend 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 1993. Certaines des recommandations figurant dans ce rapport ont été appliquées par les deux nouveaux groupes d'étude créés par la JSASS.

Le Japon (par l'intermédiaire du NAL, de la NASDA, de l'ISAS et d'autres organisations ayant un lien avec l'espace) est également membre du Comité interinstitutions de coordination sur les débris orbitaux depuis 1992 et, mettant à profit les échanges d'informations et les discussions au sein du Comité ainsi que de la Fédération internationale d'aéronautique (FIA), du COSPAR et d'autres conférences nationales et internationales, s'efforce d'attirer l'attention sur le danger présenté par les débris spatiaux.

Le présent rapport comporte une brève description des récents progrès réalisés dans la recherche ainsi que des mesures prises au Japon pour réduire le nombre des débris spatiaux.

B. Mesures et détection

1. Analyse de la plate-forme SFU après son retour sur terre

La JSASS, le Laboratoire aérospatial national (NAL) et d'autres organisations effectuent en commun l'analyse de la plate-forme SFU après son retour sur terre. La SFU est une plate-forme non habitée, réutilisable, orientée en direction du soleil et stabilisée selon les trois axes. Il s'agit du premier engin de ce genre qui ait été construit au Japon. Sa structure est octogonale, son diamètre de 4,46 mètres, sa hauteur de 3 mètres, et elle pèse environ 4 tonnes. Placée sur orbite par la fusée H-II lors du troisième lancement de cette dernière, le 18 mars 1995, elle a été récupérée par la navette spatiale STS-72, le 13 janvier 1996. Elle était placée sur une orbite circulaire à une altitude de 500 km, avec une inclinaison de 28,5 degrés. Les résultats préliminaires de l'étude des impacts peuvent être résumés comme suit :⁴

- 337 impacts d'un diamètre supérieur à 200 mm ont été observés visuellement;

- 180 impacts d'un diamètre supérieur à 200 mm ont été observés au moyen d'études à haute résolution de certaines surfaces;
- l'impact le plus fort se trouve sur l'isolant multicouche du télescope à infrarouge MLI, avec une perforation d'un diamètre de 4,5 mm.

Le NAL continue de mener des études détaillées et toutes les données rassemblées seront publiées et archivées conformément aux règles du Comité interinstitutions de coordination sur les débris orbitaux. L'on peut avoir accès à la base de données, qui est constamment mise à jour, par le site Web du NAL (<http://www.nal.go.jp>).⁶

2. *Évaluation MFD de l'environnement spatial et des effets sur les matériaux (ESEM)*

Un essai de démonstration en vol du premier bras robot japonais du module expérimental japonais (JEM), appelé démonstration de manipulation en vol (MFD), a été réalisé lors du vol STS-85 de la navette spatiale effectué en août 1997. La NASDA a réalisé cette expérience ESEM en coopération avec le Centre de recherche de la NASA à Langley. Un collecteur de poussières cosmiques, monté au sommet de l'appareil expérimental MFD placé dans la soute de la navette spatiale, a été exposé dans l'espace dans la direction du vol de la navette pendant une durée d'environ 50 heures. L'on s'emploie maintenant à analyser les données recueillies lors du vol.

3. *Étude des systèmes à bord du satellite d'observation des débris sur orbite*

Depuis septembre 1985, la JSASS étudie, en collaboration avec la NASDA, un système de mesure optique qui puisse être monté sur un satellite d'observation des débris sur orbite. Cette étude a pour but de définir les spécifications d'un système de petits satellites afin de déterminer les orbites des débris de petite taille à proximité de l'orbite géostationnaire. Le rapport porte sur les éléments suivants :⁷

- détermination de l'orbite appropriée pour un satellite d'observation des débris;
- moyens d'améliorer l'exactitude des observations;
- conception détaillée des systèmes optiques d'observation;
- étude sur un Breadboard Model (BBM) des spécifications du système de traitement des données à bord;
- étude sur un BBM des spécifications du système terrestre de traitement des données;
- étude sur un BBM des spécifications d'un satellite d'observation.

C. *Établissement de modèles et constitution d'une base de données*

La NASDA a entrepris d'élaborer une base de données sur les débris spatiaux appelée Space Debris Orbit Analysis Test System (DOANATS). Le système DOANATS comprend deux sous-systèmes. Le premier est la base de données contenant les données orbitales des objets spatiaux et l'autre un sous-système qui analyse ces données orbitales.

Les données orbitales contenues dans la base de données sont les données à deux éléments publiées par le Remote Bulletin Board System (RBBS) du Centre de vols spatiaux de Goddard, aux États-Unis. Le sous-système d'analyse des données orbitales calcule la date et l'heure de rentrée dans l'atmosphère de chaque objet, informations qui sont entrées dans le sous-système de la base de données.

Le sous-système d'analyse des données orbitales comporte les quatre fonctions ci-après afin de déterminer le risque représenté par chaque débris spatial :

- fonction de prédiction de la date et de l'heure de rentrée dans l'atmosphère terrestre de chaque débris spatial;
- fonction d'analyse des collisions pour détecter les débris spatiaux qui présentent un risque sérieux de collision avec certains systèmes spatiaux;
- simulateur de dispersion des débris afin de simuler le comportement orbital des fragments créés par une explosion ou par une collision d'objets spatiaux;
- fonction d'analyse des données orbitales afin de faciliter le travail des chercheurs spécialisés dans les débris spatiaux.

D. Protection

La NASDA a effectué une série d'essais d'impact à l'aide d'un canon à hydrogène à deux étages destiné à la mise au point de la structure amortisseuse du module expérimental japonais (JEM) ainsi qu'avec un tube en matière plastique renforcé par des fibres de carbone devant constituer le télémanipulateur du JEM.⁸

Le NAL a effectué des essais par lancement de charges creuses en collaboration avec Mitsubishi Heavy Industries (MHI) et Chugoku Chemicals avec des charges de 7 cm de diamètre et de 14,7 cm de long, l'angle d'impact étant de 30 degrés et l'épaisseur du revêtement d'aluminium de 2,1 mm. L'inhibiteur en cuivre, d'un diamètre inférieur à 15 mm, a été choisi à la suite d'études paramétriques intensives tant de la méthode par inhibiteur que de la méthode par plaques réactives. L'utilisation de cet inhibiteur a permis d'obtenir un jet cylindrique unique, sans traînée. La masse du jet de point est d'environ 1,9 g et la vitesse obtenue aux alentours de 10,6 km/seconde.⁹ Les comparaisons entre les résultats numériques et les résultats expérimentaux ont été présentées lors de la Deuxième Conférence européenne sur les débris spatiaux.¹⁰ Le NAL et Mitsubishi envisagent de déterminer avec plus de précision les charges creuses à utiliser dans les essais d'impact réalisés avec le JEM.

E. Réduction des débris spatiaux

1. Norme

La NASDA a commencé en 1993 à travailler sur l'établissement de la Norme relative à la réduction du nombre des débris spatiaux. Cette étude a été menée en coordination avec les projets de recherche sur les débris provenant d'objets mis sur orbite réalisés au Centre spatial Johnson (JSC) de la NASA afin de définir les principes directeurs et d'établir des critères permettant de rendre les programmes de la NASA compatibles avec ces derniers.

Le projet de norme NASDA relative à la réduction du nombre des débris spatiaux a été présenté à plusieurs reprises au Comité interinstitutions de programmation et de coordination et a également été évalué par la JSASS¹¹ et la NASDA. Enfin, cette dernière a établi la "Norme NASDA-SRD-18 relative à la réduction du nombre des débris spatiaux" le 28 mars 1996.¹² Cette norme a été exposée en détail à la trente-quatrième session du Sous-Comité scientifique et technique du Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique de l'ONU.¹³ Avant l'établissement de la Norme NASDA, la NASA avait élaboré la Norme de sécurité NASA 1740.14 intitulée "Directives et procédures d'évaluation tendant à limiter la création de débris orbitaux". La norme de la NASA et celle de la NASDA ont été mises en parallèle lors du Vingtième Colloque international sur les techniques et sciences de l'espace qui s'est tenu à Gifu (Japon) du 19 au 20 mai 1996,¹³ et l'on a pu constater que ces deux normes étaient inspirées par les mêmes principes fondamentaux, même si la norme de la NASA était plus théorique et celle de la NASDA plus technique.

Les normes de la NASDA relatives à la réduction du nombre de débris spatiaux prévoit l'adoption de mesures tendant à limiter le nombre de débris orbitaux créés pendant le lancement, le fonctionnement des satellites sur orbite et après la mission des objets spatiaux.

Cette norme est fondée sur les concepts suivants :

- la pire cause de dégradation de l'environnement orbital est la fragmentation sur orbite d'objets spatiaux causés par une collision avec un objet de grande taille, une explosion accidentelle ou une destruction délibérée;
- il est particulièrement important de préserver l'environnement de l'orbite géostationnaire car les forces naturelles ne peuvent pas nettoyer les débris qui se trouvent sur cette orbite;
- il importe aussi de préserver l'environnement de l'orbite basse en raison de l'utilité qu'elle présente pour différentes missions comme la télédétection de la Terre et les communications par satellite.

Sur la base des concepts susmentionnés, la Norme prévoit les mesures ci-après pour réduire le nombre des débris spatiaux :

- neutralisation des engins spatiaux et des étages supérieurs des vecteurs après leur mission;
- mise sur une orbite autre que l'orbite géostationnaire des engins spatiaux dont la mission est achevée;
- relocalisation des objets spatiaux sur l'orbite géostationnaire de transfert afin d'empêcher la collision avec des objets spatiaux se trouvant sur l'orbite géostationnaire;
- réduction au minimum des débris libérés lors du fonctionnement normal des engins et des objets spatiaux;
- rentrée des engins spatiaux de l'orbite basse une fois leur mission terminée.

2. Mesures et pratiques d'application

Avant l'établissement de la Norme STD-18, la NASDA avait étudié en détail les systèmes spatiaux à mettre au point pour réduire au minimum la création de débris.

Les étages supérieurs des lanceurs H-I et H-II ont été conçus de manière à ne pas générer de débris opérationnels et à empêcher les fragmentations sur orbite causées par l'énergie résiduelle. Ils ont également été équipés de dispositifs appropriés pour éviter, après séparation, une présence de longue durée sur l'orbite utile. Les satellites placés sur l'orbite géostationnaire ont également été conçus de manière à être déplacés une fois leur mission achevée afin de préserver l'environnement de l'orbite géostationnaire.

F. Conclusion

Afin de protéger l'environnement spatial, le Japon réalisera des activités de pointe en matière de recherche-développement afin de construire des véhicules totalement réutilisables répondant à une conception originale fondée sur les résultats du développement d'un véhicule de lancement H-II de pointe et les techniques HOPE-X.¹ Il va sans dire que la préservation de l'environnement spatial est indispensable au bon déroulement et au développement des

activités spatiales. C'est aujourd'hui même que des mesures doivent être prises à cet effet alors que le problème des débris spatiaux est encore soluble à un coût relativement modéré.

Notes

¹ "Toward creation of space age in the new century", Report on Japan's Space Long-Term Vision, Space Activities Commission, July 1994.

² Fundamental Policy of Japan's Space Activities, revised on 24 January 1996.

³ S. Toda, "Some topics of space debris researches in Japan", 34th Session STSC UNCOPUOS, February 1997.

⁴ M. J. Neish and others, "Micrometeoroid and space debris impacts on the space flyer unit and hypervelocity impact calibration of its materials", ESA SP-393, Proc. Second European Conference on Space Debris, May 1997, pp. 177-182.

⁵ M. J. Neish and others, "Hypervelocity impact damage to space flyer unit multi-layer insulation", 7th Symposium of Materials in the Space Environment, 16-20 June 1997, Toulouse, France.

⁶ S. Deshpande and others, "SFU micrometeoroid and space debris impact archive", 7th International Space Conference of Pacific-basin Societies, 15-18 July 1997, Nagasaki, Japan.

⁷ Report on the detailed study on the precise optical measurement system for on-orbit debris observation system" (in Japanese), Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, March 1997.

⁸ K. Shiraki, F. Terada and M. Harada, "JEM Design Progress for the Micro-Meteoroid and Orbital Debris Protection", 96-m-21, 20th ISTS Gifu, Japan, 19-25 May 1996.

⁹ M. Kobayashi and others, "Study of hypervelocity impact testing with shaped charge".

¹⁰ M. Katayama and others, "Numerical study of jet formation by shaped charge and its penetration into bumpered target", ESA SP-393, Proc. Second European Conference on Space Debris, May 1997, pp. 411-416.

¹¹ R. Reynolds, A. Kato, J. Lofthus and D. Kessler, "Guidelines and assessment procedures to limit orbital debris generation", 96-m-15V, 20th ISTS Gifu, Japan, 19-25 May 1996.

¹² Space Debris Mitigation Standard (in Japanese), NASDA-STD-18, 28 March 1996.

¹³ A. Kato, "NASDA space debris mitigation standard", 34th Session STSC UNCOPUOS, February 1997.

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

[Original : anglais]

Le Royaume-Uni s'emploie activement à trouver les solutions aux problèmes posés par les débris spatiaux. Il a entrepris un vaste programme de recherche qui porte sur tous les aspects des débris et participe pleinement aux efforts déployés dans ce domaine, au plan national par l'entremise d'un groupe de coordination britannique, au plan européen par l'intermédiaire de l'Agence spatiale européenne et au plan international dans le cadre du Comité interinstitutions de coordination sur les débris spatiaux et du Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique. Ces programmes sont coordonnés par le Centre spatial national britannique.

Le Centre spatial national britannique a coparrainé la Deuxième Conférence européenne sur les débris spatiaux qui s'est tenue au Centre européen d'opérations spatiales (ESOC) en mars 1997. Le Royaume-Uni a soumis à la Conférence 19 études portant sur différents aspects du problème des débris, allant de la mesure de l'environnement à l'établissement de modèles, et a recommandé les pratiques et techniques de réduction du nombre des débris spatiaux à appliquer pour mener à bien ces procédures. Ces rapports sont reproduits dans les actes de la Conférence¹ établis par l'Agence spatiale européenne.

Les études réalisées et publications éditées par les organisations britanniques qui s'occupent de recherches sur les débris spatiaux sont indiquées ci-après :

A. Université du Kent

L'Université du Kent, par l'entremise de son Département des sciences spatiales, contribue très activement aux recherches sur tous les aspects des débris spatiaux. Ce département a participé à la Deuxième Conférence européenne sur les débris spatiaux et a également pris part au Colloque sur les impacts à des hypervitesses qui s'est tenu en Allemagne en octobre 1996 ainsi qu'à la réunion Euromir qui a eu lieu à Paris en janvier 1997.

Le Département, sur la base des travaux réalisés pour réduire les populations de microparticules rencontrées à partir d'un examen de la morphologie des impacts sur les surfaces à récupérer dans le cadre de Long Duration Exposure Facility, a entrepris d'analyser d'autres objets récupérés comme tous les panneaux solaires du télescope spatial Hubble. Par le passé, les travaux ont porté principalement sur les dommages causés par des impacts sur la face frontale des panneaux, mais l'on ne s'est guère occupé de la morphologie des impacts à l'arrière. L'analyse a comparé 215 impacts spatiaux *in situ* et 41 impacts simulés en laboratoire. La morphologie des impacts *in situ* a été reproduite dans les expériences de laboratoire, ce qui a permis d'en tirer des corrélations empiriques balistiques limites.

Cette analyse a été étendue aux panneaux² de la plate-forme récupérable européenne (EURECA), et l'on a mesuré plus de 1 350 images d'impact. Les sites d'impact ont été groupés par morphologie, et l'on en a tiré des répartitions des flux cumulés. En outre, l'on a identifié des corrélations entre la taille du débris et la limite balistique, et analysé les impacts elliptiques.

Un aspect important de la mesure des impacts *in situ* est la comparaison de la répartition des impacts observés et celle des impacts prédits par les modèles de l'environnement. Les modèles les plus avancés représentent les variations dans les directions et dans le temps du nombre de débris et, à la différence de l'analyse des surfaces récupérées, des détecteurs spécialisés comme le TiCCE (Timeband Capture Cell Experiment) peuvent offrir une méthode³ de comparaison des modèles de flux de météorites et d'évaluation des asymétries dans le schéma sporadique des météorites, élément important pour décoder les particules naturelles et artificielles.

Outre la vitesse et la direction de l'impact des particules rencontrées dans l'espace, un autre moyen de différencier les objets artificiels et naturels consiste à déterminer leur densité, qui est différente pour les deux catégories d'objets. En analysant la corrélation qui existe entre les impacts sur les cibles de faible et de forte épaisseur, l'on a démontré que l'on peut calculer la densité des objets, et cette méthode a été appliquée aux séries de données provenant aussi bien du laboratoire d'exposition de longue durée (LDEF) que du modèle TiCCE d'EURECA.⁴ Cette analyse a également permis d'identifier de nouvelles corrélations empiriques entre la nature de l'objet et les dommages superficiels observés sur le LDEF, le MIR et l'EURECA.⁵

L'on se préoccupe de plus en plus des effets que le flux de météorites Leonid pourrait avoir sur les engins spatiaux pendant la tempête attendue en novembre 1998/99. Le Département des sciences spatiales a déterminé que les caractéristiques du flux Leonid et son arrivée dans l'orbite terrestre pourraient générer ou déclencher des événements qui créeraient des débris. Le Département a participé étroitement à l'étude de l'éventualité, probable, que la perte du satellite Olympe, en 1993, ait été due à l'impact d'un météorite Persée, et il est parvenu à la conclusion que le flux de météorites Leonid, qui doit être particulièrement important à la fin du siècle, risque de susciter des événements catastrophiques.⁶

S'il est utile de pouvoir examiner les séries de données provenant de différents engins spatiaux évoluant à des moments différents sur des orbites différentes, c'est parce qu'on peut comparer les conditions de vol et en tirer des données plus complètes sur les caractéristiques des débris ainsi que des équations concernant les dommages causés par les impacts. Lorsque ces données sont comparées à celles tirées des simulations en laboratoire, l'on peut se faire une idée plus claire du risque que les microparticules peuvent représenter pour les systèmes de satellite.⁷

Le Département des sciences spatiales a une longue expérience de la mise au point et de la mise sur orbite de senseurs de détection des microparticules. Un de ces senseurs est le système DEBIE (Debris In Orbit Evaluator). Le senseur DEBIE combine des microphones piézoélectriques et des appareils de mesure du plasma produit par les impacts et de pénétration des revêtements. Ce dispositif, peu onéreux, peut être monté sur tout engin spatial et pourrait ainsi offrir la possibilité d'identifier et de suivre l'évolution des microparticules sur les orbites utilisées par les engins spatiaux opérationnels.⁸ De conception simple et consommant peu d'énergie, ce dispositif peut être utilisé aussi bien pour des missions sur orbite terrestre que pour des missions interplanétaires.⁹

L'on continue de s'interroger sur la nature et l'origine de l'excès apparent de débris spatiaux ou de micrométéorites sur l'orbite terrestre. Le Département a réalisé des analyses approfondies des processus suivant lesquels les flux interplanétaires pourraient être attirés sur l'orbite terrestre par la gravité/l'atmosphère. Les études réalisées portent à penser que le soleil influe directement sur ces processus de capture et que l'angle des rayonnements et les variations du cycle solaire peuvent être très importants.¹⁰

Les comparaisons entre le nombre de météorites et le nombre de débris aux altitudes qui sont importantes pour les engins spatiaux permettent aux concepteurs d'y incorporer des stratégies de protection appropriées. À des altitudes égales ou inférieures à 500 km, le Département a montré que les micrométéorites sont plus nombreux que les débris artificiels.¹¹

Une question qui commence à faire l'objet d'une attention accrue est celle du nombre de débris secondaires qui sont mis sur orbite à la suite d'impacts entre un objet et un engin spatial. Cela est important non seulement pour représenter de nouveaux facteurs dans les modèles de l'environnement mais aussi pour faire en sorte que le nombre de débris calculés au moyen de l'analyse des surfaces récupérées ne soit pas surestimé à la suite d'une confusion entre les impacts secondaires et les impacts primaires. Le Département a identifié ce phénomène des impacts secondaires lors de son analyse des panneaux solaires du télescope spatial Hubble.¹²

B. Université de Londres

Complétant les études réalisées par le Département des sciences spatiales de l'Université du Kent, l'équipe du Queen Mary and Westfield College de l'Université de Londres s'emploie à établir des modèles pour représenter les sources de microdébris rencontrés dans l'espace au moyen de mesures de la dégradation par les rayons ultraviolets, de l'érosion de l'oxygène atomique et des impacts à hypervitesses. L'on travaille actuellement à la mise au point d'une série de modèles empiriques afin d'identifier les quantités de microdébris déposés dans l'espace, en fonction de l'altitude et de l'inclinaison de l'orbite, de la durée du séjour sur orbite, des matériaux de revêtement des engins spatiaux et de l'environnement spatial externe rencontré.¹³

Ces travaux sont complétés par des recherches de nouvelles techniques de représentation de la dynamique et de la fréquence des collisions pour différentes populations d'objets sur orbite. L'une des approches les plus prometteuses est le système de simulation directe Monte Carlo, qui fait appel à des techniques dérivées de calcul des gaz rares. L'environnement prédit par ce modèle et les flux observés au moyen du Laboratoire d'exposition de longue durée concordent bien.¹⁴

C. Université de Southampton

L'Université de Southampton a concentré ses efforts sur les analyses des collisions et des risques à court terme. Une série de programmes de modélisation appelée suite de simulation des débris spatiaux¹⁵ étudie les conséquences de la désintégration d'engins due à des collisions ou à des explosions et l'évolution à court terme du nuage de débris ainsi généré. En utilisant une approche généralisée de la méthode probabiliste de la dynamique du continu, le logiciel peut suivre les trajectoires des fragments pour déterminer le risque de collision avec d'autres objets et, en cas de collision, la gravité des dommages prévisibles.

Ce modèle a été utilisé pour réaliser des analyses de proximité concernant la désintégration d'un lanceur et d'une plate-forme de surveillance ou de télédétection sur orbite. L'on peut tirer de ces analyses des enseignements intéressants concernant l'orbite la mieux appropriée pour le stationnement et l'élimination des étages supérieurs du lanceur afin de réduire au minimum le risque que des fragments issus de leur désintégration entrent en collision avec des engins proches.¹⁶

Cette méthode a été appliquée aussi à la situation nouvelle constituée par une constellation de 800 satellites sur orbite terrestre basse. L'étude a analysé la possibilité d'une désintégration et d'une explosion dues à une collision afin d'analyser la probabilité que la désintégration d'un satellite sur l'un des plans de la constellation n'entraîne la désintégration d'un satellite se trouvant sur le même plan ou un plan adjacent et une réaction en chaîne. Ainsi, il est apparu que les principaux paramètres à prendre en considération sont la structure de la constellation, le nombre de satellites, leur répartition sur les divers plans, l'altitude et l'inclinaison de l'orbite et les dimensions des satellites.¹⁹

D. Matra Marconi Space

Les milieux scientifiques britanniques ont commencé à prendre conscience de la nécessité de tenir compte des risques représentés par les débris et la conception d'un programme afin de réduire au minimum le coût de l'incorporation de dispositifs de protection à la configuration de la plate-forme. Aussi importe-t-il au plus haut point d'entreprendre un solide programme scientifique visant à mieux comprendre les processus physiques fondamentaux des impacts à hypervitesses et leur incidence sur les matériaux pouvant être utilisés pour la construction des engins spatiaux. Ainsi, Matra Marconi Space a exploité les études réalisées par le Département des sciences spatiales de l'Université du Kent pour déterminer comment les matériaux utilisés pour les panneaux solaires réagissent en cas d'impacts à hypervitesses.¹⁸

Avec l'appui d'une subvention de recherche de la Royal Society, les chercheurs de Matra ont collaboré avec des experts de la NASA pour étudier certains des aspects fondamentaux des impacts. De vastes programmes d'essai ont été réalisés au moyen de canons à gaz, et les diagnostics établis ont été utilisés pour analyser de manière rigoureuse la répartition des vitesses des fragments secondaires.¹⁹ Ces recherches sont utiles aussi pour aider les astronomes à mieux comprendre la formation de corps à l'intérieur du système solaire.²⁰ Matra a également collaboré avec l'Office national d'études et de recherches aérospatiales (ONERA) et le Centre d'études et de recherche de Toulouse (CERT) pour procéder à des simulations d'impacts à hypervitesses et distinguer ainsi la morphologie des impacts créés par des objets elliptiques et celle des impacts créés par des objets sphériques à incidence oblique.²¹

E. Century Dynamics

Century Dynamics dispose dans son hydrocode AUTODYN-2DTM d'un moyen unique d'étudier les processus d'impacts à hypervitesses. En collaboration avec le Département des sciences spatiales de l'Université du Kent, il a été réalisé un programme d'essai pour comparer la réaction de matériaux friables à différents impacts à hypervitesses. Ces travaux sont extrêmement importants car ils permettent de procéder à des comparaisons et d'évaluer ainsi l'exactitude des résultats des simulations de l'hydrocode, tout en étant pour le concepteur un moyen de commencer à analyser la réaction des matériaux usuellement utilisés pour la construction d'engins spatiaux aux impacts causés par des débris et des météorites.²²

Un des problèmes que pose l'utilisation d'hydrocodes pour la simulation d'impacts à hypervitesses tient au fait que la solution fait largement appel à l'informatique. Il faut trouver le juste milieu entre efficacité et exactitude pour veiller à ce que les calculs informatiques soient un moyen pouvant raisonnablement être utilisé pour la conception d'engins spatiaux. Century Dynamics a investi beaucoup de temps dans la recherche des méthodologies et des solutions les mieux appropriées aux différentes applications.²³ Cette analyse pourra également conduire à étudier les possibilités d'utiliser des processeurs individualisés.²⁴ En coopération avec la Defence Evaluation and Research Agency, Century Dynamics travaille à la mise au point de l'approche Smooth Particle Hydrodynamics pour résoudre les cas d'impacts pour lesquels une technique sans grille est mieux appropriée.²⁵

F. Defence Evaluation and Research Agency

La Defence Evaluation and Research Agency est responsable de la coordination technique du programme de recherche britannique sur les débris spatiaux. En outre, elle a mis au point plusieurs logiciels d'analyse.

Le premier est un ensemble de logiciels appelés IDES (Integrated Debris Evolution Suite), qui permet d'évaluer les risques futurs de collision auxquels seront exposés les engins spatiaux. Ce logiciel peut modéliser toutes les opérations de lancement et les opérations sur orbite, y compris les collisions, explosions, séparations et désintégrations. Il peut également projeter les orbites des objets introduits dans l'environnement spatial et étudier l'influence des perturbations gravitationnelles, de la traînée atmosphérique, et de la Lune et du Soleil. Il a été réalisé un vaste programme d'essais pour s'assurer que les prédictions correspondent aux observations. L'on a constaté, au moyen d'une combinaison de méthodes de suivi au radar des objets de grande dimension et d'une analyse des surfaces récupérées pour les objets plus petits, une corrélation satisfaisante entre les prédictions et les observations.²⁶

Rassurés par la correspondance des données, les usagers du logiciel IDES ont été encouragés à l'utiliser pour des prévisions. Cela a permis de déterminer l'impact des systèmes envisagés pour l'avenir. L'influence des systèmes de communication par satellite sur orbite terrestre basse sur l'augmentation du nombre de débris sur orbite a été analysée au moyen d'une série d'études.²⁷ Il a été démontré que les effets conjugués de l'augmentation du nombre de satellites et

de celui des débris accroîtra considérablement le taux d'accroissement du nombre d'objets sur orbite. Il est clair aussi que les satellites de constellations eux-mêmes seront victimes de collisions.²⁸

Pour compléter cet instrument de modélisation de l'environnement, l'on s'emploie actuellement à élaborer un logiciel d'étude des risques et de la conception appelé PLATFORM pour synthétiser les données concernant le nombre prévu d'objets sur orbite et configurer un satellite de manière à lui permettre de survivre à des collisions avec ces objets. Ce logiciel représente le satellite comme une combinaison d'éléments individuels et il les positionne de manière à garantir une protection maximale aux composantes des satellites.²⁹ Le logiciel PLATFORM fait appel à un élément nouveau appelé SHIELD³⁰, qui utilise des algorithmes génériques pour déterminer la configuration optimale d'un satellite compte tenu de l'environnement prévisible et des contraintes de conception comme l'équilibre température/masse. Utilisés ensemble, les logiciels IDES et PLATFORM constituent un moyen extrêmement utile qui permet de concevoir les satellites de manière qu'ils répondent aux défis technologiques représentés par les débris spatiaux.

Notes

¹ ESA SP-393, *Second European Conference on Space Debris*, published by ESA Publications Division, ESTEC, Noordwijk, Netherlands, ISBN 92-9092-255-9, 1997.

² M. K. Herbert and J.A.M. McDonnell, *Morphological Classification of Impacts on the EURECA and Hubble Space Telescope Solar Arrays*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESP SP-393.

³ N. McBride, J.A.M. McDonnell, D.J. Gardner, A.D. Griffiths, *Meteoroids at IAU: Modelling the Dynamics and Properties*, ESA Symposium Proceedings on Environment Modelling For Space Based Applications, ESTEC, Noordwijk, Netherlands, 18-20 September 1996, SP-392, December 1996.

⁴ D.J. Gardner, J.A.M. McDonnell, *Meteoroid and Debris Properties From Thin and Thick Targets*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESA SP-393.

⁵ D.J. Gardner, N.R.G. Shrine, J.A.M. McDonnell, *Determination of Hypervelocity Impactor Size From Thin Target Spacecraft Penetrations*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESA SP-393.

⁶ J.A.M. McDonnell, N. McBride, D.J. Gardner, *The Leonid Meteoroid Stream: Spacecraft Interactions and Effects*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESA SP-393.

⁷ G. Drolshagen, W.C. Carey, J.A.M. McDonnell, T.J. Stevenson, J.-C. Mandeville, L- Berthoud, *HST Solar Array Impact Survey: Revised Damage Laws and Residue Analysis*, *Advances in Space Research*, vol. 19, No. 2, p. 239-251, 1997.

⁸ M. R. Leese, J.A.M. McDonnell, M. J. Burchell, S.F. Green, H.S. Jolly, P.R. Ratcliff, H.A. Shaw, *DEBIE - The Debris In-Orbit Evaluator*, INNOCAP '97 Conference, Grenoble, France, March 1997.

⁹ M. R. Leese, J.A.M. McDonnell, M. J. Burchell, S.F. Green, H.S. Jolly, P.R. Ratcliff, H.A. Shaw, *DEBIE - A Low Resource Dust Environment Monitor*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESA SP-393.

¹⁰ J.A.M. McDonnell, C.R. Cook, *Particle Lifetime Studies In LEO for Aerocaptured Interplanetary Dust*, COSPAR 96, Submitted to Advances in Space Research.

¹¹ J.A.M. McDonnell, P.R. Ratcliff, S.F. Green, N. McBride, I. Collier, *Microparticle Populations at LEO Altitudes: Recent Spacecraft Measurements*, Icarus, vol. 127, p. 55-64, 1997.

¹² A.D. Griffiths, J.A.M. McDonnell, G. Drolshagen, *Debris Production From Solar Array Surface Impact Spallation: Results from the Hubble Space Telescope*, Advances in Space Research, vol. 19, No. 2, p. 253-256, 1997.

¹³ J. Stark, A. Nombro, R. Walker, R. Crowther, *A Model for the Generation of Micro-Debris Resulting from Atomic Oxygen Impact*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESA SP-393.

¹⁴ L.Q. Wang, J.P.W. Stark, *Direct Simulation Monte Carlo Space Debris Simulation and Comparison with Long Duration Exposure Facility Impact Experiments*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESA SP-393.

¹⁵ S.P. Barrows, G.G. Swinerd, R. Crowther, *Review of Debris Cloud Modelling Techniques*, Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 33, No. 4, July-August 1996.

¹⁶ S.P. Barrows, G.G. Swinerd, R. Crowther, *Assessment of Target Survivability Following a Debris Cloud Encounter*, Space Forum, vol. 1, pp. 329-353, 1996.

¹⁷ G.G. Swinerd, S. Barrows, R. Crowther, *Debris Risk Analysis of an 800 Satellite Constellation using the Space Debris Simulation Suite*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESA SP-393.

¹⁸ M. K. Herbert, J.A.M. McDonnell, *Morphological Classification of Impacts on the EURECA and Hubble Space Telescope Solar Arrays*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESA SP-393.

¹⁹ M. J. Cintala, L. Berthoud, F. Horz, R.K. Peterson, G.D. Jolly, *A Method for Measuring Ejection Velocities during Experimental Impact Events*, Proceedings of 28th Lunar and Planetary Science Conference, 17-21 March 1997.

²⁰ L. Berthoud, J.J. Cintala, F. Horz, *Velocity Determination For Ejecta From Craters In Coarse Grained Sand*, Proceedings of 28th Lunar and Planetary Science Conference, 17-21 March 1997.

²¹ L. Berthoud, J.-C. Mandeville, *Distinguishing Between Oblique Incidence and Non-Spherical Projectile Impacts*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESA SP-393.

²² E.A. Taylor, C.J. Hayhurst, K. Tsembelis, *Hydrocode Modelling of Space Debris Hypervelocity Impact on Soda-Lime Glass using the Johnson-Holmquist Brittle Material Model*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESA SP-393.

²³ N.K. Birnbaum, M. Cowler, C.J. Hayhurst, *Numerical Simulation of Impact Using AUTODYN*, Proceedings of the 2nd International Symposium on Impact Engineering, Beijing, September 1996, to be published in the Chinese Journal of Mechanical Press (Ed. G.Y. Chiem).

²⁴ H.J.P. O'Grady, C.J. Hayhurst, G.E. Fairlie, *The Numerical Simulation of Warheads, Impact and Blast Phenomena using AUTODYN-2D and AUTODYN-3D*, Proceedings of the South African Ballistics Symposium, Stellenbosch, South Africa, November 1996.

²⁵ R.A. Clegg, J. Sheridan, C.J. Hayhurst, N.J. Francis, *The Application of SPH Techniques in AUTODYN-2D To Kinetic Energy Penetrator Impacts on Multi-layered Soil and Concrete Targets*, Proceedings of the 8th International Symposium on Interaction of the Effects of Munitions with Structures, 22-25 April 1997, Virginia, United States.

²⁶ R. Walker, R. Crowther, V. Marsh, P.H. Stokes, G.G. Swinerd, *A Comparison of IDES Model Predictions with Debris Measurement Data*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESA SP-393.

²⁷ R. Walker, R. Crowther, G.G. Swinerd, *The Long Term Implications of Operating Satellite Constellations in the Low Earth Orbit Debris Environment*, Advances in Space Research, vol. 19, No.2 2, p. 355-358, 1997.

²⁸ R. Walker, R. Crowther, V. Marsh, P.H. Stokes, *Satellite Constellations and their Long Term Impact on the Debris Environment in Low Earth Orbit*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESA SP-393.

²⁹ P.H. Stokes, R. Crowther, R. Walker, G.G. Swinerd, F. Aish, *Introducing PLATFORM - A New Software Program to Simulate Debris and Meteoroid Impacts on Space Platforms*, Advances in Space Research, vol. 19, No. 2, p. 365-368, 1997.

³⁰ P.H. Stokes, R. Crowther, V. Marsh, R. Walker, *A New Approach For Optimising Satellite Shielding And Configuration Using Genetic Algorithms*, Proceedings of the Second European Space Debris Conference, ESOC, Darmstadt, Germany, 17-19 March 1997, ESA SP-393.

Suède

[Original : Anglais]

La Suède ne réalise pas elle-même de recherches sur les débris spatiaux mais appuie les activités menées dans le cadre de l'Organisation des Nations Unies, de l'Agence spatiale européenne et d'autres instances. Saab Erickson Space effectue des études conceptuelles sur les systèmes de séparation de la charge utile en vue de réduire l'apparition de nouveaux débris.

RÉPONSES D'ORGANISATIONS INTERNATIONALES

Association de droit international

[Original : anglais]

Le texte intégral de la réponse de l'Association de droit international sera distribué pendant la session du Sous-Comité scientifique et technique et du Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique.

Organisation internationale des télécommunications par satellites

[Original : anglais]

A. Introduction

L'Organisation internationale des télécommunications par satellites (INTELSAT) s'impose dans ses activités des politiques et des procédures pour désactiver comme il convient les satellites ayant dépassé leur durée de vie utile et réduire au minimum la création de débris spatiaux. Les politiques et procédures actuellement en vigueur concernant la conception des satellites en général, les opérations de lancement et les opérations, les anomalies et la désactivation des satellites sont résumées ci-après.

B. Conception des satellites en général

- Dans ses cahiers des charges, INTELSAT spécifie des types de conception tendant à minimiser le dégazage et la génération de débris pendant le déploiement sur l'orbite de transfert et le fonctionnement sur orbite.
- INTELSAT utilise des satellites autonomes qui ne créent pas de débris orbitaux.
- Dans toute la mesure possible, les satellites sont équipés d'appareils de mesure pour déterminer le moment où le propergol touche à sa fin.

1. Opérations de lancement

- INTELSAT se tient en contact avec le Commandement spatial des États-Unis et le Commandement de défense aérospatiale de l'Amérique du Nord (NORAD) et, sur demande, communique des informations concernant les lancements et les paramètres orbitaux.

2. Opérations des satellites

- Il est tenu des budgets détaillés du propergol des satellites et un registre de toutes les manoeuvres. Des modèles mathématiques sont utilisés pour calculer le propergol utilisé et les réserves restantes. Ces modèles sont continuellement mis à jour sur la base des données de vol.
- Il est maintenu une marge d'incertitude pour garantir une réserve suffisante de propergol à bord et garantir que des satellites ne dérivent pas sur orbite.

- Des stations terrestres multiples sont utilisées pour suivre et diriger les satellites et garantir l'existence de mécanismes de secours pendant les opérations sur orbite ou en cas d'urgence.
- La télémétrie des satellites est continuellement surveillée et comparée à des limites prédéterminées. Des systèmes d'alarme sont utilisés pour alerter les équipes au sol en cas d'anomalies.
- La capacité des accumulateurs et le fonctionnement des sous-systèmes électriques sont continuellement surveillés pour tous les satellites. Des procédures d'urgence sont en place pour réduire la consommation lorsque les accumulateurs se déchargent.
- Des plans d'intervention et des procédures ont été mis en place pour les cas d'urgence; des ingénieurs peuvent être consultés immédiatement, 24 heures sur 24.
- INTELSAT respecte les protocoles standards lors des déplacements orbitaux et coordonne toutes les activités avec les autres propriétaires et exploitants de satellite.

3. Anomalies des satellites

- Les procédures en vigueur prévoient que tout satellite qui risque de dériver dans l'arc orbital géosynchrone doit immédiatement être mis sur une orbite plus élevée et désactivé. Cette décision relève du Directeur des services techniques, et aucune autre approbation ou autorisation n'est requise.

4. Désactivation des satellites

- À la fin de leur vie utile, tous les satellites sont neutralisés : ils sont dépressurisés, les propergols sont évacués lors du placement sur une orbite plus haute, les batteries sont déchargées et toutes les unités de télémétrie sont désactivées pour éviter les interférences avec d'autres satellites.
- Dans le cas des satellites plus anciens, une réserve suffisante de propergol est conservée pour placer les satellites désactivés sur une orbite située à 150 km au moins de l'orbite géostationnaire. Cette manoeuvre est normalement accomplie en plusieurs étapes sur plusieurs jours pour garantir une orbite de stationnement satisfaisante. Cette distance sera de 300 km pour INTELSAT VI et toutes les séries de satellites ultérieures. La prudence des budgets de propergol permet normalement à INTELSAT de placer les satellites désactivés à des altitudes supérieures .