



## Assemblée générale

Distr. GÉNÉRALE  
A/AC.105/680/Add.1  
2 février 1998

FRANÇAIS  
Original : ANGLAIS

COMITÉ DES UTILISATIONS PACIFIQUES  
DE L'ESPACE EXTRA-ATMOSPHERIQUE

### RECHERCHE NATIONALE SUR LES DÉBRIS SPATIAUX

#### SÛRETÉ DES SATELLITES ÉQUIPÉS D'UNE SOURCE D'ÉNERGIE NUCLÉAIRE

#### PROBLÈMES DE LA COLLISION DES SOURCES D'ÉNERGIE NUCLÉAIRES AVEC LES DÉBRIS SPATIAUX

#### Note du Secrétariat

#### *Additif*

1. Le Secrétaire général a adressé à tous les États Membres une note verbale, en date du 7 août 1997, par laquelle il les invitait à fournir des informations sur les recherches nationales concernant les débris spatiaux, la sûreté des satellites équipés de sources d'énergie nucléaires ainsi que les problèmes posés par les collisions entre sources d'énergie nucléaires et débris spatiaux.
2. Le présent document contient les informations reçues des États Membres en réponse à cette note verbale entre le 1er décembre 1997 et le 30 janvier 1998.

#### TABLE DES MATIÈRES

	<i>Page</i>
RÉPONSES REÇUES DES ÉTATS MEMBRES .....	2
Allemagne .....	2

## RÉPONSES REÇUES DES ÉTATS MEMBRES

### Allemagne

[Original : anglais]

L'Allemagne a continué d'apporter son concours aux travaux du Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique sur les débris spatiaux. C'est ainsi qu'elle a établi un rapport sur les activités qu'elle a entreprises dans ce domaine en 1996 (document A/AC.105/659/Add.1, daté du 6 février 1997) et qu'elle a présenté à la session de 1997 du Sous-Comité scientifique et technique un exposé sur l'observation des débris spatiaux.

L'Agence spatiale allemande (DARA) est devenue membre à part entière du Comité interinstitutions de coordination sur les débris spatiaux (IADC), lors de la session que celui-ci a tenue à Darmstadt en mars 1997. C'est le Centre aérospatial allemand (DLR), créé le 1er octobre 1997 de la fusion de la DARA et de l'Établissement allemand de recherche aérospatiale, qui lui a succédé en cette qualité. La quatorzième réunion de l'IADC s'est tenue les 20 et 21 mars 1997, parallèlement à la deuxième Conférence européenne sur les débris spatiaux, organisée par le Centre européen d'opérations spatiales (ESOC) sous les auspices de l'Agence spatiale allemande<sup>1</sup>. De nombreux scientifiques et experts juridiques allemands ont participé à cette Conférence. La quinzième réunion de l'IADC a eu lieu du 9 au 12 décembre 1997 à Houston (Texas, États-Unis d'Amérique). Une délégation allemande était présente aux deux réunions de l'IADC et a collaboré aux travaux des quatre groupes de travail, consacrés aux thèmes suivants : Mesures, Environnement et base de données, Protection et Réduction des débris spatiaux.

Comme indiqué dans les rapports précédents, les activités de recherche sur les débris spatiaux menées par l'Allemagne sont soit des activités nationales, soit des activités financées au titre de contrats passés avec le Centre européen de recherche et de technologie spatiales (ESTEC) et le Centre européen d'opérations spatiales (ESOC) de l'Agence spatiale européenne (ESA). Elles sont conduites essentiellement par a) l'Institut de mécanique de vol et de technologie spatiale de l'Université technique du Braunschweig (IFR/TUBS) et b) l'Établissement de recherche en sciences appliquées de Wachtberg-Werthhoven (FGAN). Les sections A et B du présent rapport font état des principaux résultats des recherches entreprises par ces deux organismes en 1997, tandis que la section C rend compte d'autres activités de recherche menées par des instituts et l'industrie allemands.

#### A. Modélisation et réduction des débris spatiaux

En 1997, comme par le passé, la recherche sur la modélisation des débris spatiaux a été au cœur des travaux de l'IFR.

L'IFR a presque achevé, pour le compte de la DARA/DLR, une étude de l'état des travaux sur les débris spatiaux, qui porte en particulier sur des sources supplémentaires de débris spatiaux (gouttelettes provenant des satellites RORSAT, particules provenant de la désintégration de la surface des objets spatiaux, poussière et scories d' $Al_2O_3$  produites par la mise à feu des moteurs à poudre) ou encore l'espacement minimum à ménager entre l'orbite de dégagement et l'orbite géosynchrone.

L'IFR a par ailleurs mis au point la nouvelle version du modèle MASTER de l'ESA sur les débris spatiaux, qui comprend désormais une fonction d'évaluation du flux météorique naturel. La version de mai 1997 du MASTER est disponible auprès du Centre européen d'opérations spatiales de l'ESA. Par ailleurs, l'IFR a entrepris en août 1997 des travaux de recherche sur plusieurs améliorations qui seront apportées au modèle MASTER d'ici à la diffusion de sa prochaine version, prévue pour 1999.

En outre, l'IFR prépare pour le compte de l'ESA un manuel sur les débris spatiaux, qui traitera des aspects à la fois scientifiques et techniques de l'évaluation et de la réduction des débris orbitaux.

### ***1. Autres sources prises en compte dans la modélisation des débris orbitaux***

Comme tout porte à croire qu'outre les explosions et les collisions, d'autres événements contribuent sensiblement au flux de débris sur un objet en orbite terrestre, on a étudié de multiples phénomènes susceptibles de produire des débris spatiaux. Les sources de débris spatiaux les plus probables à l'heure actuelle sont les suivantes :

- a) Les gouttelettes de liquide caloporteur (NaK) des cœurs de réacteur nucléaire abandonnés sur une orbite de dégagement à 950 km;
- b) Les scories et les microparticules d'oxyde d'aluminium produites par la mise à feu en orbite des moteurs à poudre;
- c) Les particules issues de la désintégration des matériaux de surface résultant des effets de l'oxygène atomique combinés à l'effritement lié aux rayons de l'ultraviolet extrême et au cycle thermique.

Parmi ces sources, seules les gouttelettes de liquides caloporteurs et les objets d'oxyde d'aluminium de grande dimension, ou scories présentent quelque intérêt du point de vue de l'effet de collision en cascade. Les poussières d' $Al_2O_3$ , dont la dimension ne dépasse pas un micron, de même que les particules issues de la désintégration des matériaux de surface ne contribuent qu'au flux de microdébris responsables des effets de cette désintégration.

L'IFR met au point actuellement des plans de modélisation pour les deux premières sources citées, de manière à évaluer leur impact sur l'environnement mondial de débris spatiaux et son évolution.

#### *a) Gouttelettes de sodium et de potassium*

La première (et visiblement la plus importante) de ces deux sources, les gouttelettes provenant des satellites RORSAT, a été découverte lors de mesures effectuées à l'aide du radar Haystack. Une forte colonie d'objets a été détectée sur des orbites quasi circulaires inclinés à 65 degrés à une altitude d'environ 900 km. Un examen plus détaillé de ces objets, auquel il a été procédé à l'aide de radars depuis les sites de Millstone Hill et Goldstone et d'observations optiques, a montré que ces objets pouvaient mesurer jusqu'à 5,6 cm de diamètre, qu'ils étaient de forme sphérique et qu'ils présentaient les caractéristiques de métaux spéculaires. Les mesures de la désintégration qui ont été opérées ont permis de calculer que la densité était d'environ  $900 \text{ kg/m}^3$ . Tout donne ainsi à penser qu'il s'agit de gouttelettes liquides de sodium-potassium (NaK) provenant des réacteurs nucléaires des satellites russes RORSAT, qui utilisaient le NaK en tant que liquide caloporteur.

Ces satellites, qui ne sont plus en service, sont sur une orbite de dégagement à 950 km, où la dernière version des satellites RORSAT libère les barres de combustible des cœurs des réacteurs de manière à assurer une désintégration complète lors du retour ultérieur dans l'atmosphère. C'est probablement au cours de cette procédure qu'une grande partie du liquide caloporteur est éjectée dans l'espace. Des effets comme des cavitations qui s'ensuivent peuvent donner lieu à un nombre appréciable de gouttelettes mêmes petites<sup>2</sup>. Étant donné que les taux d'évaporation sont extrêmement faibles, les gouttelettes ainsi produites et qui forment des sphères métalliques conservent pratiquement leur dimension pendant toute la durée de leur séjour en orbite.

Le problème en l'occurrence est semblable à celui posé par la modélisation des fragmentations en orbite : seuls les diamètres supérieurs de l'objet considéré peuvent faire l'objet d'une vérification par mesure directe. Il se trouve donc que toute distribution en fonction de la masse ou du diamètre calculée à partir d'une modélisation de ces fragmentations est sujette à une large marge d'erreur, en particulier dans le cas où il n'existe absolument aucune donnée concernant les diamètres les plus petits.

En général, les données physiques sur le NaK n'existent que pour des valeurs de paramètre présentant un intérêt en thermodynamique, et les expériences conduites pour étudier l'effet des liquides éjectés dans le vide n'ont

concerné, à ce jour, que l'eau. Il reste que l'existence de quelques analogies entre l'eau et le NaK, notamment s'agissant de la densité, et l'absence générale de données semblent justifier l'adoption, pour le NaK tout au moins, des caractéristiques fondamentales de la distribution des gouttelettes d'eau en fonction du diamètre. Pareille démarche se trouve d'ailleurs étayée par le fait que la pression de vapeur du NaK chaud (753 K) est égale à celle de l'eau à la température ambiante (293 K).

**Figure 1. Distribution des gouttelettes de NaK en fonction du diamètre, telle que modélisée pour le groupe de satellites RORSAT à plus de 800 km d'altitude**

Nombre de fragments

Diamètres de fragments (en mètres)

C'est ainsi qu'a été retenue la distribution par la méthode Weibull, qui a été adaptée d'une part aux points de donnée mesurés par radar et observations optiques et de l'autre à la masse intégrale. Par rapport aux modèles de loi exponentielle, cette méthode a pour avantage d'obtenir une évaluation plus modérée du nombre de microparticules produites. À ce titre, elle semble d'autant plus rationnelle que le phénomène d'évaporation en orbite est plus accentué pour les microgouttelettes que pour les gouttes plus importantes, de sorte que les microgouttelettes finissent par disparaître.

Nonobstant ces hypothèses tout à fait modérées, le nombre de gouttelettes de liquide caloporteur se monte au total à 115 000 pour les 15 satellites RORSAT sur orbite de dégageement à 950 km – à l'exclusion du satellite C1900 qui n'a atteint qu'une orbite de dégageement à 750 km. La masse totale représente 54 kg.

#### *b) Scories d'aluminium provenant des moteurs à poudre*

La deuxième source de formation de débris qui a une grande influence sur l'environnement de débris sont les mises à feu des moteurs à poudre dans le cadre des manœuvres de mise sur orbite de transfert en géostationnaire ou sur orbite géosynchrone.

Alors que l'éjection de particules d' $\text{Al}_2\text{O}_3$  de l'ordre d'un micron lors de la mise à feu des moteurs à poudre est un phénomène bien connu qui peut être aisément calculé à partir de la grande quantité d'aluminium dans la charge, ce n'est que récemment que l'on a découvert le rejet de scories relativement grandes lors de la phase terminale de la combustion. Il se trouve donc que le problème majeur posé par la modélisation du processus de formation de ces scories d'oxyde d'aluminium tient à l'absence de données fiables. Il n'existait à ce jour qu'un petit nombre de mesures dans ce domaine, qui ont été obtenues à l'occasion des essais au sol des moteurs à poudre et par observation radar des panaches laissés par les lanceurs. Qui plus est, elles manquent totalement de concordance et doivent être ajustées en fonction de la dimension effective des moteurs et des conditions en orbite.

Les hypothèses établies à partir des travaux de modélisation ne valent que pour la petite fraction d'objets sur orbite basse dont le diamètre est supérieur à 6 mm (valeur seuil de l'observation radar). C'est ainsi que les modèles actuels ne permettent d'avoir qu'une idée approximative des mécanismes de formation et de rejet de scories d'aluminium, s'agissant en particulier de la distribution de leur masse ou de leur diamètre.

Mais indépendamment de toute modélisation des objets de petit diamètre, les données recueillies prouvent qu'un nombre important de grands objets sont rejetés à l'occasion de chaque mise à feu d'un moteur à poudre. Contrairement aux particules de poussière, ces objets contribuent à la formation du flux de fond de débris spatiaux qui, par leur dimension, risquent de sérieusement endommager une cible et qui peuvent en outre jouer un rôle dans une collision en cascade future. À ce titre, les scories d'aluminium engendrées par la mise à feu des moteurs à poudre en orbite doivent être en tout état de cause considérées comme constituant une source de débris spatiaux avec laquelle il faut compter. Il restera à établir jusqu'à quel niveau la population de scories peut s'accumuler, compte tenu des effets des mécanismes d'élimination comme la traînée atmosphérique ou la pression de radiation solaire.

### ***2. Espacement entre l'orbite géosynchrone et l'orbite de dégageement***

Les engins spatiaux sur orbite géosynchrone, actuellement, ne sont pas désatellisés à la fin de leur vie active, la raison principale étant qu'une telle manœuvre demande une grande quantité de combustible supplémentaire. Ils sont mis sur une orbite de dégageement, qui se situe légèrement au-dessus de l'orbite géosynchrone afin, à tout le moins, de réduire la densité de la population d'objets spatiaux et, partant, le risque de collision dans le domaine orbital commun à tous les satellites géostationnaires lui-même, qui est très fréquenté.

**Figure 2. Variations d'orbite dues aux perturbations (en haut) et orbites suivies par des fragments provenant de collisions à faible intensité sur l'orbite de dégageement (en bas)**

Comparaison des prévisions de dispersion pour l'orbite de dégagement

Alors que cette procédure, appelée aussi remise en orbite, appelle un consensus international qui se fait de plus en plus pressant, la question s'est posée de savoir quel est l'espacement minimum qu'il conviendrait de maintenir entre l'orbite de dégagement et l'orbite géosynchrone afin d'empêcher toute dérive ultérieure de l'engin spatial ainsi abandonné et son retour vers l'orbite des satellites géostationnaires. Il semble que l'on se soit mis d'accord dernièrement sur une distance de 300 km, distance qui a du reste été déjà adoptée par certaines institutions internationales comme l'ESA ou l'Union internationale des télécommunications (UIT) et qui est aussi recommandée dans le manuel de la National Aeronautics and Space Administration (NASA) sur la réduction des débris spatiaux.

Les simulations de l'évolution à long terme sur orbite qui ont eu lieu à l'IFR ont montré que la variation de l'altitude du périhélie due aux influences des perturbations demeure en général faible pour les objets d'une dimension supérieure à 1 cm (figure 2, en haut). Ce n'est que pour les particules submillimétriques que la pression de radiation solaire modifie sensiblement le périhélie, mais ces particules ne peuvent être produites que sous l'effet d'une collision sur l'orbite de dégagement elle-même. Mais dans ce cas, l'énergie cinétique libérée projeterait les fragments sur une variété d'orbites différentes qui, en ce qui concerne en particulier les très petites particules, peuvent être très excentriques (fig. 2, en bas). Puisque rien ne protégerait l'orbite géosynchrone de débris aussi petits, le problème ne saurait être en aucun cas résolu par l'espacement de l'orbite de dégagement.

Bien que l'orbite de dégagement elle-même semble être assez stable, le problème ne tient pas aux seuls phénomènes de perturbation orbitale. Mis à part l'orbite géosynchrone elle-même, il faut réserver au-dessus d'elle un espace à l'abri des débris pour que puissent avoir lieu les manœuvres lors de la mise à pose du satellite. De surcroît, comme dans toutes considérations techniques, il y a lieu de conserver une marge de sécurité raisonnable par rapport à l'espacement minimum, pour les raisons fondamentales exposées ci-dessus.

Dans ce sens, l'espacement de 300 km qui est proposé, du moins pour les satellites intacts, semble assurer un bon équilibre entre les impératifs de sécurité et les impératifs d'économie.

### ***3. Grandes constellations de satellites et risques de collision***

La mise sur orbite basse de grandes constellations de satellites commerciaux a amené à examiner la question de leur impact sur l'espace et l'environnement de débris spatiaux. Cet examen a porté essentiellement sur le risque de collision interne en cas de fragmentation à l'intérieur de la constellation, d'une part, et l'effet de cette fragmentation sur l'évolution d'ensemble des débris, d'autre part.

Il ressort des études effectuées à l'IFR que le premier de ces deux problèmes semble négligeable. Certes, les composantes d'une constellation évoluent dans la même tranche d'altitudes, souvent sur des plans orbitaux multiples quasi polaires en phase en ascension droite et qui se coupent à des angles importants. Il est cependant hautement improbable qu'une collision se produise entre des composantes d'une constellation de satellites, car ceux-ci sont soumis à une surveillance active à partir des stations au sol pendant toute la durée de leur vie active et sont censés être ensuite retirés de leur orbite. Même en cas de fragmentation d'un membre de la constellation à la suite d'une collision avec un objet faisant partie de la population de fond de débris, le flux supplémentaire provoqué par ce nuage de débris vis-à-vis des autres satellites de la constellation est bien en deçà du flux de fond<sup>3</sup>.

Le second problème, à savoir l'impact de constellations sur l'évolution d'ensemble des débris, est bien plus sérieux. Les constellations prévues pour l'avenir se composent jusqu'à plusieurs centaines de satellites, de sorte qu'elles contribueront sensiblement au peuplement de la zone orbitale à leur altitude. De plus, la plupart d'entre elles évolueront à une altitude comprise entre 700 et 1 400 km, ce qui représente déjà la région où la densité d'objets est la plus élevée. Le risque d'une collision, suivie d'une désintégration complète de la cible, s'accroît donc considérablement.

Le moyen de maintenir le nombre de collisions effectives à un niveau faible dans un environnement où ce risque de collision est élevé consiste à agir sur le produit volume occupé-temps d'occupation. Dans le cas des

nouveaux lancements de satellites comme dans celui des constellations prévues sur orbite basse, le volume occupé est plus grand, et le seul paramètre à régler est la durée du séjour sur orbite. La plupart des sociétés qui projettent de lancer des constellations de satellites sont convenues d'inclure dans la conception de leur système une procédure de désatellisation à la fin de la vie active. Mais même dans le cas idéal où chaque satellite lancé peut être retiré de son orbite après sa vie utile, le risque de collision s'accroît sensiblement du fait qu'un grand nombre de satellites en activité viennent grossir régulièrement la population de fond. Les simulations réalisées à l'aide de projections à long terme confirment ces résultats et prévoient même qu'avec les constellations, la densité de la population de petits objets augmentera plus vite.

#### **4. Nouvelles caractéristiques de la version 1997 du modèle de débris spatiaux MASTER**

Par rapport à la version préliminaire, la modification la plus manifeste apportée au modèle concerne l'incorporation dans le logiciel du MASTER, à l'aide de la théorie Divine et Staubach, d'un des modèles de météorites les plus perfectionnés qui soient disponibles actuellement. Les applications que le modèle offre désormais englobent non seulement l'évaluation des flux de débris artificiels de plus de 0,1 mm sur tout satellite cible, comme c'était le cas auparavant, mais aussi la détermination du flux de fond de météorites naturels<sup>4</sup>.

Comme les masses des météorites naturelles sont en général plus faibles, la masse seuil interne pour cette source a été ramenée à  $10^{-13}$ kg ( $d = 4,234 \times 10^6$  m). Seuls le noyau, les astéroïdes et la source A des cinq classes de météorites définies par Staubach ont été pris en compte dans le MASTER, dès lors que les populations B et C sont négligeables dans un régime de masse supérieur à  $10^{-13}$ kg.

D'autre part, la population de débris de référence a été mise à jour au 31 mars 1996.

#### **5. Manuel de l'ESA sur la réduction des débris spatiaux**

Le Manuel vise à fournir des informations techniques sur l'état des débris spatiaux et des directives sur la manière d'éviter les débris spatiaux dans la conception des engins spatiaux et la planification des missions à venir. Il peut être utilisé, à cette fin, et par l'ESA elle-même et l'industrie européenne, ainsi que pour la planification de la recherche spatiale<sup>5</sup>.

**Figure 3. Titres des principaux chapitres du Manuel**

#### **Plan du Manuel sur la réduction des débris spatiaux – version révisée au 18 septembre 1997**

1. Définition des termes, abréviations
2. Définition du champ d'application des directives de l'ESA concernant la réduction des débris spatiaux
3. Environnement actuel de débris spatiaux et de météorites
4. Évaluation des risques d'impact et flux de collision
5. Environnement de débris spatiaux dans l'avenir
6. Mesures de réduction des débris spatiaux
7. Retrait en fin de vie des engins spatiaux et des lanceurs
8. Désatellisation des objets spatiaux et des étages supérieurs et leur retour sur Terre
9. Prévention des collisions sur orbite (pour les orbites basses)
10. Technique de blindage sur orbite
11. Conclusion

Le Manuel ne revêt pas en soi un caractère réglementaire. Il reste que si des règles devaient être introduites en Europe dans le cadre d'autres instruments, il pourrait fort bien servir de source d'inspiration. Par exemple,



l'instrument relatif à la coopération européenne à la normalisation dans le domaine spatial renferme des paragraphes sur les débris spatiaux qui pourront ultérieurement renvoyer au Manuel.

Le Manuel a été imprimé à partir d'un logiciel, pour ce qui est aussi bien des textes que de l'ensemble des diagrammes, croquis, tableaux, etc. En changeant les paramètres du logiciel, il peut être aisément mis à jour, en fonction de l'évolution de la technologie et de l'environnement. Le logiciel fait appel à un ensemble de cadres informatiques tels que MASTER et CHAINEE et reproduit automatiquement les graphiques du Manuel (ou les met à jour). Une édition sur support papier à feuilles volantes est envisagée, de manière à ce que tous les usagers puissent mettre à jour leur exemplaire.

## **B. Observations radar et analyses des débris spatiaux et des météorites**

Le système de radar de poursuite et de radar imageur (TIRA) de l'Institut de recherche sur la physique des hautes fréquences (FHP) du FGAN est principalement utilisé pour étudier des méthodes et des techniques de classification et d'identification des engins spatiaux et des aéronefs. Dans une certaine mesure, il est également utilisé pour obtenir des données radar sur des débris spatiaux et des météorites<sup>6, 7, 8</sup>. À cet effet, trois modes principaux d'exploitation ont été mis au point : un mode de poursuite permettant de mesurer certains objets situés sur orbite terrestre basse, sur orbite géosynchrone et sur orbite géostationnaire de transfert; un mode d'observation permettant d'obtenir des données sur la densité d'objets spatiaux d'origine humaine dans des volumes spatiaux définis; et un mode d'observation avec compensation de la rotation terrestre, qui permet d'obtenir des informations sur le flux météorique lors des périodes d'activité météorique intense.

Le système se compose d'un radar de poursuite à bande étroite et d'un radar imageur à haute définition qui utilisent tous deux une antenne parabolique de 34 m. Des méthodes et algorithmes ont été conçus pour analyser les signatures obtenues par le radar de poursuite, obtenir des images à partir des données à haute définition et estimer les propriétés physiques des débris spatiaux (taille, forme, dimensions, mouvement intrinsèque, masse, orbite et durée de vie en orbite). Ces méthodes et techniques sont améliorées et affinées en permanence, pour pouvoir être appliquées à des débris spatiaux et des météorites de taille moyenne (1 à 50 cm).

En 1997, les activités menées au FGAN-FHP sur les débris spatiaux et les météorites se sont déroulées essentiellement dans le cadre de trois contrats d'étude avec l'ESOC de l'ESA :

- a) Techniques radar de pointe pour l'observation des débris spatiaux (février 1995-septembre 1998);
- b) Programme conjoint de poursuite des débris (avril 1997-juillet 1998);
- c) Mise au point d'algorithmes pour la détection radar des débris de taille moyenne (avril 1997-juillet 1999).

Les principaux objectifs de ces activités sont les suivants :

- a) Étude de techniques améliorées d'observation des débris et de collecte des données;
- b) Mise au point et application de techniques et d'algorithmes efficaces, hautement automatisés pour le traitement des données et la détection et l'analyse des débris et des météorites;
- c) Aide à la création d'une interface unique et clairement définie entre les résultats des mesures et les prévisions obtenues par modélisation.

### ***1. Observations radar et analyse des données***

Il ressort d'une étude de sensibilité poussée que le radar du système TIRA en bande L est capable actuellement de détecter des objets sphériques de 2 cm à une distance de 1 000 km, à l'aide de stratégies de détection optimales et compte tenu de toutes les modifications et améliorations qui ont été proposées et appliquées au matériel et au traitement des signaux dans le cadre de contrats d'étude avec l'ESA. Il a été possible d'améliorer sensiblement en 1996 les résultats des détections, grâce à une expérience conduite à l'aide d'un radar bistatique, au cours de laquelle le plus grand radiotélescope orientable du monde (diamètre d'ouverture : 100 m) à Bad-Münstereifel-Effelsberg, exploité par l'Institut Max-Planck de radioastronomie, a servi de récepteur auxiliaire d'une sensibilité très élevée<sup>9</sup>.

L'expérience COBEAM-1/96 a été réalisée avec succès les 25/26 novembre 1996 et a permis d'obtenir environ 150 gigaoctets de données radar brutes pendant les vingt-quatre heures continues qu'a duré l'observation. Le seuil d'observation était fixé à 9 mm à une distance de 1 000 km. L'analyse des données ainsi recueillies a été achevée en septembre 1997<sup>10</sup>. Les résultats sont, s'agissant de la plupart des aspects, sensiblement conformes à ceux obtenus à l'aide d'autres capteurs (par exemple le radar Haystack) et aux prévisions obtenues à l'aide des modèles. On s'est particulièrement intéressé aux sous-populations de l'environnement de débris qui ne sont pas actuellement bien prises en compte dans les modèles : les gouttelettes de NaK (dont on suppose qu'elles proviennent du liquide caloporteur qui s'est échappé des réacteurs à propulsion nucléaire des satellites RORSAT) et la famille de débris qui s'est formée après la désintégration de PEGASUS/HAPS en juin 1996.

Une intense activité météorique dans les Léonides en novembre 1999, pour laquelle la NASA prévoit une augmentation de 10 000 à 30 000 fois du flux de fond, risque de causer des dommages aux satellites opérationnels. A partir des données d'expérience acquises dans le cadre des observations effectuées dans les Léonides en 1996, une campagne d'observation radar de quatre jours a été programmée et exécutée aux environs du 17 novembre 1997, date à laquelle l'activité prévue est maximale. Les données recueillies serviront à améliorer le montage expérimental et à faciliter l'élaboration d'algorithmes pour l'estimation du flux météorique.

### ***2. Confrontation des mesures obtenues par radar avec les prévisions établies à partir des modèles***

Pour pouvoir utiliser les données concernant les mesures des débris aux fins de la validation du modèle MASTER de l'ESA, on a entrepris de définir et d'appliquer une interface unique entre les modèles et les mesures. Au cours d'une réunion de travail conjointe qui a regroupé l'ESOC de l'ESA, l'Université technique du Braunschweig, eta\_max space GmbH et le FGAN, il a été conclu qu'il convenait d'élargir à cet effet le modèle MASTER, en coopération avec des experts en modélisation et en capteurs.

### ***3. Observation radar des dysfonctionnements des satellites et analyse***

On a notamment recouru au système TIRA pour analyser des événements inattendus, par exemple des collisions entre des débris et un satellite en activité ou d'autres dysfonctionnements. Dans le cadre de contrats d'étude, des observations ont été effectuées par image radar en bande L et Ku, et les résultats ont servi à compléter l'examen des causes et de l'ampleur des dégâts causés. Par exemple, on observé et analysé en 1997 les problèmes que les satellites suivants ont connus : CERISE (dommage dû à une collision avec des débris de l'étage supérieur d'une fusée Ariane); ADEOS (panneau solaire détruit sous l'effet de l'effort mécanique); SPOT-3 (perte d'énergie due à une rotation incontrôlable).

### ***4. Prévisions concernant le retour dans l'atmosphère d'objets spatiaux à haut risque***

Il s'agit de fournir au Ministère fédéral de l'intérieur, lors de la rentrée d'objets spatiaux à haut risque, des prévisions fiables de rentrée (heure et trajectoire), des estimations quant à l'orientation des objets et une évaluation des risques qu'ils présentent. Dans le cadre d'accords de coopération, le FGAN communique à l'ESOC de l'ESA

les informations radar obtenues, qui viennent compléter les prévisions de rentrée dans l'atmosphère établies par l'ESA. Pour expérimenter les procédures existantes et les algorithmes, la rentrée dans l'atmosphère du satellite LEWIS (États-Unis d'Amérique) a été suivie à l'aide du système TIRA, en septembre 1997.

### C. Autres activités de recherche

D'autres travaux ont été entrepris dans le domaine de la protection contre les météorites et les débris. Les recherches engagées les années précédentes à l'Institut Ernst-Mach se poursuivent. Dans le cadre d'un contrat avec l'ESA, l'Institut étudie plus avant les répercussions des impacts à hypervitesse sur les éléments pressurisés, en vue notamment d'appliquer les résultats aux satellites. L'Institut fait aussi d'autres recherches dans le cadre de sous-contrats passés avec l'ESA : dans le cadre de la mission Cassini/Huygens, on a étudié par simulation les effets des impacts des débris sur le système de protection thermique; et pour l'élément orbital Columbus de la Station spatiale internationale, des tests sur les répercussions des impacts à hypervitesse ont été réalisés sur des échantillons en vue de renforcer le blindage des éléments très exposés.

L'Institut Ernst-Mach a entrepris ces derniers mois une étude, financée à l'aide de fonds nationaux, qui concerne la simulation des effets des désintégrations sur les surfaces optiques des terminaux optiques pour satellites de télécommunications.

#### Notes

1. K.-U Schrogl, "Second European Conference on Space Debris", *Space Policy*, n° 3 (1997), p. 265.
2. C. Wiedemann, et P. Wegener, "Internal report on new space debris sources; RORSAT droplet generation" (IFR/TUBS 1997), non publié.
3. S. Theil, "Vergleich der Ausfallwahrscheinlichkeit unterschiedlicher Satellitenkonstellationen zu Navigationszwecken durch deterministische Untersuchung des Kollisionsrisikos", thèse (IFR/TUBS 1996), non publié, allemand seulement.
4. "MASTER Software User Manual", documentation postscript distribuée avec le logiciel MASTER, disponible auprès de l'ESOC, Darmstadt (Allemagne).
5. D. Rex, H. Klinkrad et J. Bendisch, "The ESA Space Debris Mitigation Handbook", *Proceedings of the Second European Conference on Space Debris, Darmstadt (Allemagne), 17-19 mars 1997* (ESA SP-393).
6. K. Magura, et D. Mehrholz, "Measurement and analysis techniques for satellite observations used at FGAN-FHP", *FGAN-FHP Technical Report 8-93* (Wachtberg-Werthhoven, décembre 1993).
7. L. Leushacke et divers collaborateurs, "Radar detection of mid-size space debris", final report n° 6-94, ESA/ESOC contract n° 10182/92/D/IM, (Wachtberg-Werthhoven FGAN-FHP, novembre 1994).
8. L. Leushacke et D. Mehrholz, "Determination of physical characteristics of space debris", final report n° 6-95, DARA contract n° 50 ST 9003 (Wachtberg-Werthhoven FGAN-FHP, juillet 1995).
9. L. Leushacke, "First FGAN/MPIfR Cooperative Debris Observation Campaign: experiment outline and first results", *Proceedings of the Second European Conference on Space Debris, Darmstadt (Allemagne), 17-19 mars 1997* (ESA SP-393).
10. L. Leushacke, "Mid-size space debris measurement with the TIRA system", Actes du quarante-huitième Congrès de la Fédération internationale d'astronautique, Turin (Italie), 1997.

Satellite  
objet de 1 cm  
objet de 1 mm

Altitude du périégée [km]

Durée [années]

Diagramme Gabbard d'une désintégration à faible intensité sur l'orbite de dégagement

Altitude du périégée/de l'apogée [km]

Demi-grand axe [km]