



Assemblée générale

Distr. LIMITÉE

A/AC.105/C.1/L.214*
26 février 1997

FRANÇAIS
Original : ANGLAIS

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

TEXTE RÉVISÉ DU RAPPORT SUR LES DÉBRIS SPATIAUX DU SOUS-COMITÉ SCIENTIFIQUE ET TECHNIQUE**

(Les révisions sont indiquées en CARACTÈRES GRAS)

1. Mesure des débris spatiaux

1.1 A partir du sol

1.1.1 Radar

1. Fonctionnant par n'importe quel temps et jour et nuit, les radars terrestres se prêtent bien à l'observation des objets spatiaux. La détection à grande distance de petits objets est cependant limitée par le bilan de puissance et la longueur d'onde opérationnelle du radar.
2. Deux types de radar sont essentiellement utilisés pour la mesure des objets spatiaux :
 - a) Radars à direction de faisceau mécaniquement commandée utilisant des antennes à réflecteurs paraboliques. Seuls les objets se trouvant dans le champ réellement observé - déterminé par l'orientation mécanique de l'antenne à réflecteurs paraboliques - peuvent être détectés et mesurés;
 - b) Radars à direction de faisceau électroniquement commandée utilisant des antennes réseaux à commande de phase. Des centaines d'objets situés dans différentes directions peuvent être détectés et mesurés simultanément.
3. Le premier type de radar est principalement utilisé pour la poursuite d'objets, le second à la fois pour la poursuite et pour des tâches de recherche.
4. Les modes suivants sont utilisés pour l'observation radar des débris spatiaux : mode poursuite; mode veille; mode mixte; mode bistatique.

* Traduction d'un document non revu par les services d'édition.

**Le rapport technique original sur les débris spatiaux du Sous-Comité scientifique et technique est contenu dans le document A/AC.105/637, par. 94 à 137.

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

6. En mode veille, l'antenne est immobilisée dans une position déterminée et les échos sont reçus d'objets traversant le champ observé. On obtient ainsi des renseignements statistiques sur le nombre et la taille des objets détectés, mais des données moins précises sur leur orbite.

7. En mode mixte, le radar commencerait en mode veille et passerait au mode poursuite dès qu'un objet traverse le faisceau, ce qui permet de recueillir des données plus précises sur son orbite. Une fois ces données recueillies, le radar pourrait retourner au mode veille.

8. En mode bistatique, on utilise une antenne de réception différente de l'antenne d'émission. On accroît ainsi la sensibilité du radar, qui sera capable de détecter des objets plus petits.

9. Principalement à partir des mesures par radar, on peut déterminer les caractéristiques suivantes des objets spatiaux. Tous les paramètres suivants sont entachés d'un certain degré d'incertitude :

- a) Paramètres orbitaux décrivant le mouvement du centre de masse de l'objet autour de la Terre;
- b) Mouvement de l'objet autour de son centre de masse;
- c) Taille et forme de l'objet;
- d) Durée de vie sur orbite;
- e) Coefficient balistique, défini à l'alinéa f) du paragraphe 127 indiquant la vitesse à laquelle le demi-grand axe orbital décroît;
- f) Masse de l'objet;
- g) Propriétés physiques.

10. Les données caractéristiques peuvent être reprises dans un répertoire des objets spatiaux, ainsi que dans les renseignements statistiques sur le nombre d'objets d'une taille donnée détectés dans une région donnée à un moment déterminé.

11. Les radars actuels peuvent détecter des objets d'une dimension supérieure à 1 cm à une distance allant jusqu'à 1 000 km ou des objets de 1 m sur orbite des satellites géostationnaires (OSG). Pour détecter des objets plus petits, on peut recourir au mode bistatique. A l'aide de cette technique, des objets de 2 mm peuvent être détectés à 500 km de distance. Ces détections à distance sont possibles pour des objets très réfléchissants comme les métaux. Pour d'autres matériaux, et notamment des matériaux composites, la réflexion des signaux radar peut être plus faible.

12. Des statistiques sur la population de débris orbitaux d'une dimension inférieure à 30 cm (limite nominale pour les catalogues des États-Unis et de la Fédération de Russie) ont été établies par les États-Unis d'Amérique, avec les radars Haystack et Goldstone, quelques radars russes, et par l'Allemagne, avec le radar du FGAN et le radiotélescope d'Effelsberg. Les radars Haystack et Goldstone ont permis d'obtenir un tableau statistique de la population de débris sur orbite basse d'une taille minimum de 0,5 cm (avec certaines données concernant des débris de 0,2 cm). Le radar du FGAN n'a pas une résolution aussi grande, mais les résultats obtenus concordent en général avec ceux de la NASA. Il apparaît de ces mesures, ainsi que d'autres, que la population de débris dont le diamètre est supérieur à environ 0,01 cm dépasse celle des météorites naturels.

13. Le radar MU de l'Université japonaise de Kyoto peut observer les variations de la section efficace en radar d'un objet inconnu pendant une période de 20 secondes. Un système radar bistatique de l'Institut japonais des sciences spatiales et astronomiques peut détecter des objets de seulement 2 cm à une distance de 500 km.

1.1.2 Systèmes optiques

14. Les débris peuvent être détectés par des systèmes optiques grâce à la réflexion de la lumière du Soleil lorsque l'objet est éclairé par la lumière du Soleil alors que la surface au-dessous se trouve dans l'obscurité. Pour les objets sur orbite basse, la période de détection est limitée à une heure ou deux juste après ou avant le coucher du Soleil. En revanche, pour les objets sur orbite haute, par exemple sur l'orbite géosynchrone, les observations peuvent souvent se poursuivre pendant toute la nuit. Le fait que le ciel doit être clair et sombre constitue une contrainte de plus qui pèse sur les mesures par systèmes optiques. Il reste que ces mesures présentent, par rapport aux mesures radar, un avantage en ce sens que l'intensité du signal en provenance de la réflexion de la lumière du Soleil diminue seulement comme le carré de la distance ou de l'altitude, tandis que le signal radar réfléchi diminue, lui, comme la puissance quatrième de la distance. Il s'ensuit qu'un télescope de taille modeste peut se révéler, pour la détection de débris à des altitudes extrêmes, bien plus performant que la plupart des radars. Des débris de petite dimension sur orbite basse ont été mesurés à l'aide de télescopes optiques, mais, en général, les radars sont dans ce cas plus performants que les télescopes.

15. Le United States Space Command emploie pour détecter les objets sur orbite haute des télescopes d'1 m d'ouverture équipés de détecteurs vidicon à intensité de lumière. Les mesures ainsi obtenues servent à établir la partie du catalogue du Commandement spatial consacrée aux objets sur orbite haute. Ces télescopes ne peuvent détecter d'objets d'une taille inférieure à 1 m à l'altitude des orbites géosynchrones, correspondant à une magnitude stellaire limite de 16. Il est prévu d'équiper ces télescopes de détecteurs dotés d'un dispositif à couplage de charge (CCD), ce qui améliorera leur performance. L'Agence spatiale russe possède des télescopes similaires, grâce auxquels elle consigne dans son catalogue la position des objets situés sur orbite haute.

16. En général, les catalogues OSG du United States Space Command et de la Fédération de Russie concernent les engins spatiaux et les corps de fusées intacts, mais il y a tout lieu de croire qu'il existe aussi dans la région de l'orbite géostationnaire de petits débris orbitaux issus d'explosions. On a observé en 1978 l'explosion d'un satellite russe Ekran sur orbite géostationnaire. De nombreux objets non répertoriés, provenant peut-être de la désintégration de l'étage de transfert jusqu'à l'altitude des satellites géostationnaires d'une fusée Ariane, ont été observés sur orbites elliptiques hautes inclinées de 7 degrés. Le télescope du United States Space Command installé sur l'île de Maui (Hawaii) a observé par hasard, en février 1992, la désintégration de l'interétage d'une fusée Titan 4 (1968-081E). Plus récemment, en février 1994, l'interétage d'une fusée Titan 2 (1967-066G) a manifesté une discontinuité orbitale abrupte, indiquant qu'une explosion s'était produite. Il existe près de l'orbite géostationnaire d'autres étages de fusées Titan qui risquent encore d'exploser. Certains de ces étages semblent être perdus et peuvent avoir explosé.

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

18. On a procédé à des mesures préliminaires pour détecter des débris de dimension inférieure à 1 m dans la région près de l'orbite géostationnaire. La NASA a utilisé un petit télescope capable de détecter des objets d'une magnitude stellaire aussi faible que 17,1 (équivalant à un objet d'environ 0,6 m de diamètre à l'altitude des orbites géosynchrones), avec un champ de vision d'environ 1,5 degré. Il apparaît qu'il existe une population appréciable de débris à ce niveau, et que d'autres recherches de débris se justifient donc. L'IADC est en train d'examiner les plans d'une campagne exploratoire concernant les débris spatiaux sur l'orbite géostationnaire.

19. Les moyens d'observation des débris par systèmes optiques qui existent et sont envisagés sont récapitulés au tableau 1 ci-après :

Tableau 1. Systèmes optiques d'observation des débris

(à compléter)

Pays/ organisation	Organisation	Ouverture du télescope (en mètres)	Champ de vision (en degrés)	Type de détection	Magnitude limitative	État d'avancement
Japon	SUNDAI	0,75	0,04	Dispositif à couplage de charge	17,0	Opérationnel
Japon	CRL	1,5	0,28	Dispositif à couplage de charge	19,0	Opérationnel
ESA	ESA	1,0	1,0	Dispositif à couplage de charge	19,0	En cours de réalisation
États-Unis d'Amérique	NASA	0,3	1,5	Dispositif à couplage de charge	17,1	Opérationnel
États-Unis d'Amérique	NASA	3,0	0,3	Dispositif à couplage de charge	21,5	Opérationnel
Fédération de Russie	RAC	1,0		Dispositif à couplage de charge	20,0	Opérationnel
Fédération de Russie	RSA	0,6	0,2	TV	19,0	Opérationnel
Suisse	Université de Berne	1,0		Dispositif à couplage de charge		En cours de réalisation
Royaume-Uni	Royal Greenwich Observatory	0,2	0,25	Dispositif à couplage de charge		Opérationnel

1.2 Mesures dans l'espace

1.2.1 Surfaces récupérées et détecteurs d'impact

20. On peut recueillir des informations sur les particules d'une dimension inférieure à 1 mm en analysant, après le retour sur Terre, les surfaces ou les engins qui ont été exposés à l'environnement spatial. On peut aussi en obtenir grâce à des détecteurs de débris et de poussières spéciaux, qui possèdent tous, en guise d'élément essentiel, une surface de détection. La plupart d'entre eux sont conçus pour capter les particules qui les ont heurtés aux fins d'analyses complémentaires. Pour des raisons financières, seuls sont récupérés pour analyse complémentaire des surfaces qui ont séjourné sur orbite basse.

On trouvera dans le tableau 2 ci-après des exemples d'engins et de surfaces récupérés.

Tableau 2. Exemples d'engins et de surfaces récupérés

(à compléter)

Nom	Orbite	Temps passé sur orbite	Stabilisation	Superficie exposée
LDEF (NASA)	340 à 470 km 28,5 degrés	4/84-1/90	Gradient de gravité	151 m ²
EURECA (ESA)	520 km 28,5 degrés	7/92-6/93	Pointage sur le Soleil	35 cellules solaires + 96 panneaux solaires
Panneau solaire du télescope spatial Hubble (ESA/NASA)	610 km 28,5 degrés	5/90-12/93	Pointage sur le Soleil	62 m ²
MIR/ EUROMIR 95 (Agence spatiale russe/ESA)	390 km 51,6 degrés	10/95-2/96	Gradient de gravité	Cassette 20 x 30 cm
SFU (Japon)	300 à 500 km 28,5 degrés	3/95-1/96	Pointage sur le Soleil	20 m ²
Etage orbital de navette spatiale (NASA)	300 à 600 km 28,5 à 51,6 degrés	1992 - jusqu'à maintenant	Différents moyens	100 m ²

21. Après exposition à l'environnement spatial, les surfaces des engins spatiaux sont couvertes d'un grand nombre d'impacts de météorites et de débris. La dimension des impacts ou trous va du micron à plusieurs millimètres. Le problème fondamental consiste à distinguer les impacts des météorites des impacts des débris d'origine humaine. L'analyse chimique est un moyen qui a fait ses preuves, mais elle présente certaines difficultés : en raison de la vitesse élevée avec laquelle l'impact se produit, il reste très peu du matériau incident. La particule se vaporise puis se recondense sur les surfaces avoisinantes. Dans de nombreux cas, l'origine d'une particule incidente ne peut être déterminée d'une façon décisive (absence de résidu ou analyse chimique non concluante). Pour établir un rapport entre la taille de l'impact et la dimension de la particule, des essais de calibrage au sol (essais de percussion à hypervitesse) ont été effectués pour différents matériaux.

22. Il ressort des statistiques concernant les impacts et des expériences de calibrage qu'il est possible de déterminer le flux des météorites et des débris à partir de la dimension de la particule. Le problème des impacts secondaires est un problème important, puisque s'ils ne sont pas déterminés avec soin, les chiffres concernant les flux seront surestimés.

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

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

25. La plate-forme libre (SFU) lancée en mars 1995 a été récupérée par la navette spatiale en janvier 1996. Une analyse après vol est en cours.

26. Les cas décrits plus hauts témoignent de l'effet des particules sur les engins spatiaux sur orbite. Aucune dégradation fonctionnelle des engins n'a toutefois été constatée. Les renseignements disponibles sur la population de débris d'une dimension inférieure à 1 mm ne concernent que les altitudes inférieures à 600 km. En particulier, aucun renseignement n'est disponible pour les régions où la population des débris spatiaux sur orbite basse est la

plus dense (à une altitude comprise entre 800 et 1 000 km) ni en ce qui concerne l'orbite géostationnaire. En 1996, un détecteur de débris et de poussières de l'ESA a été mis sur orbite géostationnaire sur l'engin spatial russe Express-2.

1.2.2 Mesures des débris effectuées à partir de l'espace

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

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

29. En 1996, les États-Unis ont mis l'engin spatial MSX sur une orbite située à 900 km. Ses détecteurs dans le visible et l'infrarouge sont utilisés pour observer de petits débris proches.

1.3 Catalogues et bases de données

30. Un catalogue reprend les caractéristiques de la population orbitale, qui ont été dérivées de mesures ou d'observations. Il doit servir à établir des corrélations avec les observations des objets en orbite; à dresser un bilan historique de l'activité orbitale à des fins de surveillance de l'environnement spatial; à aider à simuler le comportement des objets en orbite; et à fournir une base pour les activités futures opérationnelles et de lancement.

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

- a) Masse : masse au moment du lancement, masse en début de vie et masse sèche (fin de vie);
- b) Section efficace en radar : retour du signal radar d'un objet en orbite qui permet de déterminer la forme, l'orientation et la taille de l'objet;
- c) Albedo : mesure de la réflectivité d'un objet qui caractérise sa visibilité optique;
- d) Dimensions;
- e) Orientation;
- f) Coefficient balistique : mesure des caractéristiques aérodynamiques et de géométrie massique qui influenceront la durée de vie orbitale d'un objet jusqu'à son entrée dans la haute atmosphère;
- g) Construction (matériaux utilisés) : bien que cela ne soit pas important actuellement, il faudrait définir les caractéristiques de surface afin de représenter effectivement le délabrement de microdébris;
- h) Vecteurs d'état : caractéristiques de l'orbite d'un objet à un moment donné;
- i) Caractéristiques de lancement : lanceur, moment et lieu de lancement.

32. Il existe actuellement deux catalogues d'objets spatiaux qui sont fréquemment mis à jour grâce aux observations effectuées : le catalogue du United States Space Command et le catalogue des objets spatiaux de la Fédération de Russie. Des données sont également archivées dans la base de données DISCOS de l'ESA .

33. La NASDA étudie une base de données pouvant fournir des données sur les débris à la base de données internationale sur les débris actuellement envisagée par l'IADC. Elle s'intéresse aussi à une analyse de prévision de la trajectoire de rentrée des débris et à une analyse visant à éviter les collisions lors de nouveaux lancements.

34. La NASDA est actuellement tributaire des données de l'élément orbital du catalogue du United States Space Command qui est la source de sa base de données sur les débris. Elle y ajoutera les paramètres orbitaux de son propre engin spatial réunis par des observations effectuées par l'Observatoire national d'astronomie.

35. Les données d'un catalogue peuvent être stockées sous diverses formes. L'impression sur papier n'est pas très appropriée compte tenu de l'évolution rapide de la population orbitale. La présentation électronique convient bien à l'enregistrement de ces informations; à la modification et à la mise à jour des caractéristiques; à la manipulation des données à des fins de comparaison et de modélisation; et à l'accès général via des réseaux par des utilisateurs de tous les pays qui peuvent interroger la base de données et y contribuer.

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

36. Quatre facteurs déterminent la manière dont les débris spatiaux influent sur le fonctionnement des systèmes spatiaux : durée en orbite, zone projetée, altitude orbitale et inclinaison orbitale, les trois premiers d'entre eux étant déterminants.

1.4.1 Effets des gros débris spatiaux sur le fonctionnement des systèmes spatiaux

37. L'expression grand débris s'entend généralement d'un objet de plus de 10 cm. Ces objets peuvent être localisés et les paramètres orbitaux déterminés. Au cours des missions de navettes spatiales, les étages orbitaux ont dû exécuter des manoeuvres afin d'éviter des collisions catastrophiques avec ces gros débris. En 1996 s'est produite la première collision naturelle enregistrée entre deux objets catalogués, le satellite opérationnel Cerise et un fragment de l'étage supérieur d'une fusée Ariane qui avait explosé.

1.4.2 Effets des petits débris sur le fonctionnement des systèmes spatiaux

38. Jusqu'ici, des petits débris (généralement moins de quelques millimètres de diamètre) ont causé des dommages aux systèmes spatiaux opérationnels. Ces impacts n'ont pas eu d'effet connu sur le succès des missions. Ces dommages peuvent être répartis en deux catégories : dommages aux surfaces ou sous-systèmes et effets sur le fonctionnement des systèmes.

1.4.2.1 Dommages causés aux surfaces ou sous-systèmes

39. Exemples de dégâts causés aux surfaces de systèmes opérationnels :

- a) Dommages aux hublots des navettes;
- b) Dommages à l'antenne à gain élevé du télescope spatial Hubble;
- c) Rupture de la laisse du petit système déployeur non récupérable - 2 (SEDS-2);
- d) Dommages à d'autres surfaces exposées des navettes.

Pour a), b) et d), il est tout à fait manifeste que les dégâts sont dus à des débris spatiaux. Pour c), on ne sait pas si les dégâts ont été causés par des débris artificiels ou par un micrométéoride.

1.4.2.2 Effets des débris spatiaux sur les vols spatiaux avec équipage

40. Des procédures d'exploitation ont été adoptées pour protéger les équipages contre les débris pendant le vol. Dans le cas de la navette spatiale, la queue de l'étage orbital est souvent orientée pendant le vol dans la direction du vecteur vitesse de façon à protéger l'équipage et les systèmes sensibles de l'étage contre les dégâts pouvant être causés par la collision avec de petits débris.

41. Des restrictions opérationnelles ont aussi été adoptées pour les activités extravéhiculaires. Toutes les fois que cela est possible, celles-ci sont menées de façon que l'équipage soit protégé contre les débris par l'étage orbital.

1.5 Autres effets des débris spatiaux

42. Les astronomes observent pendant la prise d'images grand champ un nombre croissant de traces par plaque, causées par des débris orbitaux. Ces traces dégradent la qualité de l'observation. Les traces laissées par les débris orbitaux invalident totalement une observation photométrique si ces débris traversent un champ étroit.