



Assemblée générale

Distr.
GÉNÉRALE

A/AC.105/681
17 décembre 1997

ORIGINAL: ANGLAIS

COMITÉ DES UTILISATIONS PACIFIQUES
DE L'ESPACE EXTRA-ATMOSPHÉRIQUE

MESURES PRISES PAR LES AGENCES SPATIALES AFIN DE RÉDUIRE LA MULTIPLICATION OU LE POTENTIEL D'EFFETS DOMMAGEABLES DES DÉBRIS SPATIAUX

Rapport du Secrétariat

TABLE DES MATIÈRES

	<i>Paragraphes</i>	<i>Page</i>
INTRODUCTION	1-3	2
I. ÉVITEMENT DES OBJETS ASSOCIÉS AUX MISSIONS	4-11	2
II. RENFORCEMENT DE L'INTÉGRITÉ STRUCTURELLE DES OBJETS SPATIAUX	12-21	4
III. ÉJECTION ET TRANSFERT SUR UNE AUTRE ORBITE DES OBJETS SPATIAUX	22-39	6
A. Orbites terrestres basses et orbites à forte excentricité	22-31	6
B. Orbite des satellites géostationnaires	32-39	8
IV. PROTECTION PAR BLINDAGE	40-46	10
V. ÉVITEMENT DES COLLISIONS	47-49	11

INTRODUCTION

1. A sa trente-quatrième session, le Sous-Comité scientifique et technique du Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique a pris note avec satisfaction du rapport établi par le Secrétariat des diverses mesures prises par les agences spatiales afin de réduire la multiplication ou le potentiel d'effets dommageables des débris spatiaux (A/AC.105/663) et recommandé qu'il soit mis à jour tous les ans (A/AC.105/672, par. 90).
2. Le Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique a fait sienne cette recommandation à sa quarantième session.¹
3. Le présent rapport, établi par le Secrétariat suite à la demande susmentionnée, récapitule les informations fournies par les Etats Membres, comme par les organisations spatiales nationales et internationales; sa structure correspond à celle des parties correspondantes du rapport technique sur les débris spatiaux actuellement en cours d'élaboration par le Sous-Comité Scientifique et Technique.

I. ÉVITEMENT DES OBJETS ASSOCIÉS AUX MISSIONS

4. Les lanceurs et les engins spatiaux peuvent être conçus de façon à ne pas laisser de débris autrement dit, ils se débarrassent des dispositifs de séparation, des enveloppes de protection des charges utiles et d'autres matériels non réutilisables (autres que les corps principaux des fusées des étages supérieurs) à une altitude et à une vitesse suffisamment faibles pour qu'ils ne soient pas mis en orbite. Cela est plus difficile à réaliser lorsque deux engins spatiaux ont un lanceur commun. En outre, les dispositifs de séparation étage par étage et les dispositifs de protection des engins spatiaux, tels que les cache-objectifs et autres débris potentiels peuvent être assujettis à l'étage d'un engin spatial par des cordes d'amarrage ou par d'autres moyens visant à limiter les débris. Il en est ainsi quand la conception existante ou nouvelle le permet. Ces pratiques devraient être poursuivies et développées lorsque cela est possible.
5. Lorsque la mission exige la mise sur orbite d'un engin spatial qui lui-même possède une capacité de manoeuvre, il y a deux possibilités. La première est de laisser l'étage supérieur attaché pour la mise sur orbite de l'engin spatial, afin d'optimiser sa capacité de manoeuvre. La deuxième est de séparer l'engin spatial à vitesse sous-orbitale de façon à ce que l'étage retombe naturellement et que l'engin spatial utilise ses propres moyens de propulsion pour atteindre son orbite. Du point de vue de la pénalité correspondante en termes de coût, la première solution aboutit à une plus grande masse en orbite -- d'où un risque potentiel de formation de débris -- tandis que la seconde accroît la complexité de l'engin spatial. Des études complémentaires sont nécessaires pour déterminer la plus appropriée de ces deux solutions.
6. L'Agence nationale des réalisations spatiales (NASDA) du Japon exige que le délestage et des dispositifs mécaniques au moment de la séparation des satellites et du déploiement des panneaux solaires soit évité, sauf pour certaines missions particulières, par exemple, la séparation des moteurs d'apogée après usage pour le satellite météorologique géostationnaire.
7. La principale règle établie par l'agence spatiale française, le Centre national d'études spatiales (CNES), pour remédier à la prolifération des débris spatiaux est la suivante: à la fin de la mission et

lancement, quelle que soit l'orbite visée, il ne doit pas y avoir plus d'un débris passif libéré par le satellite mis sur orbite. Pour pouvoir se conformer à cette règle, le CNES a intégré les techniques suivantes de réduction des débris aux spécifications techniques des lanceurs Ariane:

- (a) Dans le cas d'un lancement unique le véhicule orbital doit être rendu passif, autrement dit les ergols, notamment la réserve de fonctionnement et les ergols utilisés dans le système de commande d'attitude, doivent avoir été vidés et les réservoirs dépressurisés;
- (b) Dans le cas d'un lancement multiple, la structure de l'adaptateur doit également être inerte:
 - (i) L'usage de propergols solides en orbite est interdit (ils créent des nuages de particules d'aluminium);
 - (ii) La période de fin de vie des batteries et des cellules électriques ne doit pas être accompagnée d'une hausse de pression critique;
 - (iii) Les systèmes de séparation de la charge utile et les structures de lancement multiple ne doivent produire aucun débris (séparation pyrotechnique étanche et piégeage des boulons destructibles et des sangles).
 - (iv) L'analyse de la mission avant le vol doit permettre de garantir que la probabilité maximale de collision entre des objets placés sur orbite sera inférieure à 1×10^{-4} .

8. En ce qui concerne la réduction au minimum des nouveaux débris spatiaux, la société Surrey Satellite Technology Limited (Royaume-Uni, Pays-Bas) applique les pratiques suivantes à la conception de tous les mini et micro-satellites:

- (a) Fixation à la structure, qu'il s'agisse du lanceur ou du satellite proprement dit, de tous les composants ou pièces susceptibles de perdre leurs attaches d'origine au cours du lancement, notamment les morceaux des composants susceptibles de se briser;
- (b) Utilisation de matériaux adaptés à l'espace dans la mesure où ils ne sont pas endommagés à la suite d'une perte de pression ou d'autres modifications du milieu ambiant susceptibles de provoquer la création de débris, notamment provenant du traitement de surface des matériaux concernés.
- (c) Veiller à ce que toutes les attaches structurales et toutes les pièces du satellite soient capables de résister aux conditions mécaniques du lancement, de la mise sur orbite, et du fonctionnement ultérieur, comme de maintenir l'intégrité de la structure.

9. Pour réduire la formation de débris spatiaux, il est systématiquement exigé, dans le cadre du programme canadien Radarsat, que tout débris solide résultant du fonctionnement d'un mécanisme de retenue ou de libération soit confiné; tous les constructeurs doivent concevoir des systèmes dans lesquels aucun débris n'est libéré par l'engin spatial pendant son déploiement en orbite.

10. Récemment, la modernisation des technologies spatiales et des technologies de lancement opérationnelles ainsi que la mise au point de nouvelles technologies dans ce domaine a conduit les

entreprises de la Fédération de Russie ayant des activités spatiales, à prendre un certain nombre de mesures préventives pour réduire le niveau de pollution par les débris spatiaux. Par exemple, un nouvel étage supérieur DM du lanceur Proton, actuellement en cours de mise au point, comprend des dispositifs pour empêcher la séparation du système de démarrage du moteur (moteur SOZ) de l'étage pendant la phase propulsée vers l'orbite, de façon à ne pas créer de débris supplémentaires.

11. La tâche consistant à réaliser des opérations ne produisant pas de débris pourrait combiner pratiques de conception et pratiques opérationnelles, pour réussir à limiter davantage les débris orbitaux créés par toute opération spatiale. Ces efforts devraient entraîner une diminution du taux de croissance des débris spatiaux, même si la population globale de débris continue de croître.

II. RENFORCEMENT DE L'INTÉGRITÉ STRUCTURELLE DES OBJETS SPATIAUX

12. Les débris provenant des fragments des étages supérieurs représentent actuellement plus de 30% de la population d'objets spatiaux terrestres répertoriés. Près de 82% de toutes les désintégrations de l'étage supérieur pourrait avoir été empêchées par la mise en oeuvre de techniques appropriées de passivation. Pendant la période 1990-96, un nombre total de 28 étages supérieurs -- soit 4 par an en moyenne -- provenant de 10 types différents de véhicules spatiaux, se sont désintégrés sur une orbite terrestre. Bien que certains de ces événements aient résulté de la rupture d'anciens étages supérieurs déjà en orbite depuis longtemps, la grande majorité des véhicules spatiaux concernés ont été lancés en 1988 ou après, c'est-à-dire après que la question de la passivation de l'étage supérieur ait suscité un intérêt largement répandu.

13. Sans doute la première mesure importante de réduction des débris est celle qu'a instituée la NASA en imposant de vidanger les propergols et les gaz résiduels des étages supérieurs des lanceurs Delta afin de prévenir les explosions causées par le mélange des combustibles restants. En août 1981, l'entreprise fournissant le deuxième étage de la fusée du lanceur Delta a institué une nouvelle procédure comportant un redémarrage du moteur de l'étage afin de brûler le propergol restant jusqu'à épuisement. Ainsi, aucun deuxième étage de lanceur Delta ayant effectué cette combustion complète n'a subi par la suite une désintégration. En 1985, la NASA a signalé à la NASDA le problème posé par le deuxième étage du lanceur Delta, parce que le véhicule de lancement japonais N-II utilisait un deuxième étage conçu à partir de cet étage de lanceur Delta. Par conséquent, la NASDA a adopté également un système de passivation et depuis aucun deuxième étage de lanceur N-II n'a éclaté en orbite.

14. En août 1995, le Bureau de la NASA pour la sécurité et l'assurance des missions (*Office of Safety and Mission Assurance*) a publié la norme de sécurité NASA 170.14 "Guidelines and assessment procedures for limiting orbital debris" (Directives et procédures d'évaluation en vue de limiter les débris orbitaux. La directive 4-2 contenue dans ce document traite de la question de la passivation de l'engin spatial et de l'étage supérieur: elle spécifie expressément que "toutes les sources embarquées d'énergie stockée doivent être complètement utilisées dès lors qu'elles ne sont plus nécessaires aux opérations de la mission ou à des opérations de dégagement postérieures à la mission. L'épuisement du combustible devra intervenir dès que cette opération n'exposera pas la charge utile à un risque inacceptable."

15. Parmi les sources d'énergie embarquées mentionnées dans la norme figure l'énergie chimique stockée sous forme de combustibles et d'explosifs associés aux systèmes de sécurité du champ de tir,

l'énergie sous forme de volumes sous pression (batteries étanches, systèmes de contrôle thermique, de commande d'attitude et de propulsion) et l'énergie cinétique (gyroscopes à stockage de moment d'inertie). Il est fortement recommandé à titre de mesure de passivation de l'étage supérieur, d'appliquer la norme de réduction des débris définie par la NASDA et le projet de manuel de réduction des débris spatiaux de l'Agence spatiale européenne.

16. Les mesures d'élimination du propergol doivent également viser à réduire les pressions gazeuses utilisées dans les systèmes de propulsion à alimentation sous pression. Ce résultat est obtenu habituellement en laissant les canalisations et les événements de propergol ouverts pendant des périodes prolongées. Une autre solution peut consister à évacuer les gaz de pressurisation au moyen de canalisations spéciales d'évacuation des gaz et de valves pyrotechniques. Dans le cas de véhicules spatiaux où le comburant et de combustible doivent se trouver dans une même cuve à propergol, séparés uniquement par une membrane ou une paroi, les méthodes d'évacuation des gaz doivent être conçues pour empêcher l'établissement d'une différence de pression excessive. Enfin, les mesures de passivation de l'étage supérieur doivent comporter le désarmement du système de sécurité du polygone (c'est-à-dire les charges détonantes) ainsi que l'isolement et la décharge du système d'alimentation électrique.

17. La principale source d'énergie à l'origine des désintégrations de l'étage supérieur semble clairement être les résidus de propergol, qu'ils soient sous forme d'hypergols, d'ergols cryotechniques, de monergols ou de simples oxydants. Plus particulièrement, le retrait des sources d'énergie s'est avéré à cent pour cent efficace pour empêcher les désintégrations futures. L'élimination du propergol résiduel se fait normalement en déclenchant des mises à feu d'épuisement des ergols ou simplement en évacuant les gaz des cuves. La première solution exige parfois un redémarrage complet de l'étage de propulsion comme dans les programmes Delta, Delta 2 ou le programme japonais N-II ou des combustions au repos, comme dans le cas des étages supérieurs H-I et H-II. Le système à hydrazine d'asservissement en altitude Centaure des Etats-Unis brûle également le propergol résiduel jusqu'à épuisement, après séparation de la charge utile. Pour recueillir le plus possible d'avantages du point de vue de l'environnement, ces combustions doivent être réalisées de façon à réduire la durée de vie sur orbite du véhicule spatial. Grâce à cette technique, le deuxième étage du lanceur Delta (1996-024B) a ramené une durée de vie prévue de plusieurs centaines d'années à neuf mois seulement.

18. Le troisième étage du lanceur Ariane 4 a été modifié suite à l'explosion en orbite de cet étage survenu 9 mois après l'utilisation d'Ariane pour lancer Spot 1 en 1986 (V16). Deux valves pyrotechniques ont été conçues et ajoutées au circuit de pressurisation des cuves, obligeant celles-ci à s'ouvrir dans le vide à la fin de la mission. Adoptée en octobre 1993, cette modification de conception a autorisé jusqu'à présent la tenue de 30 vols sans aucune anomalie, démontrant ainsi la parfaite efficacité des mesures adoptées.

19. L'étage orbital d'Ariane 5 sera également rendu passif à la fin de sa mission par l'ouverture de deux valves pyrotechniques montées sur le circuit de pressurisation et reliées à des tuyères à vide. Les cuves principales doivent être neutralisées en 10 minutes.

20. Les cuves d'hélium sous pression de la fusée Ariane sont conçues pour être vidées au bout de quelques heures par un orifice étalomé. Le système de commande d'attitude fonctionnant à l'hydrazine doit être vidé jusqu'à ce qu'une pression résiduelle soit atteinte, ce qui protège le système contre les risques d'explosion sous l'impact d'un micromééroïde ou de débris orbitaux. La propriété des systèmes

de séparation est contrôlée pendant la phase de mise au point, de façon à respecter les spécifications définies par les concepteurs de satellites.

21. La NASDA a mis en oeuvre les mesures de vidange des propergols résiduels (oxygène liquide LOX, hydrogène liquide LH₂, N₂H₄) et de l'hélium résiduel du deuxième étage de H-I et de H-II. Pour éviter une destruction imprévue de l'étage supérieur de HII dans l'espace, le système de destruction télécommandé est neutralisé immédiatement après l'injection en orbite et ses dispositifs pyrotechniques sont isolés thermiquement pour empêcher un amorçage spontané. De plus, d'autres lanceurs, tels que Proton, Zenit et Long March 4 ont été munis de dispositifs de passivation par évacuation des gaz.

III. EJECTION ET REMISE SUR ORBITE DES ENGINES SPATIAUX

A. Orbites terrestres basses et orbites à forte excentricité

22. L'évacuation planifiée des engins spatiaux et des étages supérieurs au terme de leur vie utile constitue l'une des principales directives de la NASA. L'observation de cette directive a pour effet de réduire le développement de la masse des débris dans les régions de l'espace les plus fréquentées et de limiter les risques de voir les collisions sur orbite devenir une source importante de débris spatiaux. Toutefois, puisqu'il s'agit, dans la plupart des cas, d'un concept nouveau, l'évacuation planifiée est nouvelle perçue comme un fardeau decoût supplémentaire notable pour les nouveaux programmes. En règle générale, les options d'évacuation post-missions sont les suivantes:

- (a) Récupération directe et éjection de l'orbite;
- (b) Manoeuvre vers une orbite sur laquelle la traînée atmosphérique ou les perturbations gravitationnelles auront pour effet d'éjecter l'objet de l'orbite avant 25 ans;
- (c) Manoeuvre vers l'une des régions de dégagement dans lesquelles les objets spatiaux ne génèrent pas les opérations spatiales futures.

23. La *récupération* signifie le retour sur terre sans détérioration de l'engin spatial ou d'un autre matériel spatial au moyen d'un véhicule capable d'effectuer une rentrée dans l'atmosphère, tel que la navette spatiale USS (*United Space Shuttle*) ou les modules de retour sur Terre Soyuz de la Fédération de Russie. Parmi les exemples d'équipements spatiaux de ce type ainsi récupérés figurent le satellite européen Euréka, la plate-forme spatiale japonaise SFU, le laboratoire d'exposition de longue durée des Etats-Unis, Palapa-A, Westar-B ainsi qu'un panneau solaire du télescope spatial Hubble. En raison de la capacité limitée de la navette et des coûts correspondants relativement élevés, cette méthode de réduction des débris n'est utilisée que rarement.

24. Le *décrochage de l'orbite* est une méthode efficace de dégagement des objets spatiaux. Les mesures de ce type comprennent les manoeuvres de propulsion ayant pour effet de provoquer une entrée destructive immédiate dans l'atmosphère, ainsi que la réduction de la durée de service en orbite au dessous d'une certaine limite (par exemple, 25 ans) grâce à un abaissement de l'orbite par des manoeuvres propulsives ou par d'autres procédés, tels que l'augmentation de la superficie exposée à la traînée atmosphérique. Pour certaines missions, le fonctionnement du lanceur offre une marge suffisante

de telle sorte que l'étage dispose de la quantité d'ergol nécessaire pour effectuer une mise à feu et décrochage. L'étage en question doit généralement faire l'objet d'une modification pour être doté des capacités de guidage et de commande requises pour effectuer une manoeuvre contrôlée de décrochage d'orbite une fois la mission principale accomplie (c'est-à-dire la mise sur orbite de la charge utile). Toutefois, cette solution risque d'avoir un effet préjudiciable sur le coût de la mission.

25. L'Agence spatiale russe réalise régulièrement une manoeuvre de décrochage contrôlé au-dessus des régions désertiques de l'océan Pacifique, après que leur engin de fret du type Progress ait accompli une mission à destination de la station orbitale Mir. Cette méthode a été utilisée même pour la descente des précédentes stations orbitales de l'ex-Union Soviétique, initialement avec Salyut 6 en 1978. Toutes les stations orbitales Salyut ont été éjectées de leur orbite au-dessus de l'océan Pacifique, à l'exception de Salyut 2 et de Salyut 7, qui n'ont pas bien fonctionné. Une manoeuvre de retour contrôlé dans l'atmosphère est également prévue pour la station Mir en 1999. L'Agence NASDA n'a aucune expérience de retour contrôlé d'un engin spatial dans l'atmosphère à partir d'une orbite à haute altitude, mais la mission de mesure des précipitations tropicales doit opérer une rentrée dans l'atmosphère terrestre au-dessus de l'océan à partir d'une orbite située à 380 km d'altitude afin de fournir ce type de données.

26. D'après la norme de la NASA, une alternative à une manoeuvre contrôlée de retour direct sur terre consiste à abaisser le périhélie de façon à ce que la durée de vie sur orbite par inertie soit limitée à 25 ans. Une telle manoeuvre éloigne l'objet de la région à haut risque et dégage la masse et la section efficace de l'orbite dans un temps beaucoup plus court par rapport à la durée de vie escomptée faute de procéder ainsi; nettement moins onéreuse qu'une rentrée ciblée, elle anticipe la rentrée finale, mais soulève des questions de responsabilité, en raison de l'impossibilité de prévoir précisément la région géographique du retour dans l'atmosphère.

27. Pour se conformer à la norme de la NASA des Etats-Unis, l'Agence spatiale japonaise NASDA a également adopté une durée de 25 ans comme durée de vie admissible jusqu'à ce que les systèmes spatiaux ayant accompli leur mission rentrent dans l'atmosphère sous l'effet des forces naturelles. Pour la plupart des systèmes, cela se produit si l'altitude de l'orbite est inférieure à 750 km. Dans le cas d'orbites plus hautes et si le risque de rentrée est admissible, la mesure la plus pratique, pour éviter le risque de collision avec des systèmes spatiaux en service, est de réduire la durée de vie sur orbite en abaissant le périhélie. Cette manoeuvre peut toutefois exiger un système de propulsion susceptible de compliquer la conception du système.

28. Au lieu de la rentrée naturelle dans l'atmosphère et de l'évacuation contrôlée dans l'océan et retombée contrôlée dans l'océan, on peut envisager un *repositionnement sur une orbite de dégage*. En orbite basse, ce n'est pas une stratégie avantageuse, car elle exige généralement une manoeuvre comportant deux mises à feu, qui demandent plus en combustible que la mise à feu unique nécessaire pour la rentrée. Dans les années 80 et au début des années 90, l'ex-Union des Républiques socialistes soviétiques a utilisé des orbites quasi-circulaires, à une altitude de 900 à 1000 km, pour le dégage de 31 de ses sources d'énergie nucléaire. Les directives de la NASA recommandent de manoeuvrer en direction de l'orbite de stockage dont le périhélie se situe à plus de 2500 km et l'apogée au-dessous de 35 288 km (500 km au-dessous de l'orbite des satellites géostationnaires).

29. Pour les missions vers l'orbite de transfert géostationnaire elliptique (GTO), les considérations pertinentes pour le déchargement de l'étage supérieur des fusées sont la date de lancement, l'azimut au lancement et le périhélie de l'étage de transfert. Pour les systèmes à mises à feu multiples, on peut réaliser une retombée dans l'océan sans incidence préjudiciable avec une impulsion de quelques mètres par seconde donnée par le moteur d'apogée, si l'étage a des batteries dont la durée de vie est suffisante et contient une centrale de référence d'attitude et un système de commande.

30. En outre, il y a des séries de dates de lancement vers l'orbite géostationnaire de transfert, alignant l'orbite de l'étage de transfert, de façon à ce que les forces naturelles (propriétés du Soleil, de la Lune, de la terre, etc.) agissent pour abaisser ou relever le périhélie de cet étage. La prise en considération de l'effet de ces forces peut réduire le coût du contrôle actif des étages à propergol liquide et fournir une technique peu coûteuse pour le déchargement des étages dotés de moteurs d'appoint à combustible solide. La seule autre stratégie possible consiste à orienter le vecteur de poussée de la fusée dans une direction telle que le périhélie de l'orbite de transfert suite à l'impulsion soit suffisamment bas pour que l'étage puisse rentrer ultérieurement dans l'atmosphère (opération qualifiée parfois de mise à feu hors-axe). Cette stratégie se traduit pour l'étage par une perte de performance d'environ 15%.

31. Les mesures adoptées pour le programme de la NASDA semblent relativement peu coûteuses et se sont révélées très efficaces. Par exemple, la durée de vie orbitale du deuxième étage d'ETS-VI H-II (1994-056B) a été ramenée à environ 7 mois, par suite du décrochage de l'orbite.

B. Orbite géostationnaire

32. Les satellites placés sur l'orbite géostationnaire (OSG) sont de plus en plus nombreux. Puisque le frottement atmosphérique ne rentre plus en ligne de compte à cette altitude, les objets spatiaux abandonnés sur cette orbite ne sont pas éjectés de cette région et constituent donc un danger pour les autres satellites, aussi bien de collision avec les satellites en service que d'explosion accidentelle qui créerait un nombre considérable de fragments de débris. L'utilisation d'orbites de déchargement est actuellement la seule solution techniquement réalisable pour désencombrer la région de l'orbite géostationnaire. Toutefois, il faut prévoir et réserver les ressources en propergol requises à cet effet. D'après des études préliminaires, l'orbite doit être relevée de 300 km environ et non de 40-70 km comme l'ont fait certains opérateurs. Le coût en matière de performance du transfert sur une autre orbite est de 3,64 m/seconde pour 100 km, soit 1,69 kg de propergol pour 1000 kg de masse de l'engin spatial. Une repropulsion pour 300 km équivaut à 3 mois de maintien en position.

33. La Commission d'études 4 du Bureau des radiocommunications de l'Union internationale de télécommunications (UIT) à laquelle participent les Etats-Unis a approuvé la recommandation selon laquelle il faudrait propulser tous les satellites en orbite géosynchrone à 300 km au moins au-dessus de cette orbite, à la fin de leur vie utile et les rendre ensuite inertes en évacuant tout propergol ou gaz résiduel et en "sécurisant" les batteries.

34. L'Organisation internationale de télécommunications par satellites (INTELSAT) définit des mesures et des procédures volontaires permettant de mettre correctement hors service des satellites usagés et pour empêcher la formation de débris spatiaux. Les mesures et les procédures existantes en matière de déclassement des satellites sont les suivantes:

- (a) Au moment du déclassement, tous les satellites sont placés en un mode sûr et passif. Cela implique la dépressurisation et la vidange des systèmes d'alimentation en propergol dans le cadre de mesures d'augmentation d'altitude de l'orbite, de décharge des batteries et de mise hors service de tous les équipements radio-électriques, pour éviter toute interférence avec d'autres propriétaires/opérateurs de satellites.
- (b) Dans le cas des satellites plus anciens, une quantité suffisante de propergol est conservée en vue d'un relèvement de l'orbite au moment du déclassement à 150 km au moins au-dessus de l'OSG. Cette manoeuvre se déroule normalement en plusieurs étapes et sur plusieurs jours, pour assurer l'installation sur une orbite d'attente satisfaisante. Dans le cas des satellites plus récents, à commencer par INTELSAT VI, une altitude minimum de déclassement de 300 km a été adoptée. Grâce à l'adoption d'une gestion prudente des ressources en propergol, INTELSAT dépasse habituellement l'altitude de déclassement visée.

35. La France a décidé d'adopter une politique concertée de transfert sur une autre orbite des satellites géostationnaires à la fin de leur durée de vie, pour libérer l'orbite utile. La solution adoptée consiste à placer les satellites qui ont terminé leur mission sur une orbite située à 300 km au-dessus de l'orbite géostationnaire. Cette politique a déjà été appliquée un certain nombre de fois par le CNES qui est chargé de surveiller plusieurs satellites nationaux mis sur orbite. Le satellite de télécommunication Telecom 1A a été déplacé sur cette orbite en septembre 1992, précédant ainsi le satellite Telecom 1C au début de l'année 1996 et par la suite le satellite de télédiffusion directe TDF 1.

36. L'Agence nationale d'étude de l'atmosphère et des océans (NOAA), la NASA et plusieurs programmes du Département de la Défense des États-Unis propulsent régulièrement les satellites qui ne sont plus fonctionnels sur des orbites au-dessus de l'OSG pour empêcher la création de débris supplémentaires suite à des collisions accidentelles avec d'autres satellites qui dérivent et pour libérer de précieux créneaux orbitaux.

37. La technique de dégagement des engins spatiaux de la Fédération de Russie hors de l'orbite géostationnaire à la fin de la durée de vie active, repose sur l'utilisation du combustible restant (pour les satellites des séries Stationar-D, Ekran-M et Gorizont) et sur la prévision de la quantité nécessaire de combustible supplémentaire pour assurer l'augmentation de l'altitude moyenne de l'orbite de 200 km (pour les nouveaux types d'engins spatiaux).

38. Jusqu'à présent les satellites géostationnaires suivants de l'Agence spatiale européenne ont été transférés sur une autre orbite: OTS 2 (en orbite à 318 km au-dessus de l'OSG), GEOS 2 (260 km), Meteosat 2 (334 km), ECS 2 (335 km) et Olympus1 (suite à une défaillance, ce satellite a été laissé sur une orbite située à 213 km au-dessous de l'OSG).

39. Pour évaluer la distance adéquate pour le dégagement des engins en orbite géostationnaire, on a étudié au Japon l'effet de perturbations orbitales à long terme. La valeur de la distance minimale obtenue est presque identique à celle qui est recommandée à la fois par l'UIT et par le Code-Q de la NASA, à savoir environ 300 km. Le minimum actuellement requis par la NASDA est de 150 km et l'objectif est de 500 km. La remise effective sur orbite est requise le plus souvent pour éliminer l'influence d'erreurs résiduelles dues au système de mesure.

IV. PROTECTION PAR BLINDAGE

40. Dans le cas des petits débris qu'il est impossible de repérer depuis le sol, la seule alternative à la mise en place d'un système anti-collision est la protection par blindage. La station spatiale internationale est blindée de façon à ce qu'elle soit protégée contre l'impact d'une particule d'1 centimètre. La navette spatiale n'a pas été conçue en fonction de la présence de débris dans son environnement orbital, mais elle a été modifiée.

41. Pour les opérations de vol actuelles de la navette, le règlement de vol A2-1.3-32 réduit au minimum le temps avec la coiffe ou le module de charge utile dirigés vers l'avant et avec le module de charge utile au-dessus ou en dehors du plan orbital, en raison du caractère plus vulnérable de ces positions. L'orientation la plus protégée est celle qui correspond à un module de charge utile dirigé vers la Terre et l'arrière du véhicule orbital dirigé vers l'avant. L'orientation la plus défavorable est l'orientation la meilleure comportant respectivement des risques dans un rapport de 1 à 20. Le véhicule orbital a subi un nombre important d'impacts, de telle sorte qu'en moyenne chaque vol donne lieu au remplacement d'un hublot.

42. Afin d'obtenir la fiabilité requise de la navette spatiale internationale (probabilité maximale de 10 pour cent de pénétration sur 10 ans) différents modèles de blindage ont été utilisés pour protéger divers composants critiques. Les blindages les plus efficaces sont placés dans les secteurs orientés vers l'avant où la plupart des impacts se produisent normalement tandis que les blindages moins efficaces sont placés à l'arrière et dans les zones dirigées vers le nadir normalement exposées à une fréquence d'impact moindre. Outre leur capacité d'empêcher une pénétration de la navette en présence des risques nominaux, les blindages doivent être légers, peu volumineux (pour être montés dans le module de charge utile) et durable dans l'environnement spatial. La navette spatiale internationale est conçue en outre pour permettre le renforcement futur du blindage en cas d'intensification des risques ou de prolongation de la durée de vie de la station.

43. Plus de 100 blindages différents ont été conçus pour protéger les divers composants critiques de la navette, bien que tous les modèles en question soient des modifications de trois configurations de blindage primaires: le bouclier Whipple, le bouclier multi-chocs (ou Whipple renforcé) et le double bouclier météoritique grillagé. La configuration de blindage la plus simple, celle du bouclier Whipple, est constituée d'une plaque simple (généralement en aluminium) appelée le bouclier ou l'amortisseur, placée à une certaine distance de la paroi du module ainsi protégée (souvent qualifiée de collecteur). Le bouclier a pour fonction de briser, de fondre ou de vaporiser un objet à grande vitesse au moment de son impact. Les restes plus petits et plus lents de l'objet se déplacent ensuite entre le bouclier et le collecteur et diffusent l'énergie résiduelle de l'impact sur la surface plus importante du collecteur. Cette configuration a été étudiée de manière expérimentale depuis plus d'un demi-siècle. Le bouclier Whipple est particulièrement efficace aux vitesses d'impact élevées.

44. Le bouclier Whipple renforcé consiste en un amortisseur extérieur, un collecteur et une ou plusieurs couches sous-jacentes de matériau intercalées entre l'amortisseur et le collecteur, afin de mieux briser et disperser les particules responsables de l'impact. Cette disposition donne des résultats supérieurs à ceux du modèle standard et avec certains matériaux amortisseurs (tels que Nextel), se traduit par une production réduite de débris secondaires. Dans le cas des modèles actuels de navettes spatiales

internationales, l'amortisseur extérieur est en aluminium, et le blindage est garni généralement de couches de Nextel et de 6 couches de Kevlar. La paroi du module fait office de collecteur. Le double bouclier grillagé est le dernier dispositif mis au point par la NASA à partir du principe du bouclier Whipple. Mis au point au début des années 1990, ce blindage comporte un dislocateur en grillage métallique à l'avant de chacun des deux amortisseurs. Ce modèle donne en outre des résultats nettement améliorés par rapport au bouclier Whipple normal.

45. Dans l'avenir prévisible, les équipages non russes de la station spatiale internationale utiliseront le scaphandre spatial dont les astronautes de la navette spatiale sont actuellement équipés. Cette tenue spatiale est protégée par des couches multiples de matériaux et par un simple sac gonflable qui constitue une enceinte sous pression et assure conjointement un certain niveau de protection contre les fortes fluctuations thermiques de l'espace et contre les météoroïdes et les débris spatiaux. Un appareil respiratoire autonome supplémentaire fournira au moins 30 minutes d'oxygène supplémentaire, au cas où la tenue spatiale serait percée d'un trou de 4 mm de diamètre au plus. Il existe des modes multiples de reprise sur incident à la suite d'autres types d'incidents dus à des impacts. D'après les résultats des recherches effectuées, plus de 75% des dangers encourus résulteront de pénétrations des parties molles de la tenue (c'est-à-dire bras, gants et jambes). Le programme SSI envisage de doter les bras et les jambes de manchettes et de crispins amovibles pour réduire ce danger.

46. L'engin spatial canadien Radarsat, dont le lancement a été réalisé avec succès le 4 novembre 1995, est protégé contre l'environnement actuel de débris spatiaux. Les dispositions prises à cet effet ont visé à garantir dans toute la mesure du possible que Radarsat ne se transforme pas prématurément en débris spatiaux suite à un impact de ce type d'objet. L'environnement que devrait rencontrer Radarsat a été déterminé au moyen de la base de données ENVIRONET de la NASA. On a ensuite examiné les divers éléments du satellite pour évaluer leur vulnérabilité à l'environnement prévu. Pour cela, on a utilisé des équations d'impact en hypervélocité au Johnson Space Center de la NASA. Des blindages ont été ajoutés aux emplacements appropriés du satellite pour lui assurer un niveau acceptable de durabilité. Le blindage a consisté notamment à ajouter du Nextel (tissu en fibre céramique) aux couvertures thermiques, à placer des amortisseurs devant les circuits d'hydrazine et les faisceaux de fils exposés et à renforcer l'épaisseur de certains boîtiers pour protéger les circuits qu'ils contiennent.

V. EVITEMENT DES COLLISIONS

47. La planification des lancements des Etats-Unis est également affectée par les prévisions d'un programme d'évitement des collisions qui avertit des collisions potentielles ou des quasi-collisions menaçant les véhicules spatiaux habités susceptibles de l'être avant leur lancement. La procédure est exécutée par le champ de tir de la région Est des Etats-Unis et définit une marge de 200 km le long de l'orbite et de 50 km dans la direction radiale et en dehors du plan orbital dans le cas des engins spatiaux habités. Lorsque cette procédure indique une possibilité de conjonction, le lancement est retardé jusqu'à la minute suivante.

48. Dans le cas des missions de la navette spatiale habitée des Etats-Unis, la règle de mission A4.1.3-6 concerne l'évitement des débris sur orbite. Le centre de contrôle des missions spatiales des Etats-Unis (SCC, *Space Command Control Centre*) exécute un programme sur ordinateur permettant de prévoir le déroulement des 36 heures suivantes du vol de la navette afin de déterminer les conjonctions d'objets

spatiaux éventuellement repérables dans un rayon de 100 km autour de l'engin spatial. Si le passage d'un objet est identifié comme prévu à l'intérieur de la zone d'avertissement autour de l'engin spatial (soit 25 km suivant l'orbite et 5 km dans le sens radial et hors du plan orbital) le réseau de surveillance spatiale est alors tenu d'effectuer des observations supplémentaires et de les utiliser pour calculer une orbite plus précise de l'objet en question. Lorsque la prévision améliorée confirme la conjonction à l'intérieur de la zone d'évitement (5 km le long de l'orbite et 2 km dans le sens radial et en dehors du plan orbital), l'opportunité de la manoeuvre est alors évaluée; dans l'affirmative, elle consiste essentiellement en un accroissement de vitesse de 0,3 m/seconde moyennant 12 à 20 kg de propergol. Depuis 1986, la zone de manoeuvre d'évitement a été franchie à huit occasions et trois manoeuvres d'évitement ont été réalisées. Les autres fois, la manoeuvre a été jugée inopportune en raison de objectifs de la mission ou celle-ci a été jugée inutile compte tenu de l'évolution de la trajectoire de poursuite.

49. Lorsqu'un équipage de la NASA reste à bord de la station orbitale Mir pour une mission de longue durée, une procédure a été mise au point pour conseiller le Centre russe de contrôle des missions (CUP) à Korolov près de Moscou, exactement comme pour la navette spatiale. Lorsque le Centre de contrôle des satellites (SCC) observe une situation justifiant la fourniture d'indications, un ordinateur portable est alors utilisé avec une ligne téléphonique afin d'établir avec le Centre de contrôle CUP une liaison par Internet et par fax et pour envoyer un message d'avertissement. Depuis que cette procédure est en place, cinq avis consultatifs ont été adressés. Puisque la station Mir ne peut manoeuvrer, la seule mesure que peut prendre l'équipage consiste à s'abriter. Le 15 septembre 1997 l'équipage de la station Mir a pris place dans le véhicule de rentrée Soyuz au moment de la conjonction prévue avec le satellite MSTI 2 des Etats-Unis (1994-028A). La mise au point de cette procédure a permis de se faire une meilleure idée des procédures qui seront indispensables aux futures stations spatiales internationales. Dans ce cas, le nombre des conjonctions est estimé à 16 par an, si l'on adopte des critères identiques à ceux appliqués à la navette spatiale.

Notes

¹ Documents officiels de l'Assemblée générale, cinquante-deuxième session, supplément n°20 (A/52/20), par. 85.