

**Assemblée générale**Distr.: Générale  
29 janvier 2001Français  
Original: Anglais**Comité des utilisations pacifiques  
de l'espace extra-atmosphérique****Recherche nationale sur la question des débris spatiaux:  
sécurité des satellites équipés de sources d'énergie  
nucléaires et problèmes relatifs à leur collision avec des  
débris spatiaux****Note du Secrétariat\*****Additif****Table des matières**

<i>Chapitre</i>	<i>Paragraphes</i>	<i>Page</i>
I. Introduction	1-2	2
II. Réponses reçues des États Membres et des organisations internationales . . . . .		2
États-Unis d'Amérique . . . . .		2
Agence spatiale européenne . . . . .		8

\* Le présent document contient les réponses reçues des États Membres et des organisations internationales entre le 25 novembre 2000 et le 25 janvier 2001.

## **I. Introduction**

1. À sa quarante-troisième session, le Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique a décidé qu'il faudrait continuer d'inviter les États Membres à faire part périodiquement au Secrétaire général des recherches menées aux niveaux national et international sur la sûreté des objets spatiaux équipés de sources d'énergie nucléaires, qu'il faudrait mener plus de recherches sur la collision entre des objets spatiaux ayant des sources d'énergie nucléaires à bord et des débris spatiaux, et qu'il faudrait tenir le Sous-Comité scientifique et technique informé des conclusions de ces recherches<sup>1</sup>. Le Comité a également noté que le Sous-Comité avait convenu que les pays devraient poursuivre leur recherche nationale sur les débris spatiaux et que les États Membres ainsi que les organisations internationales devraient communiquer les résultats de ces recherches, y compris les informations sur les pratiques qui avaient permis de réduire la création des débris spatiaux, à toutes les parties intéressées (A/AC.105/736, par. 96).

2. Les renseignements qui avaient été reçus des États Membres et des organisations internationales au 24 novembre 2000 sont reproduits dans la note du Secrétariat datée du 27 novembre 2000 (A/AC.105/751). Le présent document contient les informations soumises par les États Membres et les organisations internationales entre le 25 novembre 2000 et le 25 janvier 2001.

## **II. Réponses reçues des États Membres et des organisations internationales**

### **États-Unis d'Amérique**

#### **A. Renseignements généraux**

1. Les États-Unis d'Amérique ont été les premiers à pratiquer la passivation des étages orbitaux des lanceurs au début des années 60 et ont fortement encouragé les autres exploitants de lanceurs du monde entier à adopter des mesures similaires. Le fait que dans plus de 80 % des cas la désintégration des étages orbitaux aurait pu être évitée grâce à la passivation montre bien que cette opération est nécessaire. De fait, pour autant qu'on le sache, aucun étage orbital ayant fait l'objet de mesures de passivation n'a subi de fragmentation majeure.

2. Les États-Unis se sont rendu compte de l'intérêt potentiel de la passivation des étages orbitaux dès 1961 et ont pris par la suite des dispositions pour vidanger les étages orbitaux Thor-Ablestar de leur combustible. Les dangers d'une vidange non contrôlée des propergols cryogéniques ont été reconnus en 1963 dans le cas de l'étage orbital Centaur, ce qui a conduit à apporter des modifications simples aux stades de la conception et de l'exploitation. Dans les années 80 et 90, la passivation est devenue une procédure d'exploitation normale aux États-Unis pour un certain nombre d'étages orbitaux appartenant aux séries de lanceurs Delta, Pegasus et Titan.

3. Le volet le plus important de la passivation des étages orbitaux est l'élimination des propergols résiduels par vidange ou combustion. Les deux

---

<sup>1</sup> *Documents officiels de l'Assemblée générale, cinquante-cinquième session, Supplément n° 20* (A/55/20), par. 99.

techniques sont employées par les États-Unis pour divers étages orbitaux. L'élimination par combustion a pour avantage de permettre d'abaisser l'orbite de rebut du lanceur et de réduire ainsi sa durée de vie en orbite sans supplément de coût. Le deuxième étage du lanceur Delta II a été transféré de l'orbite de largage de la charge utile (900 km) à une orbite de rebut de 207 km de périégée et de 860 km d'apogée, ce qui lui a permis de rentrer dans l'atmosphère en moins d'un an, alors qu'il aurait fallu plusieurs centaines d'années sans cette manœuvre. De même, les manœuvres de réduction d'altitude par élimination des propergols ont considérablement abrégé la durée de vie en orbite du deuxième étage de Delta II lors des missions Iridium et Globalstar.

4. L'expérience d'exploitation de l'étage orbital HAPS (système de propulsion auxiliaire à l'hydrazine) du lanceur Pegasus a également montré la nécessité d'éliminer les gaz inertes à haute pression. Bien que très peu de cas de fragmentation d'étages orbitaux aient été attribués à des défaillances des batteries ou des systèmes d'autodestruction, la prudence exige que ces fonctions soient également prises en compte dans les plans de passivation en fin de mission.

5. Outre qu'ils ont mis au point des techniques pour empêcher la désintégration des étages orbitaux, les États-Unis ont introduit un certain nombre de modifications techniques destinées à réduire les quantités de débris produites par les étages orbitaux en cours de mission. Des dispositifs de récupération sont maintenant prévus pour empêcher que les fragments des boulons explosifs utilisés pour séparer les étages ou pour libérer l'engin spatial du dernier étage du lanceur ne deviennent des débris orbitaux. Les ressorts de séparation et les dispositifs de fixation de la charge utile sont désormais retenus systématiquement par l'étage orbital.

6. En 1997, le Gouvernement des États-Unis a élaboré un ensemble de pratiques standard concernant la réduction des débris orbitaux. Les deux premières concernent les débris résultant des missions et la passivation:

*“Directive 1-1.* Pour tous les régimes orbitaux opérationnels, les engins spatiaux et les étages supérieurs devraient être conçus de manière à éliminer ou à réduire au minimum les rejets de débris pendant les opérations normales. Chaque rejet prévu de débris d'une taille supérieure à 5 mm devant rester en orbite pendant plus de 25 ans devrait être évalué et justifié sur la base d'une analyse coût-efficacité et des exigences de la mission.”

*“Directive 2-2.* Toutes les réserves d'énergie à bord d'un engin spatial ou de l'étage supérieur d'un lanceur devraient être épuisées ou neutralisées lorsqu'elles ne sont plus nécessaires pour les besoins de la mission ou pour la mise au rebut après la mission. Cette opération devrait être effectuée dès qu'elle ne présente plus un risque inacceptable pour la charge utile. L'élimination des propergols par combustion et les rejets de gaz comprimé devraient être planifiés de manière à réduire au minimum les risques de collision ultérieure et les conséquences que pourrait avoir une éventuelle explosion accidentelle.”

7. La passivation et la réduction des rejets de débris liés à la mission sont des mesures importantes aussi bien pour les lanceurs existants que pour ceux qui sont encore à l'étude ou en cours de développement. Généralement, le coût de ces mesures est extrêmement faible lorsqu'elles sont prises dès le début de la phase de conception.

## **B. Étages orbitaux des États-Unis**

### **1. Athena**

8. La série de lanceurs Athena de la société Lockheed-Martin, initialement introduite en 1995 sous le nom de lanceur Lockheed-Martin (LMLV), est principalement destinée à placer des charges utiles de moins de 2 tonnes sur orbite terrestre basse. Le lanceur Athena 1 comprend deux étages à propergol solide et un module de correction d'orbite (MCO) à propergol liquide. Le lanceur Athena 2 comprend un autre étage suborbital à propergol solide de grande taille, qui permet d'emporter une charge utile de plus du double.

9. En principe, seul le MCO reste en orbite. Il s'agit d'un petit système à monergol (hydrazine) que l'on soumet à une passivation complète en éliminant les restes éventuels du propergol et des gaz de pressurisation. Les batteries sont déchargées dans les 90 minutes et les éventuels systèmes d'autodestruction sont neutralisés. Le moteur à propergol solide Orbus 21D équipant le deuxième étage d'Athena 1 ou le troisième étage d'Athena 2 fait également l'objet de mesures de passivation s'il arrive en orbite. Les rejets de débris liés à la mission se limitent à un objet pour l'étage Orbus 21D et à deux objets pour le MCO.

### **2. BA-2**

10. La société Beal Aerospace Technologies, Inc. a décidé de ne pas poursuivre la réalisation du lanceur BA-2. Toutefois, il avait été tenu compte lors de la conception de ce lanceur de la nécessité de réduire les rejets de débris orbitaux, et celui-ci est mentionné ici dans un souci d'exhaustivité. Beal Aerospace Technologies avait entrepris de mettre au point un nouveau lanceur à trois étages à propergol liquide (BA-2) qui aurait été capable de placer une charge utile allant jusqu'à 5,8 tonnes en orbite de transfert géostationnaire et jusqu'à 17 tonnes en orbite terrestre basse. Le troisième étage, dont la propulsion devait être assurée par du peroxyde d'hydrogène et du carburéacteur de type Jet-A, devait rester en orbite et faire l'objet de mesures de passivation. Les principaux propergols résiduels ainsi que l'hélium utilisé comme gaz de pressurisation devaient être vidangés tandis que le peroxyde d'hydrogène résiduel du système de contrôle d'attitude devait être éliminé par combustion. L'étage devait utiliser des batteries à électrolyte solide qui auraient été entièrement déchargées après le largage de la charge utile. Aucun rejet de débris lié à la mission n'était prévu.

### **3. Centaur**

11. Centaur, de la société Lockheed-Martin, qui a été le premier étage supérieur au monde à fonctionner à l'hydrogène et à l'oxygène liquides, a effectué sa première mission orbitale en 1963. Aujourd'hui, les versions les plus récentes de Centaur sont utilisées pour des missions en orbite basse et en haute altitude sur des lanceurs Atlas et Titan. Toutes les missions Centaur donnent lieu à l'adoption de mesures de passivation complète. Il est procédé à l'élimination complète des propergols résiduels, par vidange dans le cas des propergols des principaux systèmes de propulsion et par combustion dans le cas des propergols des systèmes de contrôle d'attitude. Les batteries sont déchargées dans les 24 heures et les systèmes

d'autodestruction sont neutralisés. Chaque vol donne lieu au rejet de un à trois objets.

#### 4. Delta

12. La série de lanceurs Delta de la société Boeing est utilisée depuis 1960 pour un large éventail de missions en orbite basse, en orbite géostationnaire et dans l'espace lointain. Les lanceurs Delta II et Delta III sont opérationnels et le lanceur Delta IV est en cours de développement.

##### a) *Delta II*

13. Le lanceur Delta II, qui a été introduit en 1990, peut placer une charge utile de 5,1 tonnes sur orbite basse et de 1,9 tonne sur orbite de transfert géostationnaire. On a conservé pour le deuxième étage les mesures de passivation introduites en 1981 pour les lanceurs Delta de la génération précédente. Après l'achèvement de la mission, les hypergols résiduels du système de propulsion principal sont éliminés par combustion, ce qui permet de réduire partiellement la pression du système de pressurisation à l'hélium. Le système de contrôle d'attitude à gaz froid (azote) est purgé. La durée de vie nominale de la batterie est inférieure à neuf heures et le système d'autodestruction est neutralisé environ une minute après la mise à feu du moteur principal du deuxième étage. Aucun débris lié à la mission n'est intentionnellement rejeté.

14. Pour certaines missions de Delta II, on ajoute un troisième étage équipé d'un moteur à propergol solide STAR 37FM ou STAR 48B qui consomme naturellement le propergol principal jusqu'à son épuisement total. Le système de contrôle d'attitude à l'hydrazine est purgé après l'arrêt du moteur et il n'y a aucun autre fluide. Comme dans le cas du deuxième étage, le système d'alimentation en électricité du troisième étage a une durée de vie maximale de neuf heures. Il n'y a pas de système d'autodestruction. Jusqu'à cinq objets constituant des débris peuvent être rejetés, selon qu'il est nécessaire ou non de dégyrer le système avant la séparation de la charge utile.

##### b) *Delta III*

15. Le lanceur Delta de la dernière génération, Delta III, qui comprend deux étages, a décollé pour la première fois en 1998. Le deuxième étage, dont la conception est entièrement nouvelle, utilise de l'hydrogène et de l'oxygène liquides alors que Delta II utilisait des hypergols. La charge utile maximale est de 8,3 tonnes en orbite basse et de 3,8 tonnes en orbite de transfert géostationnaire. Les propergols résiduels des moteurs principaux et l'hélium utilisé comme gaz de pressurisation sont purgés à la fin de la mission. L'hydrazine résiduelle du système de contrôle d'attitude est éliminée par combustion. Les batteries des étages ont une durée de vie nominale de trois heures seulement et le système d'autodestruction est neutralisé après la mise à feu du moteur principal du deuxième étage. Un segment du cordon du système de destruction automatique peut être rejeté au cours du vol ainsi que des fragments d'un anneau raidisseur en graphite-époxy.

c) *Delta IV*

16. Le lanceur Delta IV, actuellement en cours de développement, remplacera le lanceur Delta III, qui ne comprend qu'une seule variante, par une série de cinq variantes dont la charge utile ira de 8,6 à 25,8 tonnes en orbite basse et de 3,9 à 10,8 tonnes en orbite de transfert géostationnaire. Le deuxième étage des lanceurs Delta IV sera similaire à celui du lanceur Delta III, si ce n'est qu'il sera plus grand. Le lanceur Delta IV bénéficiera des mêmes procédures de passivation que le lanceur Delta III et les rejets potentiels de débris seront les mêmes.

**5. Étage supérieur inertiel**

17. L'étage supérieur inertiel (IUS) de la société Boeing est un puissant assemblage à propergol solide comprenant deux éléments qui est utilisé avec succès depuis 1982 avec la navette spatiale et les lanceurs Titan 3 et Titan 4. Il a surtout été utilisé pour placer des charges utiles en orbite basse et en orbite géostationnaire mais il a aussi placé les engins spatiaux Magellan, Galileo et Ulysses sur des trajectoires interplanétaires.

18. La partie inférieure d'IUS est équipée du moteur Orbus 21, et sa partie supérieure du moteur Orbus 6, qui est plus petit. Comme dans le cas des autres systèmes à propergol solide, le propergol des moteurs principaux est éliminé par combustion. L'hydrazine résiduelle du système de contrôle d'attitude est soit éliminée par combustion, soit laissée en place, selon les missions. La durée de vie des batteries va de 30 minutes à huit heures. Les systèmes d'autodestruction sont neutralisés avant la mise à feu du premier étage. Une partie de l'isolant multicouches peut se détacher du divergent du premier étage d'IUS en cours de fonctionnement.

**6. Minotaur**

19. Le lanceur Minotaur, que la société Orbital Sciences Corporation a mis au point en combinant les deux premiers étages du missile balistique Minuteman II et les deuxième et troisième étages du lanceur Pegasus, est capable de placer une charge utile de 640 kg en orbite basse. Minotaur a effectué ses deux premières missions, qui ont été couronnées de succès, en janvier et juillet 2000. Seul son quatrième étage, Orion 38, reste en orbite. Il s'agit d'un système à propergol solide qui consomme son propergol principal jusqu'à épuisement total. Le propergol résiduel éventuel du système de contrôle d'attitude (de l'azote) est purgé. La durée de vie des batteries est limitée à quatre heures et il n'y a aucun système d'autodestruction. Un objet constituant un débris spatial peut être rejeté.

**7. Pegasus**

20. Le lanceur Pegasus de la société Orbital Sciences Corporation, qui a été utilisé pour la première fois en 1990, est unique parce qu'il est lancé depuis une plateforme aérienne. Pegasus peut placer des charges utiles de près de 500 kg en orbite basse. Ses versions standard et XL peuvent laisser un ou deux étages en orbite, dont un, qui constitue son troisième étage, est identique au quatrième étage du lanceur Minotaur et bénéficie des mêmes mesures de passivation. Lors de certaines missions, le lanceur Pegasus comprend un quatrième étage HAPS. La conception de cet étage a été modifiée après les deux premières missions afin d'améliorer le

lanceur et d'assurer une passivation plus complète. L'hydrazine résiduelle est éliminée par combustion et l'azote résiduel du système de contrôle d'attitude est purgé. L'hélium utilisé comme gaz de pressurisation n'est pas purgé, mais sa pression est ramenée bien en-dessous des pressions d'utilisation maximales. La durée de vie des batteries est limitée à quatre heures et il n'y a aucun système d'autodestruction. Un objet constituant un débris spatial peut être produit.

## **8. Taurus**

21. Le lanceur Taurus est une combinaison des trois premiers étages du lanceur Pegasus avec un étage initial plus grand (appelé étage 0) qui est soit le premier étage d'un missile balistique Peacekeeper, soit un moteur Castor 120 à propergol solide. Taurus, qui peut emporter jusqu'à 1,4 tonne en orbite basse, a effectué son vol inaugural en 1994. La passivation de l'étage supérieur de Taurus, Orion 38, est assurée de la même façon que pour les missions Minotaur et Pegasus. Un objet constituant un débris spatial peut être produit.

## **9. Titan**

22. Comme les lanceurs Atlas et Delta, le lanceur spatial Titan est utilisé par les États-Unis depuis les années 60. Deux versions principales sont actuellement proposées par la société Lockheed-Martin, Titan II et Titan IV.

### *a) Titan II*

23. Le lanceur Titan II a d'abord été utilisé au cours de la période 1964-1966 dans le cadre du programme Gemini de vols spatiaux habités. On a repris les vols spatiaux de Titan II en 1988 en utilisant des missiles balistiques reconditionnés qui permettent de placer une charge utile d'environ 2 tonnes sur orbite basse. Étant donné que la plupart des charges utiles de Titan II effectuent elles-mêmes leurs manœuvres d'insertion sur orbite, seules deux missions récentes ont laissé un deuxième étage sur orbite terrestre. Avant la seconde de ces missions, en 1999, le deuxième étage de Titan II a été modifié de façon à assurer une passivation plus complète. La totalité des propergols et des gaz de pressurisation sont maintenant éliminés avant la séparation de la charge utile. La durée de vie maximale du système d'alimentation en électricité est de 90 minutes et le système d'autodestruction est neutralisé en fin de mission. Au maximum, deux objets constituant des débris spatiaux sont laissés en orbite.

### *b) Titan IV*

24. Le lanceur Titan IV, qui est opérationnel depuis 1989, peut être utilisé en configuration biétage ou avec un étage supplémentaire (Centaur ou IUS). Lorsqu'il est laissé en orbite, le deuxième étage de Titan IV est soumis aux mêmes mesures de passivation que le deuxième étage de Titan II. Au maximum trois objets constituant des débris spatiaux peuvent être produits.

## Agence spatiale européenne

Le Conseil de l'Agence spatiale européenne a adopté la résolution suivante sur les débris spatiaux le 20 décembre 2000:

“Résolution relative à une politique européenne en matière de protection de l'environnement spatial contre les débris

*Le Conseil,*

*Rappelant* la résolution relative à la politique de l'Agence en matière de débris spatiaux (ESA/C/LXXXVII/Res.3 (Final)), adoptée le 29 juin 1989, qui soulignait déjà que ‘dans le monde entier la question des débris spatiaux est devenue l'un des grands problèmes de la protection de l'environnement de l'espace extra-atmosphérique et a atteint un degré tel qu'elle mérite un examen attentif, notamment pour les missions habitées’,

*Partageant* l'inquiétude mondiale devant la prolifération croissante des débris dans diverses régions orbitales et *rappelant* la Déclaration adoptée à Vienne lors de la Conférence Unispace en juillet 1999 sur l'espace et le développement humain, et en particulier son chapitre 3,

*Considérant* que les problèmes et les risques qui en résultent nécessitent de prendre de toute urgence des mesures spéciales, en collaboration avec les différents acteurs concernés et au plus haut niveau, afin que l'espace extra-atmosphérique demeure accessible et utilisable dans l'intérêt de tous les pays, conformément au Traité sur l'espace extra-atmosphérique du 10 octobre 1967,

*Notant* que ces risques sont de mieux en mieux reconnus, *encouragé* par les progrès effectués par l'Agence à travers ses études et réalisations (comme le Manuel sur la lutte contre les débris spatiaux, le modèle MASTER, la base de données DISCOS et l'outil d'analyse du risque ESABASE/DÉBRIS de l'Agence) et son Groupe de travail consultatif sur les débris spatiaux (SDAG), par les agences spatiales des États membres et le Comité de coordination interagences sur les débris spatiaux (IADC), qui contribuent collectivement à améliorer la connaissance des questions techniques fondamentales nécessaire pour comprendre et définir quelles mesures spéciales seraient à même de réduire ces risques et pour les formuler,

*Vu* les travaux du Sous-Comité scientifique et technique du Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique (COPUOS) des Nations Unies et notamment son rapport technique A/AC.105/720 (1999),

*Appréciant* les mesures techniques déjà prises dans le cadre du programme de lanceurs Ariane (développement et production),

*Réaffirmant* son soutien au Comité des Relations internationales dans l'attention qu'il prête régulièrement à cette question et *apportant son soutien* à une initiative spécifique de l'Europe dans ce domaine,

1. *Apporte son soutien* aux activités conduites par l'Agence pour mieux évaluer les risques que représentent les débris spatiaux afin de pouvoir prendre des mesures spécifiques, à la mise en œuvre de mesures de lutte contre les débris et aux efforts de l'Agence pour poursuivre la coopération internationale au sein de l'IADC et veiller à ce que le public soit bien informé;



2. *Invite* les États membres et l'Agence à intensifier leurs efforts de coordination et d'information dans le cadre de leurs programmes respectifs et dans celui de l'IADC et vis-à-vis des organisations internationales concernées (les Nations Unies et l'UIT notamment);

3. *Invite* le Directeur général et les États membres à coordonner la mise en place et l'utilisation de leurs systèmes de surveillance des débris spatiaux afin d'accroître la contribution de l'Europe aux efforts de la communauté internationale pour le suivi des débris spatiaux;

4. *Invite* le Directeur général et les États membres à travailler avec diligence à l'élaboration de normes techniques sur la sécurité et la prévention en matière de débris, en collaboration avec les autres partenaires de l'IADC;

5. *Invite* le Directeur général et les États membres à faire en sorte que les risques liés aux débris spatiaux soient pris en compte et que des mesures de prévention soient adoptées à ce sujet lors de l'élaboration des propositions de programme;

6. *Invite* le Directeur général à prévoir des provisions appropriées dans le budget général et les budgets des programmes afin de disposer des ressources annuelles nécessaires à la mise en œuvre de la présente résolution et à créer, par souci de transparence, un emploi distinct à cet effet;

7. *Invite* les États membres à prendre des mesures pour que les aspects juridiques et économiques relatifs aux débris spatiaux soient étudiés de la façon la plus efficace possible, notamment au sein du COPUOS des Nations Unies, ainsi qu'à présenter et à soutenir des initiatives; *invite* le Directeur général à organiser, en relation notamment avec l'ECSL et l'IISL, des études sur les questions juridiques et économiques que pose dans ce contexte le mouvement de privatisation affectant la conduite des activités d'utilisation et d'exploitation de l'espace extra-atmosphérique, ainsi qu'à introduire des dispositions appropriées dans les accords internationaux et dans les contrats;

8. *Invite* le Directeur général à présenter au Conseil des rapports annuels sur la mise en œuvre de la présente résolution et à les porter, sous une forme appropriée, à l'attention des différents acteurs concernés, y compris les Nations Unies (COPUOS), l'UIT et, le cas échéant, d'autres organisations internationales, ainsi que les membres de l'IADC."