



Assemblée générale

Distr. GENERALE

A/AC.105/663
13 décembre 1996

FRANÇAIS
Original : ANGLAIS

COMITE DES UTILISATIONS PACIFIQUES
DE L'ESPACE EXTRA-ATMOSPHERIQUE

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

Rapport du Secrétariat

TABLE DES MATIERES

	Paragraphes	Page
INTRODUCTION	1 - 3	1
I. POLITIQUES GENERALES DE REDUCTION DES DEBRIS	4 - 11	2
II. TECHNIQUES DE REDUCTION DES DEBRIS UTILISEES DANS LES LANCEURS	12 - 19	4
III. PREVENTION DE LA CREATION ACCIDENTELLE DE DEBRIS	20 - 29	6
IV. PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT DE L'ORBITE DES SATELLITES GEOSTATIONNAIRES	30 - 37	7

INTRODUCTION

1. A sa trente-troisième 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 sur les diverses mesures prises par les agences spatiales afin de réduire la multiplication ou le potentiel d'effets dommageables des débris spatiaux (A/AC.105/620) et recommandé qu'il soit mis à jour tous les ans (A/AC.105/637, par. 84).
2. Le Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique a fait sienne cette recommandation à sa trente-neuvième session¹.
3. Le présent rapport a été établi par le Secrétariat en réponse à cette demande; il est fondé sur les nouvelles informations fournies par les Etats Membres ainsi que par les organisations spatiales nationales et internationales.

I. POLITIQUES GENERALES DE REDUCTION DES DEBRIS

4. L'Agence nationale de l'aéronautique et de l'espace (NASA) des Etats-Unis d'Amérique, dans son instruction 1700.8 intitulée "Politique visant à limiter la création de débris orbitaux", a indiqué que sa politique consistait à appliquer des pratiques de conception et d'opérations limitant la création de débris orbitaux à des niveaux compatibles avec les exigences et la rentabilité des missions et demandé que chaque programme ou projet fasse une évaluation démontrant le respect de cette règle. Pour mettre en oeuvre cette politique, le Bureau de la NASA pour la sécurité et l'assurance des missions a chargé le Johnson Space Center de Houston (Texas) de mettre au point des directives spécifiques. Il en est résulté l'élaboration de la norme de sécurité NASA 1740.14 intitulée "Directives et procédures d'évaluation en vue de limiter les débris orbitaux". Toutes les activités commerciales relevant de l'autorité du Ministère des transports des Etats-Unis sont soumises aux règlements du Bureau des transports commerciaux spatiaux. Ces règlements imposent à chaque demandeur de prendre les mesures nécessaires pour la sécurité du lancement, y compris la prise en compte des risques de débris orbitaux qui l'accompagnent, la sécurité en orbite et les risques potentiels de rentrée.

5. Le Ministère de la défense des Etats-Unis, dans sa déclaration de "Politique spatiale" datée de février 1987, a mentionné expressément la prise en compte des débris orbitaux dans la planification des opérations spatiales militaires. Il indiquait qu'il s'efforcera de limiter au minimum l'impact des débris spatiaux sur ses opérations militaires. La conception et la mise en oeuvre de ses essais, expériences et systèmes spatiaux chercheraient à limiter ou réduire l'accumulation de débris spatiaux à un niveau compatible avec les exigences des missions. Les leçons tirées de ses expériences spatiales comportant la création de débris orbitaux ont apporté la preuve que l'on pouvait y parvenir par une planification minutieuse. Par exemple, presque tous les débris créés lors de l'essai de l'Initiative de défense spatiale Delta 180 sont rentrés dans les six mois, car l'essai a été mené à faible altitude de façon à accroître la dégénérescence orbitale des débris. De même, le Commandement spatial des Etats-Unis, dans son règlement 57.2 intitulé "Limitation et réduction des débris spatiaux", exigeait l'évaluation de l'impact sur les systèmes spatiaux militaires des mesures de conception et de mise en oeuvre destinées à réduire et limiter les débris.

6. Les Etats-Unis ont de nouveau souligné l'importance de la question des débris spatiaux dans leur déclaration de politique spatiale nationale publiée le 19 septembre 1996. Ils indiquaient qu'ils chercheraient à limiter au minimum la création de débris spatiaux et que la NASA, les organismes de renseignement et le Ministère de la défense, en coopération avec le secteur privé, élaboreraient des directives de conception pour les achats futurs par l'Etat d'engins spatiaux, de lanceurs et de services. La conception et la mise en oeuvre d'essais, d'expériences et de systèmes spatiaux devraient limiter au minimum ou réduire l'accumulation de débris spatiaux à un niveau compatible avec les exigences et la rentabilité des missions.

7. Les mesures visant à limiter la création de débris spatiaux doivent être élaborées et mises en oeuvre sur une base multilatérale par les puissances spatiales. Le Comité sur les normes de conception pour la prévention des débris spatiaux de la Société japonaise pour les sciences aéronautiques et spatiales (JSASS) a publié en mars 1996 le rapport final concernant les normes et critères de conception de l'Agence nationale des réalisations spatiales (NASDA) du Japon. Sur la base de ce rapport, la NASDA a établi la norme applicable à la réduction des débris spatiaux (NASDA-STD-18) le 28 mars 1996. Une comparaison des directives et des procédures d'évaluation définies dans la norme de sécurité 1740.14 de la NASA et la norme NASDA-STD-18 a été faite au vingtième Symposium international sur la technologie et les sciences spatiales qui s'est tenu à Gifu (Japon), les 19 et 20 mai 1996, et les détails de la norme ont été présentés au quarante-septième Congrès international d'astronautique tenu à Beijing, du 7 au 11 octobre 1996.

8. La norme de la NASDA comprend les mesures de réduction suivantes :

- a) Passivation des engins spatiaux et des étages supérieurs à la fin de leur mission;
- b) Transfert des engins spatiaux et des étages supérieurs sur une autre orbite à la fin de leur mission;

- c) Dégagement des objets sur l'orbite de transfert géostationnaire, de façon à ne pas causer de risques à l'orbite géostationnaire;
- d) Limitation des débris libérés pendant le fonctionnement normal;
- e) Dégagement des engins spatiaux de l'orbite basse après leur mission.

9. D'après la norme actuelle de la NASDA, il faudrait un plan sur mesure de contrôle de la réduction des débris spatiaux pour chaque programme, mais il est demandé à chaque directeur de projet de préparer un plan de limitation des débris spatiaux, comprenant une justification suffisante pour les éléments pour lesquels une exception est demandée. Il est également demandé aux fabricants de présenter un plan similaire. Chaque plan sera ensuite revu par le Comité d'examen de la sécurité de la NASDA. Une exception ne sera accordée que dans certaines conditions; le non-respect de certaines exigences de la norme NASDA-STD-18 sera peut-être autorisé pour certains projets dont déjà très avancés. Les procédures applicables à ces activités d'évaluation devraient être normalisées en 1997. Un manuel expliquant chaque prescription et fournissant des données et des directives techniques permettant de satisfaire aux objectifs de la politique de contrôle des débris spatiaux devrait être publié d'ici la fin de 1996.

10. D'après des renseignements reçus du Centre spatial national britannique, il a été proposé d'inclure dans les normes de sécurité de l'Agence spatiale européenne les dispositions suivantes, afin de prévenir la création de débris spatiaux, leur retombée ou leur impact sur le sol :

- a) Il faudrait trouver le moyen d'empêcher la descente dangereuse de débris à la suite de la descente de l'étage d'un lanceur, de l'échec d'un lancement, ou du décrochage d'orbite ou de la dégénérescence orbitale incontrôlés d'un engin spatial, ou d'éléments d'un système spatial, qui sont susceptibles de survivre à la rentrée;
- b) Il faudrait éviter la création de débris spatiaux sur les orbites qui coupent à plusieurs reprises les trajets orbitaux empruntés par des systèmes spatiaux;
- c) Les opérations normales ne devraient pas aboutir à la création de débris spatiaux orbitaux par le largage ou la libération d'éléments, ou l'éjection de fragments;
- d) Les propergols, les liquides sous pression et l'énergie électrique et mécanique stockée qui restent dans les systèmes et les éléments en orbite à la fin de la mission devraient être dissipés en toute sécurité. Il faudrait faire en sorte que les liquides libérés ne forment pas de gouttelettes;
- e) Les systèmes spatiaux et les éléments de systèmes spatiaux, y compris les étages des lanceurs, qui se trouvent sur des orbites dont le périhélie est inférieur à 2 000 km, ne devraient pas rester en orbite plus de 25 ans après l'achèvement de la mission opérationnelle. La durée de vie en orbite post-opérationnelle des systèmes spatiaux et éléments de systèmes spatiaux, y compris les étages de lanceurs, sur des orbites dont le périhélie est inférieur à 2 000 km, devrait être limitée à 25 ans. A cette fin, on peut procéder à un décrochage d'orbite immédiatement après l'achèvement de la mission, ou à un transfert sur une autre orbite pour une durée de service en orbite de 25 ans. La manoeuvrabilité en fin de service doit être établie conformément aux règles et règlements des autorités chargées du lancement et du contrôle de la mission;
- f) A la fin de la durée de vie opérationnelle, l'engin spatial géostationnaire devrait être placé sur une orbite de dégagement ayant un périhélie situé au moins à 300 km au-dessus de l'orbite géostationnaire;
- g) Si la séparation du moteur d'apogée d'un satellite géostationnaire est nécessaire, elle devrait s'effectuer sur une orbite supersynchrone ayant un périhélie situé au moins à 300 km au-dessus de l'orbite géostationnaire;
- h) Les étages supérieurs utilisés pour transférer les engins spatiaux géostationnaires de l'orbite de transfert géostationnaire à l'orbite géostationnaire devraient, à la fin de la mission, être mis sur une orbite de dégagement ayant un périhélie situé au moins à 300 km au-dessus de l'orbite géostationnaire;

- i) Les étages sous-orbitaux des lanceurs devraient être équipés d'aides à la poursuite pour permettre la surveillance des trajectoires et la prévision des points d'impact;
- j) Les étages sous-orbitaux des lanceurs devraient être équipés d'un dispositif télécommandé d'arrêt des moteurs et/ou de destruction des étages, selon le cas, afin de prévenir la descente des étages ou des débris d'étage hors des limites de sécurité prédéfinies;
- k) Les étages orbitaux devraient être conçus de façon à pouvoir être, selon le cas, décrochés d'orbite ou mis sur une orbite de dégagement en toute sécurité;
- l) Les lanceurs devraient être conçus de façon à être insensibles à la foudre sur l'aire de lancement et pendant le vol dans l'atmosphère;
- m) La conception devrait prévenir le recontact ou l'impact d'engins spatiaux séparés ou d'étages de lanceur par suite de poussée à froid, culbutage ou changement d'attitude.

11. Afin de limiter au minimum la création de débris spatiaux, le programme canadien RADARSAT a pris deux mesures de prévention spécifique* :

- a) La première consiste à exiger systématiquement que tout débris solide résultant du fonctionnement d'un mécanisme de retenue ou de libération soit confiné. Autrement dit, tous les constructeurs doivent concevoir des systèmes dans lesquels aucun débris n'est libéré par l'engin spatial pendant son déploiement;
- b) La deuxième consiste à protéger l'engin spatial RADARSAT de l'environnement de débris spatiaux existants. Cette mesure a été prise pour faire en sorte que l'engin spatial RADARSAT ne devienne pas prématurément un débris spatial par suite d'un impact avec des débris spatiaux.

II. TECHNIQUES DE REDUCTION DES DEBRIS UTILISEES DANS LES LANCEURS

12. Les lanceurs et les engins spatiaux peuvent être conçus de façon à ne pas laisser de détritrus, c'est-à-dire qu'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 une vitesse suffisamment faibles pour ne pas être 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 maintenus captifs de l'étage d'un engin spatial par des films ou d'autres moyens visant à limiter les débris. Cela est fait dans certains cas lorsque la conception existante ou nouvelle le permet. Ces pratiques devraient être poursuivies et développées lorsque c'est possible.

13. Les opérations ne produisant pas de détritrus devraient combiner la conception et les pratiques opérationnelles, ce qui contribuerait à atteindre l'objectif consistant à limiter encore 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 d'augmenter.

14. La politique de réduction des débris la plus importante est peut-être celle qu'a instituée la NASA en 1982 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. Cette pratique s'est poursuivie lorsque l'US Air Force a commencé à acquérir directement des lanceurs Delta et que plusieurs sociétés privées ont entrepris des

Ces mesures ont déjà été indiquées de façon détaillée dans le rapport du Secrétariat sur les diverses mesures prises par les agences spatiales pour réduire la multiplication ou le potentiel d'effets dommageables des débris spatiaux (A/AC.105/620).

services de lancement commerciaux. Aucun étage fonctionnant au propergol hypergolique appliquant cette procédure n'a explosé de façon inattendue.

15. La planification des lancements aux Etats-Unis est également affectée par les projections du Programme d'évitement des collisions au lancement, qui signale les risques de collision ou d'échecs des véhicules habités ou pouvant accueillir un équipage avant leur lancement. Certains lancements ont été momentanément retardés pendant le compte à rebours pour éviter à des engins spatiaux de passer à proximité d'objets en orbite. Il faut toutefois noter que les limites des détecteurs influent sur la précision de toutes prévisions. En outre, le Programme de calcul des évitements de collision entre orbites fournit des renseignements sur la proximité des charges utiles par rapport aux débris en orbite et il a été appliqué pendant des missions d'engins habités. Depuis 1986, la Navette spatiale a manœuvré trois fois pour éviter des collisions.

16. Récemment, la modernisation de la technologie opérationnelle et les progrès de la nouvelle technologie spatiale et des fusées ont 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, à savoir :

a) Un nouvel étage supérieur DM du lanceur Proton est actuellement mis au point, il 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. Des mesures spéciales sont également mises au point pour prévenir l'explosion de cet étage après sa mise sur orbite;

b) Il est prévu d'équiper le lanceur Soyuz-2 modernisé d'un décélérateur passif pour empêcher l'accumulation d'étages de fusées hors d'usage sur des orbites de travail;

c) Les systèmes embarqués d'alimentation électrique sont modernisés pour accroître la sécurité de leur fonctionnement en mode actif et passif.

17. Durant le lancement du lanceur Zénith, mis au point au Bureau de conception Youjnoie de Dniepropetrovsk (Ukraine), le deuxième étage est mis sur orbite. Après cette mise en orbite, il peut rester dans les réservoirs jusqu'à quatre tonnes de comburant et de ses vapeurs, jusqu'à deux tonnes de combustible et jusqu'à 60 kg d'hélium gazeux. Jusqu'ici, il y a eu deux cas de destruction du deuxième étage en orbite sur 21 lancements réussis. L'analyse après vol a montré que dans les deux cas, les étages de fusée avaient été en état d'illumination solaire pendant la quasi-totalité du temps avant la destruction (17 à 18 révolutions autour de la Terre). Il en était apparemment résulté une intensification de l'évaporation d'oxygène, qui avait provoqué une saturation de la soupape de sûreté standard. En cas de vidange lente ou d'absence de vidange de l'oxygène s'évaporant par une soupape de sûreté, l'oxygène résiduel a suffisamment d'énergie pour détruire le réservoir.

18. Sur la base de cette analyse, un système modifié de vidange du réservoir d'oxygène du deuxième étage de Zénith a été mis au point. En outre, afin de réduire les flux thermiques d'oxygène lors de la période initiale en orbite, la date de lancement du lanceur est choisie de façon à éviter de longues périodes d'illumination solaire. Six lanceurs Zénith ont été lancés depuis que ces améliorations importantes ont été faites et aucune destruction du dernier étage ne s'est produite. Pour les lancements futurs du Programme Globalstar, une soupape pyrotechnique supplémentaire sera installée sur la partie supérieure du réservoir de comburant du deuxième étage. Cette soupape sera activée après la mise sur orbite au moyen d'une commande spéciale depuis le système de contrôle embarqué. Les tuyères de vidange seront installées à des angles différents pour assurer une rotation correcte de l'étage le long de son axe longitudinal. En outre, la quantité de la réserve utile d'oxygène restant dans le réservoir est réduite par le choix minutieux de la trajectoire ascendante.

19. L'Agence spatiale japonaise NASDA a procédé au drainage des propergols résiduels (LOX, LH₂, N₂H₄) et de l'hélium gazeux résiduel du deuxième étage du lanceur H-I/H-II. On a pu éviter le délestage d'appareils mécaniques au moment de la séparation du satellite et du déploiement des panneaux solaires, sauf pour certaines missions, par exemple la séparation des moteurs d'apogée après usage pour le satellite météorologique géostationnaire. En vue de prévenir une destruction imprévue de l'étage supérieur de H-II dans l'espace, le système

de destruction télécommandé est neutralisé immédiatement après la mise en orbite et ses dispositifs pyrotechniques sont isolés thermiquement pour empêcher un amorçage spontané.

III. PREVENTION DE LA CREATION ACCIDENTELLE DE DEBRIS

20. Les activités les plus urgentes de la Fédération de Russie concernant la technologie de limitation des débris spatiaux visent la prévention des explosions des engins spatiaux et des étages de fusées hors d'usage sous l'effet de l'énergie chimique accumulée à bord. Il est connu que ces explosions sont actuellement les principales sources des débris de petite taille les plus dangereux. Avec l'accumulation progressive d'engins spatiaux hors d'usage en orbite, leurs collisions avec des débris spatiaux (explosions cinétiques) deviendront bientôt les principales sources de nouveaux débris. Par conséquent, un programme à long terme de contrôle du niveau des débris spatiaux devrait également comporter un volet consacré au dégagement de ces objets des orbites de travail.

21. Pour certaines missions, la performance du lanceur a une marge suffisante pour que l'étage dispose d'assez de propergol pour s'éjecter de l'orbite. Il est nécessaire de modifier l'étage de façon à l'équiper de moyens de guidage et de contrôle permettant une éjection contrôlée de l'orbite après l'accomplissement de sa mission première (qui est la mise sur orbite de la charge utile).

22. Lorsque la mission exige la mise sur orbite d'un engin spatial qui lui-même a une capacité de main-d'oeuvre, 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 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 débris - tandis que la seconde accroît la complexité de l'engin spatial. Des études complémentaires sont nécessaires pour déterminer celle de ces deux solutions qui est la plus appropriée.

23. Au lieu de la rentrée et de la retombée dans l'océan, on peut envisager un repositionnement sur une orbite de dégagement. En orbite basse, ce n'est pas une stratégie avantageuse, car elle exige généralement une manoeuvre comportant deux mises à feu qui demande 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 une telle orbite basse pour le dégagement de 31 de ses sources d'énergie nucléaires.

24. On peut aussi envisager une manoeuvre qui abaisse le périégée de façon que la durée de vie sur orbite par inertie soit limitée à une période de 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 en un temps beaucoup plus court que la durée de vie en orbite qui serait nécessaire autrement. Elle coûte beaucoup moins cher qu'une rentrée ciblée, fait intervenir plutôt la rentrée ultérieure, mais soulève des questions de responsabilité.

25. 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 des 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'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 périégée de l'orbite. Cette manoeuvre peut toutefois exiger un système de propulsion susceptible de compliquer la conception du système.

26. Lorsque le risque de rentrée n'est pas admissible, la solution souhaitable peut être la rentrée contrôlée au-dessus d'une région océanique vide. La NASDA n'a aucune expérience de la rentrée contrôlée dans l'atmosphère d'engins spatiaux depuis une altitude élevée, mais la mission de mesure des précipitations tropicales (TRMM) est censée rentrer au-dessus d'une région océanique depuis une altitude de 380 km pour fournir ce type de données. Toutefois, pour limiter au minimum la zone où les fragments non désintégrés seraient éparpillés, la structure devrait

être suffisamment solide pour résister à une rupture sous l'effet de la force aérodynamique à une altitude de 70 à 80 km. Cette condition est contradictoire avec la faible capacité de survie à la rentrée requise. Un autre problème est le choix d'une région océanique vraiment sûre pour une telle manoeuvre.

27. D'après la NASDA, si l'orbite opérationnelle est trop élevée pour que l'on puisse réduire la durée de vie, il faudrait repropulser le système spatial sur une région orbitale de dégagement. Il faudrait alors veiller à accroître à la fois le périégée et l'apogée pour éviter toute interférence avec l'orbite opérationnelle. On pourrait envisager d'avoir une orbite de dégagement située entre 1 300 et 1 400 km d'altitude. Si la manoeuvre demande une quantité inacceptable de propergol, on pourrait donner une impulsion corrective limitée pour placer l'objet à une petite distance au-dessus de l'orbite opérationnelle jusqu'à ce que d'autres mesures d'atténuation puissent être appliquées (par exemple récupération par la Navette spatiale).

28. L'enlèvement de grands objets inertes exige un véhicule de manoeuvre actif capable d'accoster et de saisir une cible inerte soumise au culbutage et non coopérative ainsi que la capacité d'appliquer correctement et avec précision le supplément de vitesse requis pour déplacer l'objet vers l'orbite souhaitée. La Navette spatiale a montré qu'elle avait ces capacités, mais aucun système sans équipage ne les possède pour des altitudes et des inclinaisons plus grandes.

29. Etant donné la multiplicité des petits objets, il est impossible de les prendre en charge et de les faire rentrer activement individuellement. Deux solutions ont été proposées pour l'enlèvement de ces débris. La première consiste à utiliser des dispositifs actifs ou passifs pour intercepter les particules dans un milieu, tel qu'un grand ballon en mousse, absorbant leur énergie cinétique, de façon que le périégée des objets tombe dans des régions où la traînée aérodynamique provoque la rentrée. La deuxième solution consiste à utiliser un dispositif actif qui illumine la particule à l'aide d'un faisceau d'énergie dirigée, qui fait perdre de la vitesse à la particule ou bien la dissipe en fragments qui n'ont plus de masse significative.

IV. PROTECTION DE L'ENVIRONNEMENT DE L'ORBITE DES SATELLITES GEOSTATIONNAIRES

30. Pour les missions vers l'orbite géostationnaire (OGS), les considérations pertinentes pour le dégagement de l'étage supérieur des fusées sont la date de lancement, l'azimut au lancement et le périégée de l'étage de transfert. Pour les systèmes à combustion multiple, on peut réaliser une retombée sans incidences négatives dans l'océan avec une impulsion donnée par le moteur d'apogée de quelques mètres par seconde 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.

31. En outre, il y a des séries de dates de lancement vers l'orbite géostationnaire alignant l'orbite de l'étage de transfert de façon que les forces naturelles (propriétés du Soleil, de la Lune, de la Terre, etc.) agissent pour abaisser ou relever le périégée 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 dégagement des étages dotés de moteurs d'appoint. La seule autre stratégie possible consiste à orienter le vecteur poussé de la fusée dans une direction telle que le périégée de l'orbite de transfert consécutif à l'impulsion se trouve à une altitude suffisamment basse pour que l'étage puisse rentrer ultérieurement dans l'atmosphère. Cette stratégie se traduit pour l'étage par une perte de performance d'environ 15 %.

32. Les mesures adoptées pour les programmes de la NASDA semblent être 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 sept mois par suite du décrochage de l'orbite. L'étage est rentré dans l'atmosphère le 31 mars 1995.

33. L'utilisation d'orbites de dégagement est une solution techniquement réalisable pour débayer la région de l'orbite géostationnaire, mais ce n'est pas la seule possible. Sa rentabilité par rapport à d'autres stratégies n'a pas été étudiée. Si l'on choisit de relever l'orbite, il faut prévoir et réserver les ressources nécessaires en propergol pour

effectuer la manoeuvre. Des études préliminaires montrent que l'orbite doit être portée à 300 km et non à 40-70 km comme l'ont fait certains opérateurs. Le coût en matière de performance de la repropulsion est de 2,64 m/s pour 100 km ou 1,69 kg de propergol pour 1 000 kg de masse de l'engin spatial. Une repropulsion pour 300 km équivaut à trois mois de maintien en position.

34. Le Groupe d'étude 4 du Bureau des radiocommunications de l'Union internationale des télécommunications (IUT), auquel participent les Etats-Unis, a déjà 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 tous propergols et gaz résiduels en "sécurisant" les batteries.

35. L'Administration océanique atmosphérique nationale (NOAA) des Etats-Unis, la NASA et plusieurs programmes du Ministère de la défense des Etats-Unis propulsent régulièrement leurs satellites qui ne sont plus fonctionnels sur des orbites au-dessus de l'orbite géostationnaire pour empêcher la création de débris supplémentaires à la suite de collisions fortuites avec d'autres satellites à la dérive et pour libérer les créneaux orbitaux précieux.

36. La technologie utilisée pour dégager les engins spatiaux russes de l'orbite géostationnaire à la fin de leur vie utile repose sur l'utilisation du combustible résiduel (pour les satellites des séries Statsionar-D, Ekran-M et Gorizont) et sur la fourniture de la quantité de combustible supplémentaire nécessaire pour relever l'altitude moyenne de l'orbite de 200 km (pour les nouveaux types d'engins spatiaux).

37. 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 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 éventuelles des systèmes de mesure.

Note

¹Documents officiels de l'Assemblée générale, cinquante et unième session, supplément nE 20 (A/51/20), par. 86.