



---

**Comité des utilisations pacifiques  
de l'espace extra-atmosphérique**

**Évacuation des satellites de l'orbite géosynchrone**

**Rapport du Secrétariat**

Table des matières

	<i>Paragraphes</i>	<i>Page</i>
I. Introduction .....	1-2	2
II. Normes et recommandations relatives à l'évacuation des satellites de l'orbite géosynchrone .....	3-8	2
III. Exemples de politiques d'évacuation des satellites de l'OSG .....	9-15	3
A. Intelsat .....	10	3
B. Agence spatiale canadienne .....	11-12	4
C. Centre national d'études spatiales .....	13	4
D. Agence spatiale européenne .....	14	4
E. EUMETSAT .....	15	4
IV. Situation à proximité de l'orbite géostationnaire .....	16-20	5
V. Conclusions .....	21	5
Annexe: Données statistiques .....		6

## I. Introduction

1. À sa quarante-deuxième session, le Comité des utilisations pacifiques de l'espace extra-atmosphérique est convenu<sup>1</sup> que le Sous-Comité scientifique et technique, à sa trente-septième session, devrait passer en revue l'application internationale des normes de l'Union internationale des télécommunications (UIT) et les recommandations du Comité de coordination inter-agences sur les débris spatiaux (IADC) au sujet de l'évacuation des satellites de l'orbite géosynchrone à la fin de leur vie utile. Il a aussi recommandé que, pour faciliter l'examen par le Sous-Comité, le Secrétariat compile les données appropriées sur les objets spatiaux en orbite géosynchrone.

2. Le présent rapport a été établi par le Secrétariat en réponse à la demande du Comité. Il incorpore les informations reçues de l'Agence spatiale canadienne (ASC), du Centre national d'études spatiales (CNES) français, de l'Organisation européenne pour l'exploitation des satellites météorologiques (EUMETSAT) et d'Intelsat. Le Secrétariat souhaite exprimer son appréciation à l'Institut d'astronomie de l'Académie des sciences de la République tchèque, au Centre européen des opérations spatiales (ESOC) de l'Agence spatiale européenne (ESA) à Darmstadt (Allemagne), et au Johnson Space Center de l'Administration nationale de l'aéronautique et de l'espace (NASA) des États-Unis d'Amérique, à Houston, pour les concours précieux qu'ils ont apportés à l'établissement du présent rapport.

## II. Normes et recommandations relatives à l'évacuation des satellites de l'orbite géosynchrone

3. Dans les années 80, l'UIT a abordé la question de l'évacuation en fin de vie utile et des orbites supersynchrones de rebut. En 1986, le Comité consultatif international des radiocommunications de l'UIT (CCIR) a chargé le Groupe d'étude 4 d'examiner le point 34.4 et d'étudier six questions associées au potentiel d'interférence physique dans l'orbite des satellites géosynchrones (OSG) et à l'extraction des engins spatiaux de l'OSG. Après nombre d'années d'observations et de débats scientifiques, l'UIT a conclu qu'il serait prudent de prendre certaines mesures de limitation de la croissance de la population des satellites sur l'orbite géosynchrone.

4. Plus précisément, il a été recommandé ce qui suit:<sup>2</sup>

a) Aussi peu de débris que possible devraient être déposés sur l'orbite géosynchrone (OSG) lors de la mise en orbite d'un satellite;

b) Tous les efforts raisonnables devraient être fournis pour raccourcir la durée de vie des débris dans l'orbite de transfert;

c) Un satellite géostationnaire en fin de vie devrait être transféré, avant épuisement complet de son propergol, vers une orbite supersynchrone de rebut qui ne coupe pas l'OSG;

d) Le transfert vers l'orbite de rebut devrait être effectué avec toute l'attention voulue pour éviter les interférences dans les radiofréquences de communication avec les satellites actifs;

e) La note ci-après fait partie de la recommandation: "D'autres études sont nécessaires pour définir ce qui constitue une orbite efficace de rebut."

5. Lorsque les recommandations de l'UIT ont été publiées, plus de 90 engins spatiaux avaient déjà été évacués de l'OSG vers une grande variété d'orbites de rebut, conformément au précédent établi par Intelsat en 1977. Au début des années 80, la politique officielle d'Intelsat était de désynchroniser les engins spatiaux devenus inutilisables à une altitude de 40 à 50 km au-dessus de l'OSG, mais une décennie plus tard cette altitude minimale avait été portée à une distance de 150 km au-dessus de l'OSG (voir chap. III).

6. Bien que l'UIT n'ait pas explicitement recommandé une orbite supersynchrone spécifique d'évacuation (de rebut), sa définition de l'OSG "comme ayant un rayon moyen de  $42\,164 \pm 300$  km et s'étendant jusqu'à  $15^\circ$  nord et sud en latitude" entraînait un périhélie minimum de l'orbite de rebut à 300 km au-dessus de l'OSG.<sup>3</sup>

7. Lors de la douzième réunion de l'IADC à Houston en mars 1995, l'action à entreprendre 12.6 a été assignée au Groupe de travail 4 (réduction), à savoir passer en revue la recommandation de 1993 de l'UIT concernant les orbites de rebut des engins spatiaux devant quitter l'OSG. Après un débat scientifique prolongé, l'IADC, représentant les principales agences spatiales, est parvenu à un consensus sur une nouvelle formulation déterminant l'altitude minimale des orbites de rebut, basée sur des facteurs clairement identifiés.<sup>4</sup>

8. La recommandation de l'IADC reconnaissait que la grande majorité (plus de 97 %) des engins spatiaux

opérationnels sur l'OSG ont leur périégée et leur apogée à moins de 75 km de l'OSG. En outre, les régions allant jusqu'à 125 km de part et d'autre de cette zone opérationnelle sont utilisées comme couloirs de translation des engins spatiaux pour permettre l'acquisition initiale de la station et les repositionnements ultérieurs. Pour faire en sorte que la zone opérationnelle haute et les couloirs de translation ne coupent pas les orbites de rebut, des zones tampons de 35 km et de 10 à 200 km ont été établies pour tenir compte des perturbations orbitales dues aux forces gravitationnelles et aux forces du rayonnement solaire, respectivement. La formule simplifiée s'écrit comme suit:

$$\Delta H = 235 + 1000 \times C_R \times A/m,$$

là où  $\Delta H$  est l'altitude minimale du périégée de l'orbite de rebut au-dessus de l'OSG exprimée en kilomètres,  $C_R$  est le coefficient de pression du rayonnement solaire (habituellement d'une valeur comprise entre 1 et 2),  $A$  est l'aire de la section moyenne et  $m$  est la masse du satellite. Cela signifie que pour un engin spatial présentant un rapport  $A/m$  de 0,01 m<sup>2</sup>/kg, le périégée minimal de l'orbite de rebut doit se situer à 245 km au-dessus de l'altitude de l'OSG et pour les engins spatiaux de 0,10 m<sup>2</sup>/kg et pour  $C_R = 2$ , il doit être à 435 km.

### III. Exemples de politiques d'évacuation des satellites de l'OSG

9. Aux fins de l'établissement du présent rapport, le Secrétariat a invité les opérateurs de satellites à fournir des informations sur leur politique générale concernant l'évacuation des satellites de l'OSG et sur la situation des engins spatiaux qu'ils exploitent à proximité de l'OSG. Les réponses reçues sur le fond sont récapitulées ci-après.

#### A. Intelsat

10. Intelsat applique des politiques et des procédures qu'elle s'impose à elle-même en matière de désarmement des satellites "hors d'usage" pour prévenir la génération de débris spatiaux. Les politiques et les procédures applicables à la conception générale des satellites, aux opérations de lancement, à l'exploitation des satellites, aux anomalies des satellites et au désarmement des satellites sont les suivantes:

##### 1. Conception générale des satellites

La documentation d'Intelsat spécifie une conception des satellites qui réduit au minimum la génération de

débris spatiaux par dégazage dans le vide lors du déploiement sur orbite de transfert et de l'exploitation en orbite.

Intelsat utilise des satellites monobloc qui ne produisent pas de débris orbitaux.

Les satellites sont équipés, chaque fois que possible, de dispositifs de mesure pour permettre de déterminer l'approche de l'épuisement du propergol.

##### 2. Opérations de lancement

Le dialogue est entretenu avec le Commandement spatial des États-Unis. Intelsat fournit sur demande des informations sur le lancement et les paramètres orbitaux.

##### 3. Exploitation des satellites

Des budgets détaillés du propergol des satellites sont tenus à jour, avec un enregistrement de toutes les manœuvres. Des modèles mathématiques sont utilisés pour calculer l'utilisation de propergol et pour prévoir les réserves restantes. Ces modèles sont en permanence mis à jour en même temps que les données de vol.

Une marge d'incertitude est appliquée pour tenir en réserve une certaine quantité de propergol et garantir que les satellites ne s'échouent pas en orbite.

Des stations au sol multiples sont employées pour poursuivre et commander les satellites afin d'assurer une redondance complète pendant les opérations en orbite ou les situations d'urgence.

La télémétrie satellite est continuellement surveillée et comparée aux limites préréglées. Des alarmes alertent les équipes au sol en cas d'anomalie.

La capacité des batteries et le fonctionnement des sous-systèmes d'alimentation sont continuellement surveillés sur tous les satellites. Des procédures de secours sont prévues pour déconnecter les systèmes consommateurs lorsque la charge des batteries est basse ou en cas de problèmes d'alimentation.

Des plans et des procédures d'urgence sont disponibles pour parer aux imprévus: des ingénieurs assurent une veille et peuvent être consultés 24 heures sur 24.

Intelsat se conforme aux protocoles standard lors des repositionnements orbitaux et coordonne toutes ses

activités avec les autres propriétaires et exploitants de satellites.

#### **4. Anomalies des satellites**

Les plans d'urgence prévoient le relèvement immédiat de l'orbite et le désarmement de tout satellite susceptible de s'échouer sur l'arc orbital géosynchrone. Le Directeur du service de l'appui et des processus technologiques est habilité à prendre cette décision; aucune autre approbation ou autorisation n'est exigée.

#### **5. Désarmement des satellites**

Lorsqu'ils sont désarmés, tous les satellites sont mis en mode passif de sécurité. Cette opération comporte la dépressurisation et la vidange des systèmes de propulsion dans le cadre du relèvement de l'orbite, la décharge des batteries et l'extinction de toutes les fréquences radio pour exclure toute interférence avec d'autres propriétaires ou exploitants de satellites.

Pour les satellites plus anciens, une quantité suffisante de propergol est tenue en réserve pour pouvoir relever l'orbite à une altitude minimale de 150 km au-dessus de l'orbite géosynchrone lors du désarmement. Cette manœuvre se fait normalement en plusieurs fois, réparties sur plusieurs jours, pour garantir une bonne orbite de stationnement. Pour les satellites plus récents, à partir d'Intelsat VI, une altitude minimale de désarmement de 300 km a été adoptée. En raison de la prudence exercée dans la gestion du propergol, Intelsat dépasse normalement l'altitude d'objectif de désarmement.

### **B. Agence spatiale canadienne**

11. Le Canada n'a pas de politique officielle d'évacuation de l'OSG. Il considère toutefois qu'il est prudent de protéger les engins spatiaux présents et futurs et de préserver les positions orbitales en mettant à l'écart les objets réformés. L'opérateur canadien Telesat vise en principe une orbite de rebut à 300 km, mais certains facteurs techniques affectent la grandeur du déplacement réalisé.

12. La valeur de déplacement des satellites réformés est généralement positive, mais dans plusieurs cas elle est inférieure à 300 km (voir tableaux en annexe). Le satellite

du Gouvernement canadien CTS/Hermes (1976-004A) n'a pas été manœuvré par Telesat. Il a été initialement stationné par 116° de longitude ouest, mais a ensuite été déplacé à 142° pour effectuer des expériences avec l'Australie. Le contrôle du satellite a été perdu le 24 novembre 1979 alors qu'il était sur cette position. De ce fait il a été impossible de le placer sur une orbite de rebut appropriée.

### **C. Centre national d'études spatiales**

13. L'Agence spatiale française, le CNES, s'efforce de mieux comprendre l'environnement actuel de débris et d'établir une norme française pour donner aux directeurs de projet spatiaux des directives sur la façon de réduire les niveaux de risque. Pour les satellites sur l'orbite géosynchrone, le CNES applique, depuis 1983, des mesures de sortie d'orbite aux satellites qu'il contrôle, à l'exception de ceux qui ont échoué pendant leur mission opérationnelle (par exemple Telecom 1B, 1985-035B). Le CNES a d'ores et déjà adopté la recommandation de l'IADC au sujet de l'altitude minimale de l'orbite de rebut pour les satellites géostationnaires. Une liste des satellites évacués de cette orbite figure dans les tableaux en annexe.

### **D. Agence spatiale européenne**

14. L'Agence spatiale européenne (ESA) étudie depuis 1979 le risque de collision dans l'anneau géostationnaire et a proposé l'utilisation d'une orbite de rebut afin de protéger les satellites géostationnaires opérationnels. Le premier satellite de l'ESA à avoir été enlevé de l'orbite géostationnaire a été ESA-GEOS 2 (1978-071A), en janvier 1984. En 1989, les objectifs de l'ESA dans le domaine des débris spatiaux ont été formulés et approuvés par son Conseil. Ils comportent notamment une politique d'évacuation des satellites géostationnaires à la fin de leur vie opérationnelle vers une orbite de rebut situé à au moins 300 km au-dessus de l'orbite géostationnaire. Le document de l'ESA intitulé "Manuel de réduction des débris spatiaux" contient la recommandation de l'IADC concernant le changement d'orbite des satellites géostationnaires à la fin de leur vie opérationnelle. Une liste des satellites ainsi évacués figure dans les tableaux en annexe. À la suite d'une anomalie, le satellite Olympus 1 (1989-053A) n'a pu être transféré que vers une orbite de rebut plus basse que l'orbite géostationnaire.

## E. EUMETSAT

15. De manière générale, EUMETSAT enlève dans toute la mesure possible les engins spatiaux hors d'usage de l'arc géostationnaire. L'activité d'EUMETSAT dans ce domaine n'est pas régie par une politique officielle, mais elle vise généralement à suivre la meilleure pratique observée par les autres opérateurs de satellites. La liste des satellites évacués figure dans les tableaux en annexe.

## IV. Situation à proximité de l'orbite géostationnaire

16. La situation dans la région de l'orbite géostationnaire, en date du 1<sup>er</sup> juillet 1999, est indiquée par les figures et les tableaux joints en annexe. Le nombre des engins spatiaux, des étages supérieurs et des manœuvres de fin de vie utile (EOL) est indiqué dans les figures 1 et 2 et dans le tableau 1, qui ont été fournis par le Johnson Space Center de la NASA. Entre 1963 et 1999, non moins de 573 engins spatiaux et près de 200 étages supérieurs ont été mis en orbite à proximité de l'OSG. À la mi-1999, le nombre des engins spatiaux opérationnels sur l'OSG était estimé à 270, et plus de 160 engins spatiaux avaient été enlevés de l'OSG. Les dates des manœuvres EOL, lorsqu'elles sont disponibles, sont indiquées aux tableaux 2 à 5.

17. Les tableaux 2 à 5 sont basés sur le document "Classification des objets géostationnaires, titre 1", publié en août 1999 par l'ESOC; les informations ont été vérifiées et modifiées en utilisant les renseignements fournis par d'autres sources (voir par. 2). L'exhaustivité des listes d'objets proches de l'OSG est limitée par plusieurs facteurs. En premier lieu, les éléments orbitaux de certains objets ne sont pas du domaine public. Deuxièmement, les objets d'une taille inférieure à environ 1 mètre ne sont pas facilement décelables et sont difficiles à répertorier. Des éléments orbitaux figurent dans le registre Two-Line Elements (TLE) de la NASA et sont traités par l'ESOC dans la base de données et le système d'information pour la caractérisation des objets dans l'espace (DISCOS). Le document de l'ESOC mentionné ci-dessus contient une analyse détaillée des éléments orbitaux disponibles relatifs aux objets sur l'orbite géostationnaire et à sa proximité.

18. Les tableaux qui sont joints au présent rapport ne portent que sur les engins spatiaux, à l'exclusion des étages

supérieurs de fusées et autres débris. Les engins spatiaux sont répartis entre différentes catégories en fonction de leur distance minimale à l'orbite géosynchrone. Les objets énumérés au tableau 2 sont en conformité complète avec la norme de distance minimale de l'orbite de rebut de l'UIT, à savoir à 300 km de l'OSG. Les objets énumérés aux tableaux 3 et 4 ne coupent pas l'OSG, mais ils n'en sont pas à une distance de sécurité, et les perturbations orbitales pourraient causer des changements de leurs orbites qui les feraient changer de catégorie. Certains objets sont évacués en orbite au-dessous de l'altitude de l'OSG (tableau 4). Enfin, les objets énumérés au tableau 5 coupent actuellement l'orbite géostationnaire et sont potentiellement dangereux pour les satellites en activité sur celle-ci.

19. Dans la colonne intitulée "Situation" dans les tableaux 2 à 5, la catégorie générale et le nombre correspondant provenant du document de l'ESOC "Classification des objets géostationnaires" sont indiqués pour faciliter leur identification. Les satellites actifs de la catégorie C, qui sont soumis au régime de plein contrôle de la longitude et de l'inclinaison (C1) ou de la longitude seulement (C2) n'ont pas été pris en compte. Le fait qu'un satellite a achevé sa vie utile est, en principe, déterminé par la décision de son propriétaire ou de son opérateur. En l'absence de déclarations publiées, une indication de l'inactivité des satellites est donnée par l'absence de manœuvres de maintien en position et de correction de la dérive des satellites hors de leur position nominale d'origine. Il est néanmoins possible qu'un satellite soit repositionné d'une position nominale à une autre en le mettant sur une orbite de dérive.

20. La plupart des objets pris en compte sont sur des orbites de dérive, à savoir dans la catégorie D, et ne sont apparemment pas contrôlés par une station. Les déviations moyennes de leur périégée et de leur apogée par rapport au rayon géostationnaire de 42 164 km sont indiquées, ainsi que leur inclinaison. Les objets restants sont énumérés sous la catégorie L, qui signifie qu'ils sont en libration (oscillants) autour des points de Lagrange, à savoir du point stable oriental par 75° de longitude est (catégorie L1), du point stable occidental par 107° de longitude ouest (catégorie L2), voire autour de ces deux points (catégorie L3). Les orbites de libration sont plutôt compliquées. Elles sont très proches de l'altitude nominale de l'OSG, et certaines croisent l'OSG deux fois par jour tandis que d'autres ne la coupent qu'à certaines phases seulement de la période de libration. Les altitudes de leur périégée et de leur apogée n'ont par conséquent pas été

indiquées. Les objets de statut indéterminé, catégorie Ind, ne sont pas indiqués. Certains des objets de cette catégorie peuvent être en activité; pour d'autres, des informations additionnelles de la part de leur propriétaire ou de leur exploitant seraient nécessaires pour déterminer leur statut.

## V. Conclusions

21. Les normes de l'UIT et les recommandations de l'IADC ont été élaborées très récemment et n'ont pas force obligatoire. Il est donc très difficile d'évaluer leur application internationale. La plupart des opérateurs de satellites se rendent compte du sérieux de la situation à proximité de l'OSG et ont reconnu la sagesse qu'il y aurait à prendre des mesures de précaution. En raison de problèmes techniques et de gestion, toutefois, même les principes adoptés volontairement ne sont pas suivis dans

bien des cas. Pour que les mesures de protection de l'orbite géostationnaire deviennent efficaces, il faudrait que s'établisse un vaste consensus international sur des directives, et une surveillance systématique de leur application serait semble-t-il nécessaire.

### Notes

- <sup>1</sup> *Documents officiels de l'Assemblée générale, cinquante-quatrième session, Supplément n° 20 (A/54/20), par. 44.*
- <sup>2</sup> "Environmental protection of the geostationary-satellite orbit." In 1993-ITU-R recommendations, ITU-R S series, ITU-R S.1003 (Genève, Fixed Satellite Service, 1993).
- <sup>3</sup> Ibid.
- <sup>4</sup> *Fifteenth Inter-Agency Space Debris Coordination Committee Meeting Proceedings, 9-12 December 1997* (Houston, NASA Johnson Space Center, 1998).

## Annexe

## Données statistiques

Figure 1

## Engins spatiaux et étages supérieurs proches de l'orbite des satellites géostationnaires (OSG)

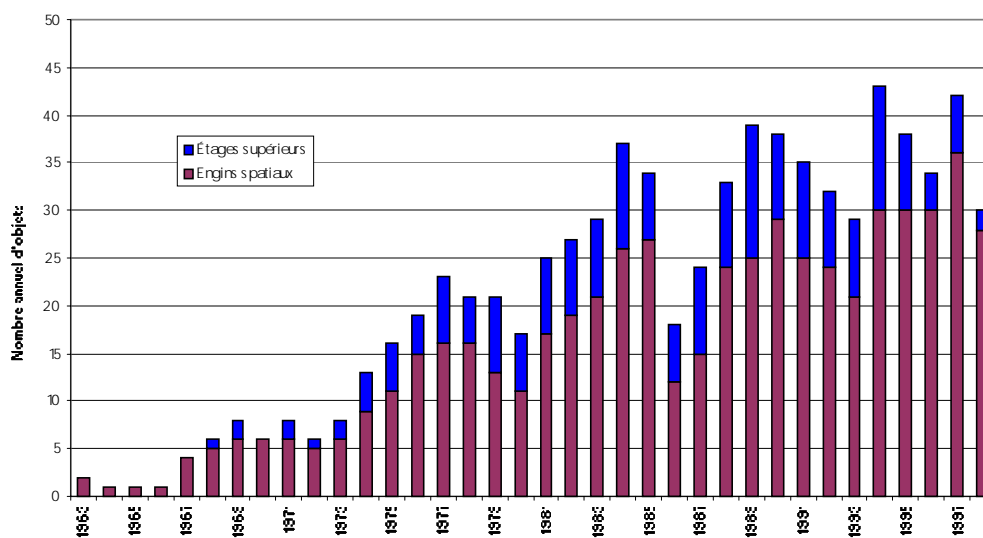


Figure 2

## Nouveaux engins et manœuvres de fin de vie utile

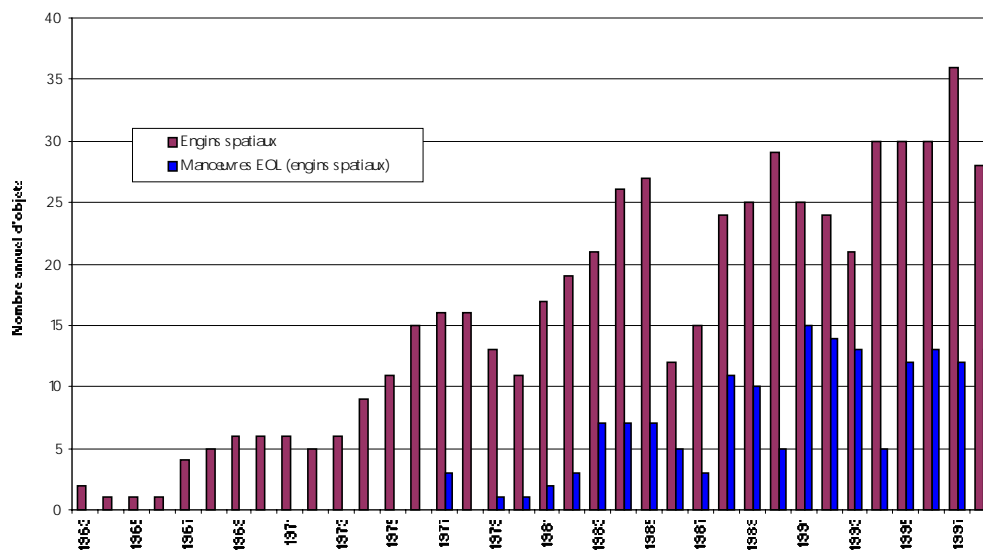


Tableau 1  
**Statistiques des opérations sur l'orbite géostationnaire**

<i>Année</i>	<i>Engins spatiaux</i>	<i>Manœuvres EOL (engins spatiaux)</i>	<i>Étages supérieurs</i>
1963	2	0	0
1964	1	0	0
1965	1	0	0
1966	1	0	0
1967	4	0	0
1968	5	0	1
1969	6	0	2
1970	6	0	0
1971	6	0	2
1972	5	0	1
1973	6	0	2
1974	9	0	4
1975	11	0	5
1976	15	0	4
1977	16	3	7
1978	16	0	5
1979	13	1	8
1980	11	1	6
1981	17	2	8
1982	19	3	8
1983	21	7	8
1984	26	7	11
1985	27	7	7
1986	12	5	6
1987	15	3	9
1988	24	11	9
1989	25	10	14
1990	29	5	9
1991	25	15	10
1992	24	14	8
1993	21	13	8
1994	30	5	13
1995	30	12	8
1996	30	13	4
1997	36	12	6
1998	28	13	2
<b>Total</b>	<b>573</b>	<b>162</b>	<b>195</b>



Tableau 2

**Engins dont le périégée de l'orbite se situe à plus de 300 km au-dessus de l'orbite des satellites géostationnaires**

État	Identification		Périégée	Apogée	Inclinaison	Manœuvre EOL
	COSPAR	Nom				
D.-	1969-045A	Intelsat 3 F-4 (34)	3 699 km	3 965 km	6,1	1977
D.401	1970-003A	Intelsat 3 F-6 (36)	398 km	755 km	5,18	1977
D.111	1971-006A	Intelsat 4 F-2 (42)	344 km	470 km	15,29	1983
D.110	1972-090A	Telesat 1 (Anik 1)	352 km	468 km	13,89	1982
D.39	1973-100A	DSCS 3	629 km	872 km	16,04	1990
D.31	1973-100B	DSCS 4	491 km	1 089 km	15,52	1993
D.94	1974-033A	SMS 1	411 km	533 km	17,33	1981
D.15	1976-053A	Marisat 2	720 km	1 824 km	14,36	1996
D.9	1977-005A	NATO 3B	1 272 km	1 656 km	13,22	1993
D.22	1977-034A	DSCS 7	957 km	1 123 km	15,20	1981
D.11	1977-034B	DSCS 8	1 266 km	1 566 km	14,87	1990
D.117	1977-118A	Sakura 1 (CS-1)	366 km	405 km	13,37	1985
D.87	1978-106A	NATO 3C	482 km	535 km	10,78	1992
D.2	1978-113A	DSCS 11	1 741 km	1 950 km	14,94	1993
D.84	1978-113B	DSCS 12	502 km	541 km	12,78	1992
D.89	1979-038A	Fleetsatcom 2	421 km	564 km	12,81	1992
D.13	1979-098A	DSCS 13	1 327 km	1 400 km	12,59	1993
D.82	1979-098B	DSCS 14	525 km	570 km	12,43	1995
D.98	1980-049A	Gorizont 4	443 km	492 km	13,73	1988
D.114	1980-098A	Intelsat 5 F-2 (502)	320 km	467 km	8,19	1998
D.112	1981-050A	Intelsat 5 F-1 (501)	383 km	421 km	8,70	1997
D.103	1981-057A	Meteosat 2	318 km	562 km	9,84	1991
D.93	1981-073A	Fleetsatcom 5	435 km	513 km	12,97	1986
D.6	1981-122A	Marecs 1	1 012 km	2 056 km	9,59	1996
D.88	1982-020A	Gorizont 5	358 km	634 km	13,03	1989
D.7	1982-106A	DSCS 15	1 509 km	1 528 km	9,99	1997
D.47	1982-113A	Raduga 11	554 km	916 km	11,84	1989
D.5	1983-016A	Ekran 10	1 375 km	1 700 km	13,35	1985
D.113	1983-058A	ECS 1	371 km	425 km	7,57	1996
D.81	1983-066A	Gorizont 7	494 km	603 km	11,30	1989
D.108	1983-081A	Sakura 2B (CS-2B)	390 km	439 km	8,74	1990
D.75	1983-088A	Raduga 13	527 km	671 km	11,36	1987
D.80	1983-118A	Gorizont 8	468 km	675 km	10,97	1988
D.28	1984-023A	Intelsat 5 F-8 (508)	858 km	772 km	6,38	1994
D.18	1984-028A	Ekran 12	1 182 km	1 266 km	12,40	1988
D.108	1984-081A	ECS 2	390 km	448 km	6,87	1993
D.83	1984-081B	Telecom 1A	379 km	686 km	6,79	1992
D.17	1984-090A	Ekran 13	1 176 km	1 295 km	11,65	1989
D.29	1984-093C	Leasat 2	681 km	936 km	11,82	1996
D.90	1984-113C	Leasat 1	354 km	629 km	6,23	1992
D.3	1985-024A	Ekran 14	1 532 km	1 685 km	11,38	1988
D.25	1985-028C	Leasat 3	618 km	1 290 km	13,15	1996
D.50	1985-076D	Leasat 4	677 km	739 km	8,41	1988

<i>État</i>	<i>Identification COSPAR</i>	<i>Nom</i>	<i>Périgée</i>	<i>Apogée</i>	<i>Inclinaison</i>	<i>Manœuvre EOL</i>
D.120	1985-087A	Intelsat 5A F-12 (512)	305 km	350 km	4,12	1998
D.20	1986-038A	Ekran 15	1 011 km	1 145 km	10,27	1988
D.86	1986-082A	Raduga 19	474 km	558 km	8,74	1993
D.23	1986-090A	Gorizont 13	954 km	1 096 km	8,78	1991
D.16	1987-028A	Raduga 20	1 136 km	1 370 km	9,23	1991
D.40	1987-040A	Gorizont 14	635 km	864 km	10,27	1992
D.19	1987-073A	Ekran 16	1 082 km	1 111 km	9,10	1989
D.14	1987-109A	Ekran 17	1 100 km	1 455 km	7,71	1993
D.74	1988-012A	Sakura 3A	570 km	650 km	2,52	1996
D.54	1988-028A	Gorizont 15	564 km	836 km	7,72	1992
D.8	1988-036A	Ekran 18	1 447 km	1 554 km	8,61	1990
D.24	1988-051A	Meteosat 3	933 km	985 km	5,49	1995
D.21	1988-108A	Ekran 19	936 km	1 154 km	6,97	1997
D.26	1989-020B	Meteosat 4	911 km	834 km	4,30	1995
D.102	1989-048A	Raduga 1-01	371 km	518 km	6,39	1996
D.107	1990-077A	Yuri 3A (BS-3A)	375 km	456 km	1,07	1998
D.116	1991-046A	Gorizont 23	354 km	420 km	4,77	1992
D.105	1991-060A	Yuri 3B (BS-3B)	406 km	436 km	1,85	1999
D.85	1991-074A	Gorizont 24	447 km	595 km	4,47	1998

Tableau 3

**Engins spatiaux dont le périégée de l'orbite se situe entre 0 et 300 km au-dessus de l'orbite des satellites géostationnaires**

État	Identification		Périégée	Apogée	Inclinaison	Manœuvre EOL
	COSPAR	Nom				
D.37	1968-116A	Intelsat 3 F-2 (32)	195 km	1 326 km	15,45	1977
D.152	1969-069A	ATS 5	195 km	247 km	15,19	1984
D.161	1971-116A	Intelsat 4 F-3 (43)	130 km	237 km	13,74	1983
D.180	1972-003A	Intelsat 4 F-4 (44)	106 km	143 km	13,23	1983
D.220	1972-041A	Intelsat 4 F-5 (45)	26 km	65 km	13,91	1983
D.175	1973-023A	Telesat 2 (Anik 2)	66 km	201 km	13,07	1982
D.124	1973-058A	Intelsat 4 F-7 (47)	296 km	343 km	13,28	1983
D.190	1974-022A	Westar 1	72 km	139 km	12,76	1983
D.184	1974-075A	Westar 2	97 km	139 km	12,56	1986
D.173	1974-093A	Intelsat 4 F-8 (48)	116 km	158 km	11,89	1985
D.198	1974-101A	Symphonie	68 km	107 km	14,74	1983
D.153	1975-011A	SMS 2	166 km	265 km	14,52	1982
D.213	1975-038A	Telesat 3 (Anik 3)	39 km	87 km	12,03	1984
D.136	1975-042A	Intelsat 4 F-1 (41)	235 km	338 km	11,91	1987
D.200	1975-077A	Symphonie 2	57 km	113 km	14,84	1985
D.194	1975-091A	Intelsat 4A F-1 (411)	74 km	119 km	11,87	1986
D.160	1975-117A	RCA Satcom 1	80 km	303 km	11,99	1984
D.164	1976-010A	Intelsat 4A F-2 (412)	139 km	191 km	12,04	1985
D.129	1976-017A	Marisat 1	265 km	338 km	13,50	1997
D.96	1976-029A	Satcom 2	229 km	708 km	11,77	1985
D.183	1976-035A	NATO 3A	13 km	229 km	12,97	1992
D.179	1976-042A	Comstar 1A	104 km	150 km	11,86	1987
D.217	1976-066A	Palapa 1	38 km	63 km	11,65	1988
D.202	1976-073A	Comstar 1B	66 km	100 km	11,72	1994
D.205	1977-014A	KIKU 2	54 km	95 km	14,26	1991
D.209	1977-018A	Palapa 2	42 km	88 km	10,85	1991
D.148	1977-041A	Intelsat 4A F-4 (413)	179 km	290 km	11,00	1989
D.135	1977-065A	Himawari 1	230 km	349 km	13,74	1989
D.192	1978-002A	Intelsat 4A F-3 (414)	84 km	121 km	10,52	1988
D.123	1978-044A	OTS 2	283 km	358 km	12,30	1991
D.128	1978-068A	Comstar 1C	214 km	395 km	10,41	1986
D.140	1978-071A	ESA-GEOS 2	220 km	286 km	14,27	1984
D.177	1978-116A	Telesat 4 (Anik)	106 km	151 km	9,95	1986
D.197	1979-072A	Westar 3	69 km	114 km	8,91	1990
D.133	1980-074A	GOES 4	140 km	450 km	12,40	1988
D.178	1980-091A	SBS 1	103 km	150 km	9,60	1991
D.156	1981-076A	Himawari 2	152 km	254 km	12,07	1989
D.228	1981-096A	SBS 2	23 km	55 km	8,73	1996
D.221	1981-114A	Satcom 3R	22 km	66 km	6,50	1991
D.151	1981-119A	Intelsat 5 F-3 (503)	140 km	313 km	7,89	1998
D.159	1982-004A	Satcom 4	172 km	214 km	5,87	1991
D.171	1982-014A	Westar 4	121 km	162 km	5,94	1991
D.132	1982-017A	Intelsat 5 F-4 (504)	177 km	414 km	7,90	1995

<i>État</i>	<i>Identification COSPAR</i>	<i>Nom</i>	<i>Périgée</i>	<i>Apogée</i>	<i>Inclinaison</i>	<i>Manœuvre EOL</i>
D.130	1982-058A	Westar 5	228 km	370 km	5,65	1992
D.222	1982-082A	Telesat 5 (Anik D1)	13 km	74 km	6,26	1991
D.195	1982-110B	SBS 3	61 km	129 km	6,01	1995
D.191	1982-110C	Telesat 6 (Anik C3)	83 km	123 km	6,07	1997
D.144	1983-006A	Sakura 2A	198 km	292 km	9,29	1991
D.185	1983-030A	Satcom 1R	79 km	152 km	5,06	1992
D.125	1983-047A	Intelsat 5 F-6 (506)	288 km	339 km	6,53	1998
D.121	1983-059B	Telesat 7 (Anik C2)	154 km	498 km	5,94	1998
D.226	1983-065A	Galaxy 1	23 km	57 km	4,20	1994
D.154	1983-077A	Telstar 3A	112 km	310 km	4,37	1996
D.145	1983-094A	Satcom 2R	178 km	307 km	3,48	1995
D.165	1983-105A	Intelsat 5 F-7 (507)	129 km	197 km	6,86	1996
D.118	1984-005A	Yuri 2A	294 km	396 km	8,60	1989
D.181	1984-080A	Himawari 3	95 km	153 km	8,45	1995
D.172	1984-093D	Telstar 3C	121 km	157 km	3,46	1997
D.182	1984-101A	Galaxy 3	88 km	156 km	3,50	1995
D.115	1984-113B	Telesat 8 (Anik D2)	265 km	509 km	4,74	1995
D.169	1984-114A	Spacenet 2	96 km	195 km	1,85	1998
D.149	1985-048B	Morelos 1	214 km	241 km	4,16	1994
D.188	1985-048D	Telstar 3D	105 km	118 km	3,20	1999
D.170	1985-076B	Aussat-1	122 km	166 km	5,02	1993
D.157	1986-003B	Satcom K1	186 km	220 km	2,15	1997
D.109	1986-007A	Raduga 18	127 km	702 km	9,43	1991
D.137	1986-016A	Yuri 2B	205 km	351 km	6,78	1992
D.174	1986-026A	Gstar 2	115 km	155 km	3,34	1997
D.193	1987-029A	Palapa 5	76 km	127 km	2,73	1998
D.138	1987-070A	KIKU 5	216 km	315 km	6,05	1997
D.122	1987-095A	TV-Sat 1	265 km	376 km	8,07	1989
D.63	1988-018B	Telecom 1C	251 km	1081 km	3,21	1996
D.201	1988-071A	Gorizont 16	25 km	143 km	7,06	1991
D.131	1988-086A	Sakura 3B	270 km	323 km	1,63	1997
D.127	1988-098A	TDF 1	291 km	320 km	2,47	1996
D.163	1988-109A	Skynet 4B	153 km	178 km	5,53	1998
D.119	1989-004A	Gorizont 17	261 km	423 km	6,68	1997
D.155	1989-020A	JCSAT 1	188 km	229 km	1,67	1998
D.126	1989-027A	TELE-X	287 km	330 km	1,98	1998
D.167	1989-041A	Superbird A	125 km	171 km	6,57	1991
D.142	1989-052A	Gorizont 18	100 km	393 km	6,26	1996
D.92	1990-063A	TDF 2	267 km	681 km	0,66	1999
D.-	1993-015A	UFO 1	253 km	322 km	22,90	1993
D.158	1993-039A	Galaxy 4	121 km	1274 km	0,93	1998

Tableau 4

**Engins spatiaux placés sur une orbite inférieure à l'orbite des satellites géostationnaires et d'un apogée compris entre 0 et -400 km par rapport à l'orbite des satellites géostationnaires**

<i>État</i>	<i>Identification</i>		<i>Périgée</i>	<i>Apogée</i>	<i>Inclinaison</i>	<i>Manœuvre EOL</i>
	<i>COSPAR</i>	<i>Nom</i>				
D.290	1968-081A	OV 2-5	-709 km	- 3 km	13,12	
D.294	1974-039A	ATS 6	-599 km	-346 km	14,74	1980
D.240	1985-015A	Arabsat 1A	- 73 km	-10 km	6,53	1992
D.258	1988-034A	Kosmos 1940	-207 km	-14 km	7,45	1988
D.256	1989-041B	DFS 1 Kopernikus 1	-168 km	-49 km	2,82	1995
D.283	1989-053A	Olympus 1	-381 km	-228 km	5,47	1993

Tableau 5  
Engins spatiaux dont l'orbite coupe l'orbite géostationnaire

État	Identification		Périgée	Apogée	Inclinaison	Manœuvre EOL
	COSPAR	Nom				
D.402	1964-047A	Syncom 3	-43 km	72 km	8,55	
L2.21	1965-028A	Intelsat 1 F-1 Early Bird			13,41	
D.236	1966-110A	ATS 1	-59 km	25 km	13,91	
D.235	1967-001A	Intelsat 2 F-2 (22)	-46 km	98 km	14,42	
L3.5	1967-026A	Intelsat 2 F-3 (23)			13,79	
L2.24	1967-094A	Intelsat 2 F-4 (24)			14,25	
L41.3	1968-081C	ERS-21 (OV 5-4)			13,58	
L2.19	1968-081D	LES 6			13,57	
L1.3	1968-081C	OV 5-4			13,58	
L1.1	1969-011A	Intelsat 3 F-3 (33)			6,09	1979
D.403	1969-013A	Tactical Comsat 1	-38 km	15 km	14,52	
L2.6	1969-101A	Skynet 1A			14,65	
L2.9	1970-021A	NATO 1			14,38	
L42.1	1970-032A	Intelsat 3 F-7 (37)			0,85	
D.295	1970-055A	Intelsat 3 F-8 (38)	-1 960 km	863 km	13,48	Échec
L2.8	1971-009A	NATO 2			15,18	
L2.10	1971-095A	DSCS 1			15,15	
L3.1	1971-095B	DSCS 2			15,05	1993
D.259	1974-017A	Kosmos 637	-314 km	31 km	14,77	
L1.42	1974-060A	Molniya S1			15,17	
L1.68	1974-094A	Skynet 2B			14,25	
L1.47	1975-097A	Kosmos 775			15,15	
L2.15	1975-100A	GOES 1			14,60	
L1.13	1975-123A	Raduga 1			15,04	
L2.18	1976-004A	CTS 1 (Hermes)			14,89	Échec 1979
L2.11	1976-023A	LES 8			13,00	
L2.2	1976-023B	LES 9			12,99	
L1.15	1976-092A	Raduga 2			15,01	
L1.26	1976-107A	Ekran 1			14,98	
L1.48	1977-071A	Raduga 3			14,84	
L1.54	1977-080A	Sirio 1			12,54	
L1.31	1977-092A	Ekran 2			14,79	
L1.65	1977-108A	Meteosat 1			14,32	
L1.69	1978-035A	Intelsat 4A F-6 (416)			10,51	
L1.43	1978-039A	Yuri 1 (BSE 1)			14,14	
L2.7	1978-062A	GOES 3			12,65	1995
L1.46	1978-073A	Raduga 4			14,55	
D.-	1978-118A	Gorizont 1	-13 938 km	13 946 km	25,10	Échec
L1.33	1979-015A	Ekran 3			14,33	
L1.12	1979-035A	Raduga 5			14,29	
L1.17	1979-062A	Gorizont 2			13,99	
L1.25	1979-087A	Ekran 4			14,08	
L1.44	1979-105A	Gorizont 3			13,79	
L2.33	1980-004A	Fleetsatcom 3			11,66	

<i>État</i>	<i>Identification COSPAR</i>	<i>Nom</i>	<i>Périgée</i>	<i>Apogée</i>	<i>Inclinaison</i>	<i>Manœuvre EOL</i>
L1.41	1980-016A	Raduga 6			13,90	
D.405	1980-018A	Ayame 2	-3 002 km	1 053 km	1,39	Échec
L41.2	1980-060A	Ekran 5			11,33	
L2.27	1980-081A	Raduga 7			13,57	
L1.30	1980-104A	Ekran 6			13,50	
D.238	1981-027A	Raduga 8	-375 km	315 km	13,51	
L2.17	1981-049A	GOES 5			9,83	
D.208	1981-057B	APPLE	-25 km	158 km	12,83	1984
L1.34	1981-061A	Ekran 7			13,24	
L1.49	1981-069A	Raduga 9			13,16	
L1.11	1981-102A	Raduga 10			13,04	
D.196	1982-009A	Ekran 8	-30 km	217 km	12,93	1984
D.404	1982-031A	Insat 1A	-225 km	149 km	0,07	1984
L1.9	1982-044A	Kosmos 1366			12,80	
L1.38	1982-093A	Ekran 9			12,43	
L2.25	1982-103A	Gorizont 6			12,04	
L2.3	1982-105A	RCA Satcom 5			6,35	
L1.10	1983-028A	Raduga 12			11,46	
L2.16	1983-041A	GOES 6			8,78	
D.232	1983-059C	Palapa 3	5 km	50 km	7,01	Échec 1995
(figure dans ce tableau en raison de son orbite, très proche de l'orbite géostationnaire)						
L1.61	1983-089B	Insat 1B			7,54	1993
D.233	1983-098A	Galaxy 2	-3 km	45 km	4,09	1994
L1.36	1983-100A	Ekran 11			11,73	
L1.14	1984-016A	Raduga 14			10,77	
L1.5	1984-022A	Kosmos 1540			11,76	
L1.7	1984-031A	Kosmos 1546			10,66	
L1.66	1984-035A	China 15			9,43	
L1.24	1984-041A	Gorizont 9			10,50	
L1.59	1984-063A	Raduga 15			10,55	
L2.22	1984-078A	Gorizont 10			10,24	
L3.7	1985-007A	Gorizont 11			9,84	
L2.30	1985-016A	Kosmos 1629			10,02	
L1.71	1985-035B	Telecom 1B			8,78	Échec 1988
D.239	1985-048C	Arabsat 1B	-83 km	5 km	5,84	
L2.26	1985-070A	Raduga 16			9,60	
L2.14	1985-076C	ASC-1			3,79	
L1.20	1985-102A	Kosmos 1700			9,32	
D.229	1985-107A	Raduga 17	-11 km	75 km	9,37	1992
L1.37	1986-010A	China 18			8,32	
L2.36	1986-027A	Kosmos 1738			9,34	
L1.45	1986-044A	Gorizont 12			8,84	
L3.9	1987-084A	Kosmos 1888			7,74	
L2.31	1987-091A	Kosmos 1894			7,85	
L1.22	1987-096A	Kosmos 1897			7,64	
L2.20	1987-100A	Raduga 21			7,86	
L1.16	1988-014A	China 22 (STTW-1 2)			4,70	

<i>État</i>	<i>Identification COSPAR</i>	<i>Nom</i>	<i>Périgée</i>	<i>Apogée</i>	<i>Inclinaison</i>	<i>Manœuvre EOL</i>
L1.19	1988-063A	INSAT 1C			7,43	
L1.3	1988-066A	Kosmos 1961			7,04	
L1.62	1988-095A	Raduga 22			6,86	
L1.53	1989-030A	Raduga 23			6,49	
L1.50	1989-081A	Gorizont 19			6,14	
L1.39	1989-098A	Raduga 24			6,06	
L2.35	1989-101A	Kosmos 2054			5,90	
L1.29	1990-011A	China 26 (STTW-2A)			3,09	
L2.23	1990-016A	Raduga 25			5,80	
L1.23	1990-054A	Gorizont 20			5,55	
L1.4	1990-061A	Kosmos 2085			5,47	
L1.27	1990-112A	Raduga 26			5,12	
L1.35	1990-116A	Raduga 1-02			5,12	
L1.6	1991-010A	Kosmos 2133			4,00	
L1.58	1991-014A	Raduga 27			5,29	
L3.3	1991-064A	Kosmos 2155			4,70	
L3.8	1991-079A	Kosmos 2172			4,45	
L2.29	1992-059A	Kosmos 2209			3,91	
L1.64	1992-088A	Kosmos 2224			2,66	
L2.13	1993-077A	Telstar 401			1,99	Échec
L1.40	1994-012A	Raduga 31			2,63	
L2.28	1994-038A	Kosmos 2282			1,53	
L1.2	1994-069A	Elektro			2,42	
D.264	1994-080A	DFH 3 (China 44)	-572 km	185 km	3,18	Échec
L2.34	1994-082A	LUCH			1,07	
L2.4	1995-057A	UFO 6 (USA 114)			3,68	
D.305	1997-027B	INSAT 2D	-2 620 km	179 km	1,46	Échec 1997
L2.32	1997-041A	Cosmos 2345			0,22	
L1.21	1997-070A	Kupon 1			1,09	Échec 1997
L1.8	1998-025A	Cosmos 2350			1,34	