



Asamblea General

Distr. GENERAL

A/AC.105/620
21 de noviembre de 1995

ESPAÑOL
Original: INGLÉS

COMISIÓN SOBRE LA UTILIZACIÓN DEL ESPACIO
ULTRATERRESTRE CON FINES PACÍFICOS

MEDIDAS ADOPTADAS POR LOS ORGANISMOS ESPACIALES PARA REDUCIR EL CRECIMIENTO DE LOS DESECHOS ESPACIALES O LOS DAÑOS QUE PUEDAN CAUSAR

Informe de la Secretaría

ÍNDICE

	<i>Párrafos</i>	<i>Página</i>
INTRODUCCIÓN	1-3	2
I. TÉCNICAS PARA REDUCIR LOS DESECHOS UTILIZADAS EN LOS VEHÍCULOS DE LANZAMIENTO	4-12	2
II. PREVENCIÓN DE LA CREACIÓN ACCIDENTAL DE DESECHOS	13-20	4
III. PROTECCIÓN AMBIENTAL DE LA ÓRBITA GEOESTACIONARIA	21-27	5
IV. PROTECCIÓN DE LOS DESECHOS DE LAS NAVES ESPACIALES ACTIVAS	28-29	6
V. RECOMENDACIONES DE LA ACADEMIA INTERNACIONAL DE ASTRONÁUTICA	30	7

INTRODUCCIÓN

1. La Subcomisión de Asuntos Científicos y Técnicos de la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos, en su 32º período de sesiones, convino en que sería conveniente compilar información sobre las diversas medidas adoptadas por los organismos espaciales para reducir el crecimiento de los desechos espaciales o los daños que pudieran causar, y promover su aceptación general y voluntaria por la comunidad internacional (A/AC.105/605, párr. 80).
2. La Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos, en su 38º período de sesiones, hizo suya esa recomendación¹.
3. La Secretaría ha preparado el presente informe en cumplimiento de ese pedido y sobre la base de la información suministrada por los Estados Miembros, así como por las organizaciones espaciales a nivel nacional e internacional.

I. TÉCNICAS PARA REDUCIR LOS DESECHOS UTILIZADAS EN LOS VEHÍCULOS DE LANZAMIENTO

4. La Administración Nacional de Aeronáutica y del Espacio (NASA) de los Estados Unidos de América estableció estrategias de reducción de los desechos a comienzos del decenio de 1980, tras observar que las etapas superiores hipergólicas frecuentemente explotaban poco tiempo después de haber completado su misión. El período de latencia abarcaba desde varias semanas hasta 16 a 27 años. El examen del diseño de las etapas condujo a la identificación de varias posibilidades de fallas, que podían haber conducido a las explosiones observadas. En todos los casos, el hecho ocurrió debido a la energía almacenada en los residuos de vuelo que habían estado a bordo en el momento de terminar la etapa de lanzamiento de la misión. Desde entonces, se han utilizado varias técnicas diferentes para consumir o evacuar los propulsores y presionizantes almacenados y abrir los circuitos eléctricos y las baterías.
5. Todos los sistemas de lanzamiento de los Estados Unidos ejecutan algún tipo de maniobras de evitamiento de la contaminación y las colisiones poco después de la separación de la nave espacial. En general, los componentes del sistema para liberar la nave espacial permanecen en la etapa superior. Los procedimientos iniciales para empobrecer la energía almacenada se desarrollaron en 1981, cuando se observó que la segunda etapa del lanzador Delta explotaba cierto tiempo después de completar la separación de la carga útil. Del análisis se desprendió que, con los propulsores residuales, el tetróxido de nitrógeno y el helio podrían calentarse a temperaturas que generarían una presión superior a la resistencia del material. Al fallar la estructura de la cisterna, los propulsores se encendían y la etapa explotaba. La fragmentación de la segunda etapa del Delta-111, el 1º de mayo de 1991, después de 16 años en órbita, apoya esa conclusión. La quema de empobrecimiento de la segunda etapa se realizó en septiembre de 1981, apenas cuatro meses después iniciada la investigación. Ninguna etapa Delta en que se hayan aplicado los procedimientos para empobrecer la energía almacenada ha explotado desde entonces.
6. En el caso del lanzador Centaur, utilizado en los impulsores Titan y Atlas para misiones de órbita geosíncrona, se realiza una maniobra de evitamiento de colisión, de modo que la etapa Centaur se impulse a una órbita de inutilización final por encima del arco geostacionario. En todos los casos, los motores consumen combustible hasta su empobrecimiento para evitar que la energía almacenada induzca explosiones por exceso de presión. Luego de terminado el consumo de empobrecimiento, se evacuan los presionizantes.

¹ *Documentos Oficiales de la Asamblea General, Quincuagésimo período de sesiones, Suplemento No. 20 (A/50/20), párr. 76.*

7. En general, la última etapa del lanzador Titan se elimina dejándolo en una trayectoria de reentrada balística. Cuando la etapa tiene una vida orbital limitada, se modifica la etapa comercial Titan-2, de modo que no tenga un exceso de presión durante el período precedente a la reentrada atmosférica. Hasta la fecha, esto se ha hecho mediante pinturas de control térmico. En versiones más poderosas de Titan-2, que aumentan la capacidad de sustentación mediante una red de impulsores de motor con combustible sólido en la primera etapa, se adoptarán procedimientos similares a los utilizados por Delta.

8. En el caso de Titan-3 y Titan-4, la segunda etapa se consume hasta el empobrecimiento luego de la separación de la carga útil y la realización de la maniobra para el evitamiento de la contaminación por colisión, en general a fin de que la etapa abandone la órbita. Luego, la etapa superior tiene que adoptar medidas para minimizar los desechos. La etapa superior predominante es el Centaur, mencionado *supra*.

9. Las demás etapas superiores de los Estados Unidos que pueden utilizarse, a saber, el módulo auxiliar de carga útil (PAM-D2), Transtage, la etapa superior inercial (IUS) y la etapa de órbita de transferencia (TOS), no han volado o no se ha previsto que vuelen desde que se requieren maniobras para el evitamiento de los desechos, de modo que no se han definido procedimientos explícitos. Transtage tiene la capacidad de volver a arrancar, de modo que podría utilizar procedimientos similares a las etapas Delta o Centaur. Todos los demás son cohetes con motores de combustible sólido y tienen una capacidad limitada de maniobra con un sistema de control de la posición de vuelo luego de la separación de la carga útil.

10. El organismo espacial francés, el Centro Nacional de Estudios Espaciales (CNES), junto con Arianespace, empezó a evacuar combustible residual de la etapa superior del lanzador Ariane en caso de lanzamientos en órbitas circulares de baja altitud (por ejemplo, el satélite de observación de la Tierra (SPOT-2), el satélite europeo de teleobservación (ERS-1) y los satélites Topex/Poseidon) para prevenir explosiones. Desde el vuelo V-59, la evacuación de combustible de la tercera etapa se realiza de ordinario independientemente del tipo de órbita escogida como objetivo.

11. Entre las futuras políticas del CNES de mitigación de los desechos figuran las siguientes:

- a) El lanzador puede dejar en órbita, como máximo, un objeto inerte (desecho) por cada satélite lanzado;
- b) Todos los objetos dejados en órbita (cualquiera que sea la órbita) deben convertirse en plenamente pasivos para prevenir cualquier explosión adicional luego del final de la misión. Los elementos activos, como las baterías o las cisternas con propulsores residuales, deben llegar a un estado de inercia total antes de que se pongan en órbita los satélites;
- c) Las separaciones de la última etapa deben ser limpias y deben sujetarse los pernos y tornillos explosivos para evitar desechos operacionales;
- d) Deben evitarse los motores de propulsante sólido de impulsión al perigeo que liberan partículas de aluminio;
- e) Por supuesto, todas las demás etapas deben reingresar en la atmósfera o abandonar su órbita.

12. Se ha desarrollado un sistema especial de liberación para la etapa superior del lanzador chino Larga Marcha 4. Ese sistema está destinado a liberar, luego de la separación del satélite, el propulsor residual de la cisterna y el gas residual del contenedor de alta presión en el impulsor, a fin de evitar el peligro de una desintegración en órbita de la etapa superior. Se utilizará tecnología de abandono de la órbita en el lanzador mejorado Larga Marcha 2 a fin de permitir una reentrada más pronta de su etapa superior.

II. PREVENCIÓN DE LA CREACIÓN ACCIDENTAL DE DESECHOS

13. Hay diferentes tipos de objetos orbitales; la mayoría de esos objetos son desechos en forma de fragmentos, creados por las explosiones. A fin de evitar una creación accidental significativa de desechos, el Organismo Nacional de Aprovechamiento del Espacio (NASDA) del Japón ha aplicado disposiciones para el drenaje de los propulsores residuales (oxígeno líquido (LOX), hidrógeno líquido (LH₂), N₂H₄) y el gas de helio residual de la segunda etapa de H-I y H-II. La liberación de instrumentos mecánicos en la separación de satélites y el despliegue del panel solar se han evitado, excepto en algunas misiones, como las de separación del motor de apogeo gastado del satélite meteorológico geostacionario. A fin de prevenir la destrucción no intencional de la segunda etapa de H-II en el espacio, el sistema de destrucción por telemando queda inhabilitado inmediatamente después de la inyección en órbita y su pirotecnia se aísla termalmente para evitar una iniciación espontánea.

14. La NASA ha realizado estudios para determinar cómo el requisito de que los objetos abandonen la órbita puede cumplirse de manera eficaz en función de los costos. En general, disminuir el perigeo de la órbita, de modo que la vida orbital sea de 25 años o menos, es suficiente para proteger el medio ambiente futuro. Esa maniobra es eficaz debido a que, al estar sujeto a resistencia aerodinámica el perigeo inferior, el apogeo rápidamente sale fuera de la región de mayor riesgo y el riesgo durante la desintegración prolongada es mínimo. Para la planificación de los vuelos y la gestión de las misiones, se propone integrar ese requisito con las demás variables utilizadas en el cálculo de la reserva actual de vuelo. Debido a las variaciones en el vuelo real, los residuos disponibles para maniobras quizá no logren la reducción deseada en todos los casos, pero en promedio se cumplirá el objetivo. Es evidentemente necesario que todos los operadores adopten esa práctica en forma conjunta, porque no hay efectos significativos si la adopta solamente un operador.

15. Una empresa grande en los Estados Unidos, encargada del desarrollo de la constelación Iridium de 66 pequeños satélites de telecomunicaciones, ha incluido disposiciones para la reducción de los desechos en las primeras fases de su programa. En el concepto original de las operaciones, la disposición más importante era el abandono de la órbita por la nave espacial gastada. En el concepto se preveía también la selección de órbitas que minimizaran el peligro de colisión tanto con las naves espaciales de la propia empresa como con otros objetos, a la vez que se minimizaran los desechos vinculados con la inserción y el despliegue. Las ulteriores actualizaciones del concepto se han relacionado con el peligro de explosión y la necesidad de que la propia nave espacial aplique autónomamente técnicas de reducción de los desechos. En particular, las órbitas nominales de los satélites en la constelación se han ajustado para tener en cuenta distancias de seguridad de más de 100 km en la región polar (donde se intersectan todas las órbitas). Asimismo, sobre la base de los aportes de varios proveedores, se han identificado las baterías de níquel-hidrógeno y el combustible de hidrazina como lo único que plantea un peligro de explosión y se han adoptado medidas para minimizar ese tipo de fallos.

16. Entre los procedimientos para la fase operacional del proyecto Iridium figuran programas de apoyo para computadora que dirigirán (en condiciones concretas) a la nave espacial para que haga quemas de empobrecimiento del combustible y disminución del perigeo con la capacidad que pueda utilizar. En los procedimientos se recalca la necesidad de que las naves espaciales con fallos salgan de la órbita operacional y se "salven" con respecto al peligro de explosión. El operador del sistema Iridium ha estado de acuerdo con la filosofía del abandono de la órbita, que ocasionalmente puede dar como resultado el abandono de la órbita por naves espaciales en perfecto funcionamiento, debido a que el combustible que les queda solamente alcanza para que abandonen la órbita.

17. Hasta la fecha, en algunas ocasiones se han utilizado las opciones para el retiro de los desechos como la recuperación por conducto del transbordador espacial de los Estados Unidos o el abandono de la órbita. En el programa espacial tripulado de la Federación de Rusia, así como en el de la antigua Unión de Repúblicas Socialistas Soviéticas, el retiro de desechos se ha utilizado constantemente en todo el abandono de órbita de los vehículos de abastecimiento Progreso y las estaciones orbitales en proceso de envejecimiento hacia zonas oceánicas (excepto Cosmos 557, Salyut 2 y las estaciones Salyut 7/Cosmos 1686). La mayor parte de las naves espaciales y etapas superiores que han reentrado han quedado destruidas por el calor de entrada. En muy pocos casos (Skylab, Cosmos 954 y las estaciones Salyut 7/Cosmos 1686), algunas piezas sólidas han llegado hasta la superficie de la Tierra.

18. Según un estudio de reducción de los desechos realizado en China, en la etapa de diseño no se requieren medidas acerca de las piezas y los componentes de los satélites y las etapas de lanzamiento que no entran en órbita en el espacio ultraterrestre o son capaces de regresar a la atmósfera poco después de su entrada. En cuanto a las piezas y los componentes que se ponen en órbita con un tiempo de vida orbital más largo, es necesario adoptar medidas para sujetarlos al objeto principal a fin de no producir más desechos. Cuando es posible, China utiliza satélites recuperables para realizar experimentos científicos en el espacio ultraterrestre, con lo cual reduce el número de satélites descartables en órbita. Asimismo, se hacen esfuerzos por mejorar el diseño, las técnicas de lanzamiento y la confiabilidad de los satélites y lanzadores.

19. A fin de minimizar la creación de desechos espaciales, el programa canadiense Radarsat ha establecido el requisito sistemático de que debe contenerse todo desecho sólido resultante del funcionamiento de un mecanismo de sujeción/liberación; es decir, todos los contratistas deben diseñar sistemas en que ninguna nave espacial libere desechos durante su despliegue en órbita.

20. Durante el tiempo de vida útil de la nave espacial Envisat, que prevé la Agencia Espacial Europea (ESA), se impedirá la creación de objetos relacionados con la misión. Al final de la vida útil, se prevén la evacuación controlada de los recipientes de presión y el combustible residual, la descarga de las baterías y la clausura del sistema de energía eléctrica.

III. PROTECCIÓN AMBIENTAL DE LA ÓRBITA GEOESTACIONARIA

21. La Organización Internacional de Telecomunicaciones por Satélite (INTELSAT) ha adoptado las siguientes prácticas para minimizar la creación de desechos en la región de las órbitas geoestacionarias:

a) INTELSAT impulsará sus satélites de telecomunicaciones, al final de su tiempo de vida útil, a una órbita que esté por lo menos 150 km por encima del arco geoestacionario. El aumento previsto en la órbita será de 300 km en el caso de INTELSAT-VI y todas las series ulteriores de satélites;

b) INTELSAT desalentará a los fabricantes de sus naves espaciales de que utilicen diseños en que se descartan piezas de naves espaciales, en particular cerca de la órbita geoestacionaria. Por ejemplo, las carcasas de los motores de cohetes de combustible sólido y el embalaje de los cables de redes solares permanecerán sujetos a las naves espaciales.

22. El Reino Unido de Gran Bretaña e Irlanda del Norte reconoce la índole única de la altura geosincrónica y la necesidad de preservar ese recurso mundial para el desarrollo y la explotación futuros. En consecuencia, el conjunto Skynet de satélites geosincrónicos de telecomunicaciones, controlado por el Reino Unido, tiene las siguientes necesidades operacionales:

a) En el caso de todos los satélites actualmente en órbita, se asigna un presupuesto para combustible que permite realizar una maniobra de triple impulso para alcanzar una órbita circular con una altitud mínima de 150 km por encima del anillo geoestacionario al final de la vida útil;

b) Entre las necesidades relativas al diseño de las futuras series de satélites se especifica una capacidad de lograr una altitud mínima de 500 km por encima del anillo geoestacionario utilizando una maniobra similar de triple impulso al final de la vida útil.

23. En todos los casos, para eliminar las posibilidades de explosión, se establecerán procedimientos operacionales apropiados a fin de convertir en pasivos todos los subsistemas energéticos cuando se ponga el satélite en una órbita de inutilización final.

24. Los siguientes satélites geoestacionarios de la ESA se han reorbitado: OTS-2 (que gira en una órbita a 318 km por encima de la órbita geoestacionaria), GEOS-2 (260 km), Meteosat-2 (334 km), ECS-2 (335 km) y Olympus-1 (debido a un fallo, se ha dejado ese satélite en una órbita a 213 km por debajo de la órbita geoestacionaria).

25. Asimismo, los satélites meteorológicos inutilizables de la serie del satélite geoestacionario operacional del medio ambiente (GOES) se ponen en una órbita de eliminación y la entidad encargada de su explotación, el Organismo Nacional del Océano y la Atmósfera (NOAA) de los Estados Unidos, los desactiva. La política del NOAA es impulsarlos a una órbita "supersincrónica", por lo menos 250 km por encima de la órbita geoestacionaria, agotando todo el combustible restante y minimizando la amenaza para otras naves espaciales en la órbita geoestacionaria. Luego de que ha completado la fase de impulsión o eliminación, las naves espaciales se desactivan electrónicamente dando por control remoto la orden de desconectar todos los enlaces descendentes de comunicación, los circuitos de subvoltaje de protección de las baterías y los subsistemas de telemetría.

26. Utilizando ese procedimiento, los satélites SMS-1, SMS-2 y GOES-4 se pusieron en órbitas de eliminación 500 km, aproximadamente 245 km y aproximadamente 277 km, respectivamente, por encima de la órbita geoestacionaria. Los satélites GOES-1, GOES-5 y GOES-6 se utilizaron operacionalmente sin que se dispusiera de reemplazos hasta que agotaron su combustible en la órbita geoestacionaria. Esos satélites se han dejado en la región de la órbita geoestacionaria, pero también se han desactivado. El NOAA se propone conservar suficiente combustible en futuros satélites meteorológicos operacionales GOES para realizar maniobras de impulsión. La actual serie de naves espaciales GOES I-M abarca una provisión de combustible para el abandono de órbita, además de la provisión nominal de combustible operacional para cinco años.

27. El número de objetos en las órbitas de transferencia a la de los satélites geoestacionarios aumenta y se considera peligrosa para futuras actividades espaciales, debido a su larga vida en órbita. Actualmente se hacen esfuerzos en el Japón por disminuir la vida en órbita de la segunda etapa del lanzador H-II. Por ejemplo, la segunda etapa (1994-056B) del segundo vuelo del H-II, el 28 de agosto de 1994, abandonó la órbita de transferencia a la de los satélites geoestacionarios con un apogeo de 36.346 km y un perigeo de 251 km respecto de la órbita con un apogeo de 32.298 km y un perigeo de 150 km, consumiendo combustible mientras estaba inactiva y agotando los propulsores residuales. Se observó que, al 31 de marzo de 1995, la segunda etapa se había fragmentado en por lo menos seis nuevos objetos, que se habían desintegrado desde entonces. Desde 1985, el NASDA ha reorbitado también satélites de órbita geoestacionaria al final de su vida útil por lo menos 150 km más arriba, con un objetivo de 300 km.

IV. PROTECCIÓN DE LOS DESECHOS DE LAS NAVES ESPACIALES ACTIVAS

28. Se adoptaron medidas para proteger la nave espacial Radarsat del Canadá, lanzada con éxito el 4 de noviembre de 1995, del entorno existente de desechos espaciales. Esas medidas fueron necesarias para asegurar al máximo que la nave espacial Radarsat no se convirtiera prematuramente en un desecho espacial como resultado del impacto de los desechos espaciales. El entorno de desechos espaciales que encontraría Radarsat se definió utilizando la base de datos ENVIRONET de la NASA. Los componentes de diversas naves espaciales se examinaron luego para determinar su vulnerabilidad con respecto a ese entorno previsto. La evaluación de la vulnerabilidad abarcó la utilización de ecuaciones sobre impactos a hipervelocidad, así como se sometió realmente a los instrumentos de las naves espaciales a pruebas sobre impactos a hipervelocidad en el Centro Espacial Johnson de la NASA. Cuando fue necesario, se agregó blindaje a las naves espaciales para que su capacidad de supervivencia fuera de un nivel aceptable. El blindaje abarcó la adición de Nextel (un paño de fibra cerámica) a protectores térmicos y parachoques delante de los conductos de hidrazina y los conjuntos de alambres que estuvieran expuestos y se aumentó el grosor de algunas cajas de componentes a fin de proteger los circuitos que contenían.

29. El módulo de la estación espacial internacional previsto en la ESA se brindará a fin de que resista el impacto de partículas de aproximadamente un centímetro.

V. RECOMENDACIONES DE LA ACADEMIA INTERNACIONAL DE ASTRONÁUTICA

30. La Academia Internacional de Astronáutica (AIA), que la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos reconoce como observador, inició un estudio de los desechos orbitales, preparado por un grupo especial de expertos de su Comité de Seguridad, Salvamento y Calidad. Los objetivos fueron evaluar

la necesidad y urgencia de medidas e indicar modos de reducir los peligros que planteaban esos desechos. En el informe sobre el estudio, que se aprobó en octubre de 1993 como documento oficial de posición de la AIA, se recomendó que se adoptaran de inmediato las siguientes medidas (A/AC.105/570):

a) Evitamiento de los desperfectos institucionales de naves espaciales que produzcan desechos en órbitas de larga duración;

b) Minimización de los desechos relacionados con misiones;

c) Procedimientos de "salvamento" (evacuación) para todos los fuselajes de cohetes y naves espaciales que permanecen en órbita después de terminar su misión;

d) Selección de parámetros de órbitas de transferencia para asegurar la rápida desintegración de las etapas de transferencia;

e) Reorbitaje de satélites geoestacionarios al final de su vida útil (aumento de la altitud mínima en 300 ó 400 km);

f) Inserción de los motores separados de impulsión al apogeo utilizados para los satélites geoestacionarios en una órbita de eliminación por lo menos 300 km por encima de la órbita geoestacionaria;

g) Las etapas superiores utilizadas para desplazar a la órbita geoestacionaria los satélites geoestacionarios de la órbita de transferencia a la de los satélites geoestacionarios deben insertarse en una órbita de eliminación por lo menos 300 km por encima de la órbita geoestacionaria y liberarse de propulsores residuales.