



Asamblea General

Distr.
GENERAL

A/AC.105/663
13 de diciembre de 1996

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

	Párrafos	Página
INTRODUCCIÓN	1-3	2
I. POLÍTICAS GENERALES DE REDUCCIÓN DE LOS DESECHOS	4-11	2
II. TÉCNICAS PARA REDUCIR LOS DESECHOS UTILIZADAS EN LOS VEHÍCULOS DE LANZAMIENTO	12-19	5
III. PREVENCIÓN DE LA CREACIÓN ACCIDENTAL DE DESECHOS	20-29	7
IV. PROTECCIÓN AMBIENTAL DE LA ÓRBITA GEOESTACIONARIA	30-37	8

INTRODUCCIÓN

1. La Subcomisión de Asuntos Científicos y Técnicos de la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos, en su 33º período de sesiones, tomó nota con satisfacción del informe preparado por la Secretaría sobre diversas medidas adoptadas por los organismos espaciales para reducir el crecimiento de los desechos espaciales o los daños que pudieran causar (A/AC.105/620) y recomendó que se actualizara todos los años (AC/AC.105/637, párr. 84).
2. La Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos hizo suya esa recomendación en su 39º período de sesiones¹.
3. El presente informe ha sido preparado por la Secretaría atendiendo a esa solicitud y se basa en nueva información proporcionada por los Estados Miembros, así como por organizaciones espaciales nacionales e internacionales.

I. POLÍTICAS GENERALES DE REDUCCIÓN DE LOS DESECHOS

4. La Administración Nacional de Aeronáutica y del Espacio (NASA) de los Estados Unidos de América, en su instrucción de gestión 1700.8, titulada "Policy for limiting orbital debris generation" ("Política para limitar la producción de desechos orbitales"), definió su política de emplear prácticas de diseño y de operaciones que limitaran la producción de desechos orbitales, compatibles con las necesidades de las misiones y la eficacia en relación con los costos, y pidió que cada programa o proyecto efectuara una evaluación que demostrara su cumplimiento. Para instrumentar esa política, la Oficina para la Inocuidad y la Seguridad de las Misiones asignó al Johnson Space Center de la NASA en Houston (Texas) la tarea de elaborar unas directrices concretas. El resultado fue el desarrollo de la norma de seguridad de la NASA 1740.14, titulada "Guidelines and assessment procedures for limiting orbital debris" ("Directrices y procedimientos de evaluación para limitar los desechos orbitales"). Todas las actividades comerciales sometidas a la autoridad del Departamento de Transporte de los Estados Unidos están sujetas a las reglamentaciones de la Oficina de Transporte Espacial Comercial. Éstas exigen a cada solicitante que aborde las cuestiones de seguridad relacionadas con su lanzamiento, inclusive los riesgos derivados de los desechos orbitales conexos, la seguridad en órbita y los riesgos de la reentrada.
5. El Departamento de Defensa de los Estados Unidos, en su "Space policy" ("Política espacial") de febrero de 1987, se ocupó expresamente de los desechos orbitales como factor de la planificación de las operaciones espaciales militares. El Departamento de Defensa afirmó, en esa política espacial, que procuraría reducir al mínimo la repercusión de los desechos espaciales en sus operaciones militares. El diseño y las operaciones de sus ensayos, experimentos, y sistemas espaciales se esforzarían por minimizar o reducir la acumulación de desechos de manera compatible con las necesidades de las misiones. La experiencia de sus experimentos espaciales que entrañaban la creación de desechos orbitales ha probado que es posible lograrlo mediante una cuidadosa planificación. Por ejemplo, casi todos los desechos producidos por el ensayo Delta 180 Space Defense Initiative reentraron en un plazo de seis meses, porque el ensayo se efectuó a baja altitud para favorecer el desgaste orbital de los desechos. Igualmente, la Comandancia Espacial de los Estados Unidos, en su reglamento 57.2, titulado "Minimization and mitigation of the space debris" ("Minimización y reducción de los desechos espaciales"), requería la evaluación de los efectos de las medidas relacionadas con el diseño y las operaciones con objeto de reducir al mínimo los desechos y mitigar sus efectos en los sistemas espaciales militares.
6. Los Estados Unidos siguieron destacando la importancia de la cuestión de los desechos espaciales en su política espacial nacional publicada el 19 de septiembre de 1996. Se decía en ella que los Estados Unidos procurarían reducir al mínimo la creación de desechos espaciales y que la NASA, los medios de la inteligencia y el Departamento de Defensa, en cooperación con el sector privado, elaborarían directrices de diseño las futuras

adquisiciones públicas de naves espaciales, vehículos de lanzamiento y servicios. El diseño y las operaciones de los ensayos, experimentos y sistemas especiales minimizaría o reduciría la acumulación de desechos de manera compatible con las necesidades de las misiones y la eficacia en relación con los costos.

7. Las medidas tendientes a limitar la producción de desechos espaciales deben ser desarrolladas y aplicadas con carácter multilateral por las naciones que practican la navegación espacial. El comité de normas de diseño para la prevención de los desechos espaciales la Sociedad de Ciencias Aeronáuticas y del Espacio del Japón (JSASS) publicó, en marzo de 1996, el informe definitivo sobre normas y criterios de diseño del Organismo Nacional de Aprovechamiento del Espacio (NASDA) del Japón. Sobre la base de ese informe, el NASDA fijó la Norma sobre Reducción de los Desechos Espaciales (NASDA-STD-18) del 28 de marzo de 1996. En el 20º Simposio sobre Tecnología y Ciencias Espaciales, celebrado del 19 al 20 de mayo de 1996 en Gifu (Japón), se examinó una comparación de las directrices y procedimientos de evaluación elaborados en la norma de seguridad 1740.14 de la NASA y en NASDA-STD-18 y se presentaron pormenores de la norma en el 47º Congreso Astronáutico Internacional, celebrado en Beijing del 7 al 11 de octubre de 1996.

8. La Norma del NASDA contiene las siguientes medidas de reducción de los desechos:

- a) Reducción al estado pasivo de la nave espacial y las etapas superiores al final de la misión;
- b) Reorbitaje de la nave espacial y las etapas superiores al final de la misión;
- c) Disposición de los objetos en una órbita geoestacionaria de transferencia para no exponer a un riesgo la órbita geoestacionaria;
- d) Reducción al mínimo de los desechos liberados durante el funcionamiento normal;
- e) Eliminación de la nave espacial después de la misión desde una órbita baja de la Tierra (LEO).

9. Conforme a la actual Norma del NASDA, deberá diseñarse un control de reducción de los desechos a la medida para cada programa, pero se pide a cada director de proyecto del NASDA que prepare un plan de reducción de los desechos, inclusive justificación suficiente de los elementos con respecto a los cuales se pide que se haga una excepción. Se pide también a los fabricantes que presenten un plan análogo. Cada plan será posteriormente examinado por el comité de examen de la seguridad del NASDA. Sólo se concederá una excepción en ciertas condiciones; puede que se permita a algunos proyectos actualmente ya muy avanzados en su ciclo de desarrollo transgredir algunas de las prescripciones de NASDA-STD-18. Los procedimientos de las actividades de evaluación deben estar normalizados para 1997. Se prevé publicar a finales de 1996 un manual donde se explique cada prescripción y se den datos técnicos y directrices para atender a la intención de la política de control de desechos espaciales.

10. Según la información recibida del Centro Nacional Británico del Espacio, se propuso la inclusión en las normas de seguridad de la Agencia Espacial Europea de las siguientes disposiciones, a fin de impedir la creación de desechos espaciales, su caída o su impacto contra el suelo:

- a) Deben prevenirse medios para impedir que el descenso aleatorio de desechos como resultado del descenso de una etapa de un vehículo de lanzamiento, un lanzamiento abortado o el abandono de órbita o el desgaste orbital incontrolados de la nave espacial o de elementos de un sistema espacial que puedan sobrevivir al reingreso;
- b) Debe evitarse la creación de desechos espaciales en órbitas que se intersecten repetidamente con rutas orbitales utilizadas por sistemas espaciales;

c) Las operaciones normales no deben tener como resultado la creación de desechos espaciales orbitales mediante el descarte o la liberación de elementos o la expulsión de fragmentos;

d) El combustible, los fluidos presionizados y la energía eléctrica y mecánica almacenada que queden en los sistemas y elementos orbitales al final de la misión deben ser disipados de manera inocua. Hay que asegurarse de que los líquidos liberados no formen suspensiones;

e) Los sistemas espaciales y sus elementos, incluidas las etapas de los vehículos de lanzamiento, en órbitas con una altitud de perigeo por debajo de los 2000 kilómetros no deben permanecer durante más de 25 años una vez completada la misión operacional. La vida orbital posoperacional de los sistemas espaciales y sus elementos, incluidas las etapas de los vehículos de lanzamiento, en órbitas con una altitud de perigeo por debajo de los 2000 kilómetros debe limitarse a 25 años. Esto puede conseguirse con el abandono de la órbita inmediatamente después de terminada la misión o transfiriendo a una órbita con una vida orbital de 25 años.

La maniobrabilidad al fin de la vida útil debe determinarse de conformidad con reglas y reglamentaciones de lanzamiento y autoridades de operación de la misión;

f) Al final de la vida operacional, las naves espaciales geoestacionarias deben colocarse en una órbita de eliminación con un perigeo por lo menos 300 kilómetros por encima de la órbita geoestacionaria;

g) Si es necesario separar el motor de impulsión al apogeo de un satélite geoestacionario, la separación debe producirse en una órbita supersincrónica con un perigeo por lo menos 300 kilómetros por encima de la órbita geoestacionaria;

h) Las etapas superiores utilizadas para trasladar una nave espacial geoestacionaria de una órbita de transferencia geoestacionaria a la órbita geoestacionaria deben insertarse, una vez terminada la misión, en una órbita de eliminación con un perigeo por lo menos 300 kilómetros por encima de la geoestacionaria;

i) Las etapas suborbitales del vehículo de lanzamiento han de estar equipadas con dispositivos de rastreo que permitan vigilar sus trayectorias y predecir los puntos de impacto;

j) Las etapas suborbitales del vehículo de lanzamiento deben estar equipadas con un mecanismo de cierre y/o una capacidad de destrucción de la etapa accionados por control remoto, según corresponda;

k) El diseño de las etapas orbitales debe servir de apoyo a la posibilidad de ser desorbitadas o trasladadas a una órbita de eliminación con seguridad, según corresponda;

l) Los vehículos de lanzamiento deben ser diseñados para que sean insensibles al impacto de los rayos cuando se hallan en la plataforma de lanzamiento y durante el vuelo atmosférico;

m) El diseño tiene que impedir el recontacto o el impacto de etapas separadas de la nave espacial o del vehículo de lanzamiento a causa de impulsos en frío, oscilaciones o cambios de comportamiento.

11. Con objeto de minimizar la creación de desechos espaciales, el programa canadiense RADARSAT adoptó dos medidas preventivas concretas^a:

^a Ya se han proporcionado los detalles de estas medidas en el informe de la Secretaría sobre varias medidas adoptadas por los organismos espaciales para reducir el crecimiento de los desechos espaciales o los daños que puedan causar (A/AC.105/620).

a) La primera consistió en fijar un requisito a nivel de sistema de que debe contenerse todo desecho sólido resultante del funcionamiento de un mecanismo de sujeción/liberación. Es decir, que se requirió a todos los contratistas que diseñaran un sistema de modo que la nave espacial no liberara desechos durante los despliegues;

b) La segunda medida preventiva consistió en proteger la nave espacial RADARSAT del actual entorno de desechos espaciales. Esa medida se adoptó para garantizar, en la mayor medida de lo posible, que la nave espacial RADARSAT no se convirtiera prematuramente en un desecho espacial como resultado del impacto de otro desecho.

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

12. Los vehículos de lanzamiento y las naves espaciales se pueden diseñar de modo que estén exentos de desperdicios, es decir, de manera que cuenten con dispositivos de separación, envoltorios de la carga útil y otros elementos materiales desechables (aparte de los cuerpos de las etapas superiores de los cohetes) a una altitud y velocidad suficientemente bajas para que no lleguen a ser orbitales. Esto es más difícil de lograr cuando dos naves espaciales tienen un vehículo de lanzamiento común. Además, los dispositivos de separación etapa por etapa y los dispositivos protectores de la nave espacial como las cubiertas lenticulares y otros posibles desechos pueden mantenerse cautivos de la etapa o de la nave espacial mediante correas u otros medios para reducir al mínimo los desechos. Esto se hace en algunos casos, en la medida en que lo permiten los diseños existentes o los nuevos. Es preciso continuar y ampliar estas prácticas siempre que sea posible.

13. Las operaciones exentas de desperdicios deben combinar el diseño y las prácticas operacionales, contribuyendo así al logro del objetivo de limitar cada vez más los desechos orbitales creados por operaciones espaciales. Como resultado de esos esfuerzos, declinará la tasa de crecimiento de los desechos, aunque continúe aumentando la población general de éstos.

14. La política más importante de reducción de los desechos ha sido quizá el requisito de la NASA instituido en 1982 de dispersar los combustibles y gases no utilizados de las etapas superiores de DELTA para impedir las explosiones causadas por la mezcla de residuos de combustible. Esa práctica fue continuada cuando la Fuerza Aérea de los Estados Unidos empezó a adquirir directamente vehículos de lanzamiento DELTA y varias empresas privadas iniciaron servicios comerciales de lanzamiento. Ninguna etapa hipergólica de los Estados Unidos en la que se aplicara este procedimiento ha estallado accidentalmente.

15. La planificación de los lanzamientos de los Estados Unidos se ve igualmente afectada por las proyecciones del Programa para evitar las colisiones en los lanzamientos, que advierte de las posibles colisiones o cuasicolisiones en relación con vehículos tripulados o susceptibles de ser tripulados antes de su lanzamiento. Algunos lanzamientos se han postergado momentáneamente durante sus cuentas hacia atrás para evitar volar a corta distancia de objetos orbitantes. No obstante, debe observarse que las limitaciones de los sensores afectan el grado de precisión de las predicciones. Además, el Programa de computación de márgenes entre órbitas proporciona información respecto de la proximidad de cargas útiles a objetos de desecho en órbita y se ha utilizado durante misiones tripuladas. Desde 1986, la sonda Shuttle ha maniobrado tres veces para evitar colisiones.

16. Recientemente, la modernización de la tecnología espacial y de cohetes y el desarrollo de nueva tecnología han inducido a las empresas relacionadas con el espacio en la Federación de Rusia a adoptar varias medidas preventivas para reducir el nivel de contaminación con desechos espaciales:

a) Se está desarrollando una nueva etapa superior DM del lanzador Protón, que incorpora previsiones para eliminar la separación del sistema de arranque de los motores (motor SOZ) de la etapa durante su ascenso

propulsado hacia la órbita, de manera tal que no se creen más desechos. También se están desarrollando medidas para impedir la explosión de esta etapa tras su inyección en la órbita.

b) Se prevé que el lanzador Soyuz-2 modernizado estará equipado con desacelerador pasivo para impedir la acumulación de etapas de cohete agotadas en órbitas operativas;

c) Se modernizan los sistemas de suministro de energía eléctrica a bordo para aumentar la seguridad de su funcionamiento tanto en el modo activo como en el pasivo.

17. Durante los lanzamientos del vehículo de lanzamiento Zenit, desarrollado por la oficina de diseño Yuzhnoye en Dnepropetrovsk (Ucrania), se inyecta en órbita su segunda etapa. Tras la inyección, pueden aún permanecer en los tanques hasta cuatro toneladas del oxidante y sus vapores, hasta dos toneladas del combustible y hasta 60 kilogramos del helio gaseoso. Hasta la fecha, se han registrado dos casos de destrucción de una segunda etapa en órbita de un total de 21 lanzamientos correctos. El análisis tras el vuelo ha mostrado que en ambos casos, las etapas del cohete estuvieron en condiciones de iluminación solar durante casi todo el tiempo antes de que se produjera la destrucción (17 a 18 revoluciones en torno a la Tierra). Esta condición había fomentado al parecer una evaporación más intensa del oxígeno, que posteriormente saturó la válvula de seguridad normal. En caso de una evacuación lenta o de falta de evacuación del oxígeno en evaporación a través de una válvula de seguridad, el oxígeno que queda tiene energía suficiente para destruir el tanque.

18. Sobre la base de este análisis, se ha desarrollado un sistema modificado de evacuación de la cisterna de oxígeno de la segunda etapa del Zenit. Además, a efectos de reducir los flujos térmicos del oxígeno en el período inicial en órbita, se selecciona el momento del lanzamiento del vehículo con el fin de evitar períodos prolongados de iluminación solar. Después de la aplicación de estas importantes mejoras, se lanzaron 6 vehículos Zenit y no se produjo la destrucción de ninguna etapa final. Para los futuros lanzamientos del programa Globalstar, se instalará una válvula pirotécnica adicional en la parte superior del tanque de oxidante de la segunda etapa. Esta válvula se activará después de la inyección orbital mediante un mando especial del sistema de control a bordo. Los tubos de evacuación se instalarán con diversos ángulos para proporcionar el movimiento de rotación apropiado de la etapa a lo largo de su eje longitudinal. Además, se reduce una cantidad del resto de la reserva operativa de oxígeno del tanque mediante la cuidadosa selección de la trayectoria de ascenso.

19. El Organismo Espacial Japonés NASDA ha instrumentado la evacuación de combustibles residuales (LOH, LX₂N₂H₄) y gas helio residual de la segunda etapa del lanzador H-I/H-II. Se ha evitado la liberación de dispositivos mecánicos en el momento de la separación del satélite y el despliegue de paneles solares excepto en algunas misiones particulares, como la separación de los motores de impulsión al apogeo apagados del satélite meteorológico geostacionario. A fin de impedir la destrucción involuntaria en el espacio ultraterrestre de la segunda etapa del lanzador H-II, se inhabilita inmediatamente el mando del sistema de destrucción después de la inyección en órbita y se aísla térmicamente su pirotécnica para impedir la iniciación espontánea.

III. PREVENCIÓN DE LA CREACIÓN ACCIDENTAL DE DESECHOS

20. Las actividades más urgentes en la Federación de Rusia relacionadas con la tecnología de la reducción de los desechos espaciales se orientan a la prevención de explosiones de naves espaciales y etapas de cohetes usadas a causa la energía química achulada a bordo. Es bien sabido que esas explosiones son actualmente las fuentes principales de los desechos espaciales de pequeño tamaño más peligrosos. Con la gradual acumulación de naves espaciales usadas en órbita, sus colisiones con desechos espaciales (explosiones cinéticas) se convertirán pronto en las principales fuentes de nuevos desechos. En consecuencia, un programa a largo plazo de limitación del nivel de desechos debería comprender también el concepto de retirar esos objetos de las órbitas operacionales.

21. Para algunas misiones, el funcionamiento del vehículo de lanzamiento tiene margen suficiente que permita a la etapa disponer de combustible para hacer una quema para abandonar la órbita. La etapa debe ser modificada para obtener las capacidades de orientación y control necesarias para una desorbitación controlada tras el desempeño de su misión primaria (que es la colocación en órbita de la carga útil).
22. Cuando la misión requiere la colocación de un nave espacial con capacidad propia de maniobra, existen dos posibilidades. Una consiste en dejar la etapa superior atada para colocar en órbita la nave espacial a fin de elevar al máximo su capacidad de maniobra. La segunda es separar la nave espacial a una velocidad suborbital de modo que la etapa se desgaste su órbita naturalmente y la nave utilice la propulsión a bordo para establecer la suya. Desde una perspectiva de que pondere los gastos y la penalización, la primera posibilidad importa una masa en órbita mayor -- un posible riesgo de desechos -- mientras que la segunda incrementa la complejidad de la nave espacial. La evaluación de cuál de las soluciones es más apropiada exige un estudio más a fondo.
23. Una posibilidad alternativa a la entrada y la eliminación en el océano es la reubicación en una órbita de eliminación. En LEO, no es ésta una estrategia conveniente, porque requiere generalmente una maniobra de dos quemas, que es más costosa en términos de combustible que la única ignición necesaria para la entrada. Durante los decenios de 1980 y 1990, la antigua Unión de Repúblicas Socialistas Soviéticas utilizó unas de esas órbitas en LEO para eliminar 31 de sus fuentes de energía nuclear.
24. Otra posibilidad alternativa a una entrada directa controlada es una maniobra que rebaje el perigeo de modo que la vida orbital o inerte se limite a un período de 25 años. Esa maniobra retira rápidamente el objeto de la región de alto riesgo y la masa y la sección transversal de la órbita en una pequeña fracción de la vida orbital que sería necesaria sin esa maniobra. Esto es apreciablemente menos costoso que una entrada en un lugar determinado. Anticipa el reingreso final, pero plantea problemas por lo que se refiere a la fiabilidad.
25. Para ajustarse a la norma de la NASA de los Estados Unidos, el organismo espacial japonés NASDA adoptó también 25 años como vida permisible hasta que los sistemas espaciales que hayan terminado su misión reingresen por la fuerza natural a la atmósfera. Para la mayoría de los sistemas, esto ocurre cuando la órbita está por debajo de los 750 kilómetros. En el caso de órbitas más altas y cuando es admisible el riesgo de reingreso, la medida más segura para evitar el riesgo de colisiones con otros sistemas espaciales en funcionamiento es reducir la vida orbital reduciendo también la altura del perigeo de la órbita. Sin embargo esta maniobra puede requerir un sistema de propulsión que complicaría el diseño del sistema.
26. En el caso que el riesgo de reingreso no sea admisible, la solución deseable puede ser el reingreso controlado sobre una región oceánica vacía. El NASDA no tiene ninguna experiencia en materia de reingreso controlado de naves espaciales desde una gran altitud, pero la misión pluviométrica tropical (TRMM) se supone que reingresará sobre una región oceánica desde una altitud de 380 kilómetros y suministrará este tipo de datos. No obstante, para reducir al mínimo la región de la zona del siniestro por la que se dispersarían los fragmentos supervivientes, la estructura tendría que ser lo bastante robusta para resistir la ruptura causada por la fuerza aerodinámica a una altitud de 70 a 80 kilómetros. Esta condición se contradice con la reducida supervivencia al reingreso necesaria. Otro problema es la selección de una región oceánica verdaderamente segura para efectuar esa maniobra.
27. Según el NASDA, cuando la órbita operacional es demasiado alta para efectuar una reducción del período de vida, el sistema espacial debe ser reimpulsado hacia una región orbital de eliminación. Al planificar la reimpulsión hacia una órbita más alta hay que tener cuidado de aumentar tanto la altitud del perigeo como la del apogeo para evitar posibles interferencias con la órbita operacional. Las altitudes entre los 1300 y los 1400 kilómetros pueden ser candidatos para una posible órbita de eliminación. Si esa maniobra exige una cantidad inaceptable de combustible, se podría utilizar un impulso corrector limitado para mover el objeto una pequeña

distancia por encima de la órbita operacional hasta que se cuente con alguna otra medida de reducción de los desechos (por ejemplo, la recuperación orbital por la sonda Space Shuttle).

28. El retiro de grandes objetos inertes requiere un vehículo de maniobra activo con la capacidad de citarse con el objetivo inerte, oscilante y no cooperativo y amarrarse a él, y la capacidad de aplicar apropiada y precisamente el aumento necesario de velocidad para trasladar el objeto a la órbita que se necesita. Space Shuttle ha demostrado estas capacidades, pero ningún sistema no tripulado las posee para altitudes e inclinaciones mayores.

29. La multiplicidad de pequeños objetos hace que sea imposible adquirir y hacer entrar activamente cada uno de los objetos. Se han propuesto dos clases de sistemas para la eliminación de esos desechos. Una es la utilización de dispositivos activos y pasivos para interceptar con un medio, como un gran globo de espuma, que absorba la energía cinética de las partículas. Esto hace que el perigeo de los objetos descienda a regiones donde la resistencia aerodinámica provoque la entrada. El otro es un dispositivo activo que ilumina la partícula dentro de un rayo de energía dirigida, lo que hace que la partícula pierda velocidad o se disipe en fragmentos que ya no tienen una masa significativa.

IV. PROTECCIÓN AMBIENTAL DE LA ÓRBITA GEOESTACIONARIA

30. Para las misiones a la órbita geoestacionaria (GESO), las consideraciones pertinentes para la eliminación de la etapa superior de los cohetes, son la fecha de lanzamiento, el acimut del lanzamiento y el perigeo de la etapa de transferencia. Para los sistemas con múltiples quemas, la eliminación positiva en el océano puede lograrse mediante una ignición en el apogeo de algunos metros por segundo cuando la batería de la etapa tiene una duración suficiente y contiene un sistema de referencia de actitud y de control.

31. Existen además conjuntos de momentos de lanzamiento a una GESO que alinean la órbita de la etapa de transferencia con el fin de que las fuerzas naturales (propiedades del Sol, la Luna, la Tierra, etc.) actúen bajando o subiendo el perigeo de la etapa. El tomar en consideración el efecto de estas fuerzas puede minimizar el costo del control activo de etapas con combustible líquido y es una técnica de bajo costo para la eliminación de etapas sólidas de motores de cohete. La única otra estrategia para la eliminación de motores sólidos de cohete es orientar el vector del impulso del cohete en una dirección de modo que el perigeo de la órbita de transferencia que resulte de la ignición esté a una altitud lo bastante baja para hacer que la etapa termine por reingresar (lo que se llama a veces una "ignición descentrada". Esta estrategia tiene como consecuencia una penalización del rendimiento de alrededor del 15 por ciento de la etapa.

32. Las medidas adoptadas por los programas del NASDA parecen ser relativamente baratas y han demostrado ser eficaces. Por ejemplo, la vida orbital de la segunda etapa de ETS-VI H-II (1994-056B) se redujo en aproximadamente siete meses como resultado de la desorbitación. La etapa reingresó a la atmósfera terrestre el 31 de marzo de 1995.

33. La utilización de órbitas de eliminación es una estrategia técnicamente viable para limpiar la región de la GESO, pero no es la única estrategia posible. No se ha examinado la eficacia en relación con el costo de una estrategia de órbita de eliminación en comparación con otras estrategias. Si la elevación de la órbita ha de ser la técnica elegida, requerirá planificación y la reserva de los recursos necesarios de combustible para efectuar la maniobra. Los estudios preliminares indican que la órbita ha de ser elevada unos 300 kilómetros para cumplir con la finalidad deseada, y no los 40 a 70 kilómetros utilizados por algunos operadores. El costo de ejecución para una reimpulsión es de 3,64 m/s por cada 100 kilómetros, equivalentes a 1,69 kilogramos de combustible por cada 1000 kilogramos de masa en la nave espacial. Reimpulsar por 300 kilómetros es comparable a 3 meses de mantenimiento en estación.

34. El Grupo de Estudio 4 de la Oficina de Radiocomunicaciones de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT), en el que participan los Estados Unidos, ya ha hecho suya la recomendación de que todos los satélites en órbitas geosincrónicas deben ser impulsados al final de su vida útil por lo menos 300 kilómetros por encima de la órbita geosincrónica y de que luego se haga inerte la nave espacial descargando los restos de combustibles y gases y "asegurando" las baterías.

35. El Organismo Nacional del Océano y de la Atmósfera (NOAA) de los Estados Unidos, la NASA y varios programas del Departamento de Defensa de los Estados Unidos reimpulsan regularmente sus satélites que han dejado de ser funcionales a órbitas por encima de la GESO, para impedir la creación de más desechos como resultado de colisiones imprevistas con otros satélites a la deriva y dejar libres valiosos huecos orbitales.

36. La tecnología para retirar las naves espaciales rusas de la GESO al final de su vida activa se basa en el uso del combustible sobrante para satélites de las series Statsionar-D, Ekram-M y Gorizont) y en proporcionar la cantidad necesaria de combustible adicional para garantizar el aumento de la altitud media de la órbita en 200 kilómetros (para nuevos tipos de nave espacial).

37. Con objeto de evaluar la distancia adecuada para eliminar las naves espaciales en órbita geoestacionaria, se estudiaron en el Japón los efectos de las perturbaciones orbitales a largo plazo. El valor obtenido de la distancia mínima es casi el mismo que el recomendado tanto por la UIT como por el Code-Q de la NASA, a saber, unos 300 kilómetros. El mínimo actualmente requerido por el NASDA es de 150 kilómetros y el objetivo es llegar a los 500 kilómetros. La reorbitación real es a menudo mayor que la necesaria para eliminar la influencia de los posibles errores de los sistemas de medición.

Notas

1. Documentos Oficiales de la Asamblea General, quincuagésimo primer período de sesiones, Suplemento Nº 20 (A/51/20), párr. 86.