



Asamblea General

Distr.
GENERAL

A/AC.105/681
17 de diciembre de 1997

ESPAÑOL
Original: INGLÉS

COMISIÓN SOBRE LA UTILIZACIÓN DEL ESPACIO
ULTRATERRESTRE CON FINES PACÍFICOS

MEDIDAS TOMADAS 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. PREVENCIÓN DE LOS OBJETOS RELACIONADOS CON MISIONES	4-11	2
II. MEJORAMIENTO DE LA INTEGRIDAD ESTRUCTURAL DE LOS OBJETOS ESPACIALES	12-21	4
III. MODIFICACIÓN DE LA ÓRBITA DE OBJETOS ESPACIALES	22-39	5
A. Órbita terrestre baja y órbita muy excéntrica	22-31	5
B. Órbita geoestacionaria	32-39	7
IV. PROTECCIÓN MEDIANTE BLINDAJE	40-46	8
V. EVITACIÓN DE LAS COLISIONES	47-49	10

INTRODUCCIÓN

1. La Subcomisión de Asuntos Científicos y Técnicos de la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos, en su 34º período de sesiones, tomó nota con reconocimiento del informe preparado por la Secretaría sobre diversas medidas adoptadas por agencias espaciales para reducir el crecimiento de los desechos espaciales o los daños que puedan causar (A/AC.105/663), y recomendó que ese informe fuera actualizado todos los años (A/AC.105/672, párr. 90).
2. Esta recomendación fue hecha suya por la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos, en su 40º período de sesiones¹.
3. El presente informe, preparado por la Secretaría en respuesta a la petición arriba mencionada, contiene un resumen de la información proporcionada por Estados Miembros, así como también por organizaciones espaciales nacionales e internacionales. El formato del informe es semejante al formato de las partes pertinentes del informe técnico sobre desechos espaciales que está preparando la Subcomisión de Asuntos Científicos y Técnicos.

I. PREVENCIÓN DE LOS OBJETOS RELACIONADOS CON MISIONES

4. Los vehículos de lanzamiento y las naves espaciales se pueden diseñar de modo que no dejen desechos espaciales; en otras palabras, eliminan los dispositivos de separación, los envoltorios de la carga útil y otros equipos desechables (aparte de los cuerpos de las etapas superiores de los cohetes) a una altitud y velocidad suficientemente bajas para que no lleguen a entrar en órbita. Esto es más difícil de lograr cuando dos naves espaciales tienen un mismo vehículo de lanzamiento. 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.
5. Cuando la misión requiere el despliegue de una nave espacial que tiene una capacidad de maniobra propia, hay dos soluciones alternativas. Una consiste en dejar la etapa superior conectada a la nave y usarla para colocarla en órbita, a fin de maximizar su capacidad de maniobra. La segunda consiste en separar la nave espacial a velocidad suborbital para que la etapa se desintegre en forma natural y utilizar el sistema de propulsión a bordo de la nave espacial para colocarla en órbita. Desde una perspectiva costo-requisitos, la primera alternativa produce una masa orbital más grande, lo que constituye un desecho potencialmente peligroso, mientras que la segunda alternativa aumenta la complejidad de la nave espacial. La determinación de cuál alternativa es más adecuada requiere más estudio.
6. El Organismo Nacional de Aprovechamiento del Espacio del Japón (NASDA) dispone que debe evitarse la liberación de dispositivos mecánicos en el momento de la separación del satélite y el despliegue de los paneles solares, salvo en algunas misiones especiales, como el caso de la separación de los motores de apogeo gastados para el satélite meteorológico geoestacionario.
7. La norma principal establecida por el *Centre National d'Études Spatiales* (CNES) de Francia (centro nacional francés de estudios espaciales) para contrarrestar la proliferación de los desechos espaciales dispone lo siguiente: al final de la misión de lanzamiento, cualquiera sea la órbita prevista, no debe haber más de una pieza de desecho pasiva por satélite colocado en órbita. Para ajustarse a esta norma, el CNES ha incorporado las siguientes técnicas de reducción de desechos en las especificaciones técnicas de los vehículos de lanzamiento Ariane:

- a) En caso de un lanzamiento único, la nave debe ser reducida al estado pasivo, lo que significa que el combustible residual, incluido el de reserva y el utilizado en el sistema de control de posición, debe haberse expelido y los tanques deben haber sido despresurizados;
- b) En el caso de un lanzamiento múltiple, la estructura de adaptación también debe quedar inerte:
 - i) Se prohíbe el uso de combustibles sólidos en órbita (ya que crean nubes de partículas de aluminio);
 - ii) La terminación de la vida útil de baterías y celdas eléctricas no debe ir acompañada de un aumento crítico de la presión;
 - iii) Los sistemas de separación de carga útil y las estructuras de lanzamientos múltiples no deben generar ningún desecho (separación pirotécnica sellada y captura de bulones explosivos y correas);
 - iv) El análisis previo al vuelo de la misión debe permitir la garantía, con una probabilidad superior a $1,10^{-4}$, que no habrá colisión entre objetos en órbita.

8. Con respecto a la reducción al mínimo de nuevos desechos espaciales, Surrey Satellite Technology del Reino Unido de Gran Bretaña e Irlanda del Norte está aplicando las siguientes prácticas en el desarrollo de todos los minisatélites y microsátélites:

- a) Fijar a la estructura, ya sea el vehículo de lanzamiento o el propio satélite, todos los componentes o partes que podrían perder sus fijaciones originales durante el proceso de lanzamiento, incluidos los restos de los componentes expuestos a rotura;
- b) El empleo de materiales apropiados para el espacio, en el sentido de que no sufran daños a consecuencia de la desgasificación o de otras condiciones ambientales que podrían resultar en la creación de desechos, incluido el tratamiento de las superficies de los materiales de que se trate;
- c) Asegurar que todas las fijaciones estructurales y todas las partes del satélite en su conjunto sean capaces de soportar las condiciones mecánicas del lanzamiento, la colocación en órbita y el funcionamiento subsiguiente, y de mantener la integridad de la estructura.

9. A fin de reducir al mínimo la creación de desechos espaciales, el programa Radarsat del Canadá estableció un requisito a nivel de sistemas que dispone la contención de cualquier desecho sólido resultante del funcionamiento del mecanismo de sujeción o liberación. Es decir, que todos los contratistas deben diseñar esos sistemas de modo que la nave espacial no libere ningún desecho durante su colocación en órbita.

10. Recientemente, la modernización de las empresas existentes de la Federación de Rusia, y la creación de nuevas empresas en el sector de la tecnología de los cohetes y el espacio dio lugar a la adopción de varias medidas de prevención para reducir el nivel de los desechos espaciales. Por ejemplo, se está desarrollando una nueva etapa superior DM del lanzador Proton que incorpora elementos para eliminar la separación del sistema de arranque del motor (motor SOZ) de esta etapa durante su ascensión impulsada hacia la órbita, a fin de no crear más desechos.

11. La tarea de establecer operaciones que no generen desechos combinaría prácticas de diseño y operacionales para alcanzar el objetivo de limitar aún más la creación de desechos orbitales en todas las operaciones espaciales. Como resultado de estos esfuerzos, disminuirá la tasa de crecimiento de los desechos orbitales, pero el número total desechos todavía continuará aumentando.

II. MEJORAMIENTO DE LA INTEGRIDAD ESTRUCTURAL DE LOS OBJETOS ESPACIALES

12. Los desechos producidos por la fragmentación de las etapas superiores representan ahora más del 30% de los objetos en órbita de la Tierra registrados. Hasta el 82% de todas las roturas de las etapas superiores se podría haber evitado con la aplicación de las técnicas apropiadas de reducción a la pasividad. Durante el período de 1990 a 1996, 28 etapas superiores (un promedio de cuatro por año) de 10 diferentes tipos de vehículos se rompieron en órbita terrestre. Si bien algunas eran etapas superiores antiguas que ya habían estado en órbita durante un largo tiempo, la vasta mayoría de los vehículos habían sido lanzados en 1988 o más tarde, después de que la cuestión de la reducción de las etapas superiores a la pasividad hubiera recibido mucha atención.

13. La primera política importante de reducción de desechos quizá haya sido el requisito instituido por la Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio (NASA) de los Estados Unidos de América de dispersar los combustibles y gases no utilizados de las etapas superiores del lanzador Delta para prevenir las explosiones causadas por la mezcla de residuos de combustible. En agosto de 1981, la compañía que proveía la segunda etapa del Delta aplicó un nuevo procedimiento que consistía en volver a encender el motor de la etapa para quemar el resto de los combustibles hasta agotarlos. Ninguna segunda etapa de Delta en la que ha realizado este encendido de agotamiento ha sufrido roturas posteriores. En 1985, la NASA notificó a la NASDA del problema de la segunda etapa del Delta, debido a que el vehículo de lanzamiento japonés N-II utilizaba una segunda etapa basada en esta etapa del Delta. Posteriormente, la NASDA también adoptó la política de reducción a la pasividad y desde entonces ninguna segunda etapa de N-II se ha roto en órbita.

14. En agosto de 1995, la Oficina de Seguridad y Garantía de Misiones de la NASA publicó la norma de seguridad 170.14, "Directrices y procedimientos de evaluación para limitar los desechos orbitales". La norma 4-2 de este documento se refiere a la cuestión de neutralizar la nave espacial y la etapa superior. Concretamente, dispone que todas las fuentes de energía almacenadas a bordo se agotarán cuando ya no se necesiten para las operaciones de la misión o para la eliminación posterior a la misión. El agotamiento se realizará tan pronto como esa operación no plantee ningún riesgo inaceptable para la carga útil.

15. Las fuentes de energía a bordo a que se refiere la norma incluyen la energía química en forma de combustibles y explosivos relacionados con los sistemas de seguridad, la energía en forma de volúmenes a presión (por ejemplo, en baterías selladas, control térmico, control de posición y sistemas de propulsión) y la energía cinética (por ejemplo, para el giroscopio de control de momento). La norma de la NASDA sobre mitigación de los desechos y el proyecto de Manual de la Agencia Espacial Europea (ESA) sobre mitigación de los desechos espaciales también recomiendan energícamente la adopción de medidas de neutralización de la etapa superior.

16. Las medidas de eliminación del propulsante también se deben diseñar de modo que se disipen los gases a alta presión utilizados en los sistemas de propulsión alimentados a presión. Esto se realiza normalmente manteniendo abiertas las líneas de alimentación y las ventilaciones del combustible por períodos más largos. Asimismo, los presurizadores se pueden eliminar utilizando líneas de ventilación especiales y válvulas pirotécnicas. Para los vehículos en que el combustible y el oxidante se encuentran en un tanque de combustible común, separados sólo por una membrana o partición, los procedimientos de expulsión se deben diseñar de modo que impidan el desarrollo de diferencias de presión excesivas. Por último, las medidas de neutralización de etapas deben incluir medidas para desarmar el sistema de seguridad (es decir, las cargas detonantes) y el aislamiento y la descarga del sistema de energía eléctrica.

17. La principal fuente de energía de las roturas de la etapa superior es, claramente, el propulsante residual, ya sea en forma de hipergólicos, criogénicos, monopropulsantes o simples oxidantes. A esto se suma el importante hecho de que la eliminación de estas fuentes de energía ha impedido la fragmentación en todos los casos. La eliminación del propulsante residual se realiza normalmente mediante igniciones de agotamiento o simplemente purgando los tanques de combustible. La primera opción puede requerir el reencendido del combustible de propulsión, como se hace en los programas Delta, Delta 2, Pegasus y el N-II japonés, o el quemado con los motores en punto muerto, como se hizo con las etapas superiores H-I y H-II. El sistema de control de altitud de hidracina Centaur de los

Estados Unidos también quemó los combustibles residuales hasta el agotamiento tras la separación de la carga útil. Para obtener la situación más favorable posible para el medio ambiente, este quemado de combustible debe realizarse de modo que reduzca la vida del vehículo en órbita. Utilizando esta técnica, se redujo la vida en órbita de una segunda etapa de Delta (1996-024B) de varios cientos de años a sólo nueve meses.

18. Tras la explosión en órbita de la tercera etapa del vehículo de lanzamiento Ariane 4, que se había utilizado en 1986 para lanzar SPOT 1 (V16), se modificó esa etapa. Se diseñaron dos válvulas pirotécnicas, que se agregaron al circuito de presurización de los tanques, para que éste último se abriera hacia el vacío al final de la misión. Esta modificación de diseño, que se introdujo en octubre de 1993, ha permitido hasta la fecha 30 vuelos sin que se produjeran anomalías, lo que demuestra la total eficacia de las medidas adoptadas.

19. El vehículo orbital Ariane 5 también será neutralizado al final de su misión mediante la apertura de dos válvulas pirotécnicas colocadas en el circuito de presurización, conectadas a dos toberas de torque cero. Los tanques principales deben quedar neutralizados en diez minutos.

20. Los tanques de helio a alta presión de Ariane se diseñaron para que se vaciaran en unas pocas horas a través de un orificio calibrado. El sistema de control de posición, que funciona con hidracina, también se vaciará hasta que se logre una lectura de presión residual que proteja al sistema contra la explosión que puede producir el impacto de un micrometeorito o de desechos orbital. Durante el desarrollo se comprueba la limpieza del sistema de separación, de conformidad con las especificaciones de los diseñadores del satélite.

21. La NASDA ha efectuado el drenaje de los combustibles residuales (LOX, LH₂, N₂H₄) y del gas de helio residual de la segunda etapa de los lanzadores H-I y H-II. A fin de impedir la destrucción no intencional de la segunda etapa de los H-II en el espacio, el sistema de comando de la destrucción se neutraliza inmediatamente después de la colocación en órbita y sus elementos pirotécnicos tienen una aislación térmica para prevenir la iniciación espontánea. También en otros lanzadores, como Proton, Zenit y Long March 4, se han incorporado medidas de neutralización por eyección.

III. MODIFICACION DE LA ÓRBITA DE OBJETOS ESPACIALES

A. Órbita terrestre baja y órbitas muy excéntricas

22. Una de las directrices más importantes de la NASA se refiere a la eliminación planeada de naves espaciales y etapas superiores al final de su vida útil. El cumplimiento de esta directriz reduce el crecimiento de la masa en las regiones más frecuentemente usadas del espacio y reduce la posibilidad de que las colisiones en órbita se conviertan en una fuente importante de desechos. Ahora bien, dado que en la mayoría de los casos la eliminación planeada es un concepto nuevo, se la considera como una importante adición al costo de nuevos programas. En general, las opciones de eliminación posteriores a la misión son las siguientes:

a) Recuperación directa y modificación de la órbita;

b) Maniobra hasta alcanzar una órbita en la que la resistencia atmosférica o las perturbaciones gravitacionales sacarán el objeto de la órbita en un plazo de 25 años;

c) Maniobra hasta alcanzar una de un conjunto de regiones de eliminación en la que los objetos no interferirán con futuras operaciones espaciales.

23. Recuperación significa regreso a la Tierra, sin daño para la nave u otro equipo espacial, de un vehículo capaz de entrar a la atmósfera, como el Trasbordador de los Estados Unidos o los módulos de reingreso Soyuz, de la

Federación de Rusia. Entre los ejemplos de equipo espacial recuperado figuran el portador europeo recuperable Eureka, la Unidad Volante Espacial del Japón, el laboratorio de exposición prolongada de los Estados Unidos, Palapa-A, Westar-B y una batería solar del Telescopio Espacial Hubble. Este método de mitigación de desechos se usa sólo en raras ocasiones en razón de la capacidad limitada del Trasbordador y de los costos relativamente elevados de la operación.

24. La modificación de la órbita es un método eficaz para remover objetos del espacio. Comprende maniobras de propulsión para forzar una entrada de destrucción inmediata en la atmósfera y también la reducción de la vida orbital hasta un cierto límite (por ejemplo, 25 años) mediante una disminución de la altitud de la órbita usando maniobras de propulsión u otros métodos, como aumentar la superficie vulnerable a la resistencia atmosférica. En algunas misiones, el desempeño del vehículo de lanzamiento deja un margen de combustible suficiente para que la etapa pueda efectuar un encendido de salida de órbita. Por lo general, es preciso modificar la etapa para incluir el sistema de dirección y control necesario para realizar una salida de órbita controlada tras la terminación de la misión primaria (que es la colocación de la carga útil en órbita). Ahora bien, esto podría tener un efecto negativo en el costo de la misión.

25. La salida de órbita controlada sobre regiones desocupadas del Océano Pacífico es el método normalmente utilizado por la Agencia Espacial Rusa después que la nave de carga del tipo Progress completa una misión a la estación orbital Mir. Este método se utilizó ya durante el servicio de anteriores estaciones orbitales de la ex Unión Soviética, comenzando con Salyut 6 en 1978. Todas las estaciones orbitales Salyut se retiraron de órbita sobre el Océano Pacífico, con excepción de Salyut 2 y Salyut 7, que no funcionaron bien. La reentrada controlada también está prevista para la estación Mir en 1999. La NASDA no tiene experiencia en la reentrada controlada de vehículos espaciales desde grandes altitudes, pero la misión pluviométrica tropical está supuesta a reentrar sobre el océano desde una altitud de 380 kilómetros para proporcionar ese tipo de datos.

26. Según la norma de la NASA, otra alternativa a una entrada directa controlada es una maniobra que disminuye el perigeo de modo que la inercia orbital reduzca la vida en órbita a un período de 25 años. Esa maniobra rápidamente retira el objeto de la región de alto riesgo y, por lo tanto, reduce la masa y el perfil de la órbita en una pequeña fracción de la vida orbital sin esa maniobra. Esto es mucho menos costoso que una entrada programada. Este método adelanta la entrada, pero plantea problemas en cuanto a responsabilidad ya que no permite predecir con exactitud la región geográfica de la entrada en la atmósfera.

27. Para ajustarse a la norma de la NASA, la NASDA, en su norma STD 18 adoptó también el plazo de 25 años hasta la reentrada a la atmósfera por efecto de las fuerzas naturales, para los sistemas espaciales que hayan terminado su misión. Para la mayoría de los sistemas, esto se produce si la órbita es inferior a los 750 kilómetros. En el caso de órbitas más altas, y si el riesgo de la reentrada es aceptable, la medida más viable para evitar el riesgo de colisión con otros sistemas espaciales en funcionamiento es reducir la vida orbital reduciendo la altura del perigeo de la órbita. Ahora bien, esta maniobra puede requerir un sistema de propulsión que podría complicar el diseño del sistema.

28. Una alternativa a la reentrada natural a la atmósfera y a la eliminación controlada es la reubicación en una órbita de eliminación. En la órbita terrestre baja, esta no es una ventaja estratégica porque suele requerir una maniobra de doble ignición que es más costosa en términos de combustible que la ignición única que se requiere para la entrada. Durante el decenio de 1980 y a principios del decenio de 1990, la ex Unión Soviética utilizó órbitas casi circulares entre 900 y 1.000 kilómetros de altura para eliminar 31 fuentes de energía nuclear. Las directrices de la NASA recomiendan una maniobra hasta alcanzar una órbita de almacenamiento con un perigeo por sobre los 2.500 kilómetros y un apogeo inferior a los 35.288 kilómetros (500 kilómetros por debajo de la altura geoestacionaria).

29. Para las misiones que utilizan la órbita elíptica de transferencia geoestacionaria, las consideraciones pertinentes para la eliminación de la etapa superior del cohete son la fecha del lanzamiento, el azimut del lanzamiento y el perigeo de la etapa de transferencia. Los sistemas de ignición múltiples pueden lograr la eliminación en el océano

con una ignición en apogeo de unos pocos metros por segundo si la etapa tiene baterías con vida suficiente y contiene un sistema de referencia y control de posición.

30. Además, hay conjuntos de horas de lanzamiento a la órbita geoestacionaria de transferencia para alinear la órbita de la etapa de transferencia de modo que las fuerzas naturales, como las propiedades del Sol, la Luna y la Tierra, actúen para bajar o elevar el perigeo de la etapa. Teniendo en cuenta el efecto de estas fuerzas se puede reducir el costo del control activo de las etapas de propulsión líquida; esta es una técnica de bajo costo para la eliminación de etapas de motores de cohetes de combustible sólido. La única estrategia alternativa para la eliminación de estos motores es orientar el vector de impulsión del cohete en una dirección determinada de modo que el perigeo de la órbita de transferencia resultante de la ignición se encuentre a una altitud suficientemente baja para hacer que la etapa termine por reingresar (a veces denominada “ignición descentrada”). Esta estrategia tiene como consecuencia una penalización del rendimiento de la etapa de alrededor del 15%.

31. Las medidas adoptadas para los programas de la NASDA parecen ser relativamente baratas y han demostrado ser muy efectivas. Por ejemplo, la vida orbital de la segunda etapa del ETS-VI H-II japonés (1994-056B) se redujo a unos siete meses como resultado de la modificación de la órbita.

B. Órbita Geoestacionaria

32. Es cada vez mayor el número de objetos en órbita geoestacionaria (GSO). Dado que a esta altitud la fricción atmosférica deja de ser un factor, los objetos abandonados en esta órbita no salen de la región y constituyen un peligro para otros satélites, tanto de colisión con satélites operacionales como de explosiones accidentales que podrían crear un número muy grande de fragmentos de desechos. El empleo de órbitas de eliminación es actualmente la única técnica viable para limpiar la región de la GSO. Ahora bien, esto requiere planificación y la reserva de los recursos de propulsión necesarios para efectuar la maniobra. Los estudios preliminares indican que la órbita debe elevarse unos 300 kilómetros para que cumpla la finalidad propuesta, y no los 40 a 70 kilómetros que han estado usando algunos operadores. El costo de la modificación de la órbita es de 3,64 metros por segundo por cada 100 kilómetros, o 1,69 kilogramos de propulsante por cada 1.000 kilogramos de masa de la nave espacial. El costo de la propulsión adicional para elevar la órbita del objeto en 300 kilómetros es comparable al de tres meses de mantenimiento de la estación.

33. El Grupo de Estudio 4 de la Oficina de Radiocomunicaciones de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT), en el que participan muchos operadores de satélites, hizo suya la recomendación de que todos los satélites en órbita geosincrónica sean elevados no menos de 300 kilómetros sobre la órbita geosincrónica al final de su vida útil, y que luego se neutralice la nave espacial descargando cualesquiera propulsores y gases residuales y “desconectando” las baterías.

34. La Organización Internacional de Telecomunicaciones por Satélite (INTELSAT) incorpora políticas y procedimientos voluntarios para neutralizar adecuadamente los satélites gastados e impedir la generación de desechos espaciales. Las políticas y los procedimientos en vigor para la neutralización de satélites son los siguientes:

a) En el momento de la neutralización, todos los satélites se colocan en una modalidad pasiva y segura. Esto incluye la despresurización y la ventilación de los sistemas propulsores como parte de la elevación de la órbita, la descarga de las baterías y el cierre de todas las unidades de RF para impedir la interferencia con otros propietarios y operadores de satélites;

b) Los satélites más antiguos tienen propulsante suficiente para alcanzar una órbita de eliminación a una altitud mínima de 150 kilómetros sobre la GSO. Esta maniobra se realiza normalmente en varias etapas durante varios días, a fin de tener la seguridad de alcanzar una buena órbita de estacionamiento. Para los satélites más nuevos se ha adoptado una altitud mínima de eliminación de 300 kilómetros. Dado que su presupuesto de combustible de reserva es conservador, INTELSAT normalmente excede la altitud de eliminación fijada.

35. Francia ha decidido introducir una política voluntaria de modificar la órbita de los satélites geoestacionarios al final de su vida útil a fin de limpiar la órbita útil. La solución escogida es colocar los satélites que han completado su misión en una órbita situada 300 kilómetros sobre la órbita geoestacionaria. Esta política ya ha sido aplicada varias veces por el CNES, que tiene a su cargo la vigilancia de varios satélites nacionales en órbita. El satélite de telecomunicaciones Telecom 1 A fue elevado a esta órbita en septiembre de 1992; a éste siguió el satélite Telecom 1 C a principios de 1996 y posteriormente el satélite de transmisiones de televisión directas TDF 1.

36. La Administración Nacional de los Océanos y la Atmósfera, de los Estados Unidos, la NASA y varios programas del Departamento de Defensa normalmente elevan los satélites que ya no funcionan a órbitas situadas por encima de la GSO para prevenir la creación de desechos adicionales por colisiones imprevistas con otros satélites a la deriva y liberar espacios orbitales valiosos.

37. La tecnología empleada por la Federación de Rusia para eliminar naves espaciales de la GSO al final de su vida útil se basa en el empleo del combustible residual (para los satélites de las series Statsionar-D, Ekran-M y Gorizont) y la previsión de la cantidad necesaria de combustible adicional para asegurar la elevación de la altitud media de la órbita en unos 200 kilómetros (para nuevos tipos de naves espaciales).

38. Hasta la fecha, se ha modificado la órbita de los siguientes satélites geoestacionarios de la ESA: OTS 2 (en órbita a 318 kilómetros sobre la GSO), GEOS 2 (260 kilómetros), Meteosat 2 (334 kilómetros), ECS 2 (335 kilómetros) y Olympus 1 (debido a una falla, este satélite se dejó en una órbita 213 kilómetros debajo de la GSO).

39. En el Japón se evaluaron los efectos de las perturbaciones orbitales a largo plazo para evaluar la distancia adecuada para la eliminación de naves espaciales de la GSO. La distancia mínima resultante es casi igual a la recomendada tanto por la UIT como por el Código Q de la NASA, es decir, unos 300 kilómetros. La elevación mínima exigida por la NASDA actualmente es de 150 kilómetros y la altitud objetivo es de 500 kilómetros. La reorbitación real suele ser superior a la necesaria, a fin de prevenir la influencia de posibles errores resultantes de los instrumentos de medición.

IV. PROTECCIÓN MEDIANTE BLINDAJE

40. En cuanto a los desechos pequeños que no se pueden rastrear desde la Tierra, la única alternativa para evitar colisiones es la protección mediante blindaje. La estación espacial internacional (ISS) tiene blindaje de protección contra impactores de 1 centímetro. El traspordador espacial no fue diseñado para el entorno de los desechos espaciales, pero ha sido modificado para hacerlo más robusto para el montaje de la ISS y otras misiones operacionales.

41. Respecto de las actuales operaciones del Traspordador, la regla de vuelo A2.1.3.-32 reduce al mínimo el período con la plataforma de carga útil o la proa hacia adelante y con la plataforma de carga útil hacia arriba o fuera del plano orbital, dado que estas son las posiciones más vulnerables. La orientación más protegida es con la plataforma de carga hacia la Tierra y la popa de la nave hacia adelante. Entre la peor orientación y la mejor hay un factor de 20. La nave ha sufrido un número importante de impactos, y en promedio se ha debido reemplazar una ventana después de cada viaje.

42. A fin de lograr la fiabilidad requerida de la ISS (un máximo de 10% de probabilidad de penetración en 10 años), se utilizan blindajes de diferente diseño para proteger los diversos componentes críticos. Los blindajes más efectivos se colocan en las zonas orientadas hacia adelante que es donde se espera la mayoría de los impactos, y los blindajes menos eficaces se colocan en las zonas orientadas hacia atrás y el nadir, donde se prevé que la frecuencia de los impactos será menor. Además de tener la capacidad de impedir la penetración hasta situaciones de amenaza nominal, los blindajes de la ISS deben ser ligeros, de poco volumen (para que entren en la plataforma de carga útil)

y duraderos en el entorno espacial. El diseño de la ISS prevé también el futuro aumento del blindaje si la amenaza aumenta o si se extiende la vida de la estación.

43. Se han diseñado más de 100 blindajes diferentes para proteger los diversos componentes críticos de la ISS, aunque todos los diseños son modificaciones de tres configuraciones primarias: el amortiguador Whipple, el escudo contra choques múltiples (o Whipple relleno) y el escudo reticular de doble amortiguador. El amortiguador Whipple, la configuración de protección más sencilla, consiste de una hoja única de material (normalmente aluminio), denominada el amortiguador, colocada a cierta distancia de la pared del módulo (a menudo denominada recolectora). La función del amortiguador es romper, fundir o vaporizar un objeto que choca a alta velocidad. Los restos más pequeños y más lentos del objeto pasan luego del amortiguador a la recolectora y difunden la energía de impacto restante en una zona más grande. Esta configuración se ha venido estudiando en forma experimental desde hace medio siglo. El amortiguador Whipple es el blindaje más eficaz contra impactos a alta velocidad.

44. El amortiguador Whipple relleno consiste de un amortiguador exterior, un recolector y una o más capas de materiales situados entre estos dos componentes para desviar y dispersar aún más el impactor. Esta configuración mejora el desempeño del diseño estándar y, con ciertos materiales de amortiguación (como Nextel), se reduce la producción de eyecta secundaria. En los diseños actuales de la ISS, el amortiguador exterior es de aluminio y el blindaje normalmente se rellena con seis capas de Nextel y seis capas de Kevlar. La pared del módulo actúa como recolector. El escudo reticular de doble amortiguador es el nuevo derivado del concepto del amortiguador Whipple de la NASA. Este blindaje, desarrollado a principios de los años 90, tiene un disruptor de rejilla metálica frente a cada uno de dos amortiguadores. Este diseño también constituye una mejora considerable sobre el amortiguador Whipple estándar.

45. Durante el futuro previsible, la tripulación no rusa de la ISS utilizará la unidad de movilidad extravehicular que actualmente usan los astronautas del trasbordador espacial. Este traje espacial está protegido con múltiples capas de material y una cámara de aire única que juntas constituyen un contenedor a presión y ofrece protección contra los extremos térmicos del espacio y contra meteoritos y desechos. Un segundo tanque de oxígeno proporcionaría por lo menos 30 minutos de oxígeno suplementario si se produjera un agujero de hasta 4 milímetros en el traje. Se cuenta con modalidades de recuperación para casos de fallas múltiples producidas por otros impactos. Los análisis muestran que el 75% del peligro resultará de penetraciones en las partes blandas del traje (es decir, los brazos, los guantes y las piernas). El programa de la ISS está estudiando la posibilidad de aumentar la protección de brazos y piernas con guanteletes y “grietas” para reducir este peligro.

46. La nave espacial Radarsat del Canadá, lanzada con éxito el 4 de noviembre de 1995, está protegida contra el actual entorno de desechos espaciales. Se tomaron precauciones para asegurar, en la mayor medida posible, que la nave espacial Radarsat no se convierta prematuramente en desecho espacial como resultado de un impacto con un desecho. Estas medidas comprendieron la definición del entorno de desechos espaciales que probablemente encontrará Radarsat utilizando la base de datos ENVIRONET de la NASA. Seguidamente se examinaron los distintos componentes de la nave espacial para determinar su vulnerabilidad al entorno previsto. La evaluación de vulnerabilidad incluyó el uso de ecuaciones de impacto a hipervelocidad así como el ensayo real del equipo de la nave mediante pruebas de impactos a hipervelocidad en el Centro Espacial Johnson de la NASA. Cuando se consideró necesario, se añadieron blindajes para que la probabilidad de supervivencia de la nave alcanzara un nivel aceptable. El blindaje incluía la adición de Nextel (una tela de fibra cerámica de 3-M) al acolchado térmico, la adición de amortiguadores frente a las líneas de hidracina y los haces de cables expuestos y el aumento del grosor de algunas cajas de componentes para proteger sus circuitos cerrados.

V. PREVENCIÓN DE LA COLISIONES

47. La planificación de los lanzamientos de los Estados Unidos también depende de las proyecciones del Programa de prevención de colisiones durante el lanzamiento, que advierte sobre posibles colisiones o cuasicolisiones para los vehículos tripulados o capaces de llevar tripulaciones antes de su lanzamiento. El procedimiento, que se realiza en

el campo de ensayos oriental de los Estados Unidos, da el visto bueno para una zona de 200 kilómetros en la órbita y 50 kilómetros en el plano radial y fuera del plano orbital para vehículos tripulados. Si este ensayo indica la posibilidad de una conjunción, el lanzamiento se demora hasta el siguiente minuto par.

48. Para las misiones del Trasbordador tripulado de los Estados Unidos, la norma de misión A4.1.3.-6 trata de la prevención de colisiones con desechos en órbita. El Centro de Control Espacial del Comando Espacial de los Estados Unidos aplica un programa de computadora para evaluar las 36 horas siguientes del vuelo del Trasbordador a fin de determinar posibles conjunciones previsibles de objetos espaciales en un radio de 100 kilómetros alrededor de la nave. Si se predice que un objeto identificado pasará dentro del alcance del campo de advertencia del vehículo orbital (25 kilómetros en la órbita y 5 kilómetros tanto en el plano radial como fuera de órbita), se pide a la Red de vigilancia del espacio que efectúe observaciones adicionales y las utilice para hacer un cálculo más exacto de ese objeto. Cuando estas mejores predicciones confirman la conjunción dentro del alcance del campo de maniobras de prevención (5 kilómetros en la órbita y 2 kilómetros tanto en el plano radial como de fuera de órbita), se realiza una evaluación para decidir si se ha de ejecutar la maniobra. En caso afirmativo, está es nominalmente de 0,3 metros por segundo con un gasto de 12 a 20 kilogramos de combustible. Desde 1986, de las ocho ocasiones en que se entró en el campo de prevención, se ejecutaron maniobras de prevención en tres. En las otras ocasiones, los objetivos de la misión excluían la oportunidad de la maniobra, o la tendencia indicaba que no era necesaria.

49. Cuando tripulaciones de la NASA se encuentra a bordo de la estación orbital Mir para misiones de larga duración, se aplica un procedimiento para proporcionar asesoramiento al Centro de Control de Misiones de la Federación de Rusia situado en Korolov, cerca de Moscú, igual que el caso del Trasbordador. Cuando el Centro de Control de los Estados Unidos determina una condición de advertencia se utiliza una computadora portátil en cualquier línea telefónica disponible para establecer una conexión de fax y de Internet con el Centro de Korolov y enviar un mensaje de advertencia. Desde que se comenzó a aplicar este procedimiento, se han enviado cinco advertencias. Dado que la estación Mir no puede maniobrar, la única medida que puede tomar la tripulación es buscar refugio. El 15 de septiembre de 1997, la tripulación de Mir tomó refugio en el módulo de reentrada Soyuz cuando se emitió un pronóstico de conjunción con el satélite MSTI 2 de los Estados Unidos 1994-028A). El desarrollo de este procedimiento ha proporcionado información detallada sobre los procedimientos que se necesitarán para la futura ISS. Se prevé que se producirán 16 conjunciones por año respecto de la ISS si se utilizan los mismos criterios que para el Trasbordador.

Notas

¹*Documentos oficiales de la Asamblea General, quincuagésimo segundo período de sesiones, Suplemento N° 20 (A/52/20), párr. 85.*