



Asamblea General

Distr.
GENERAL

A/AC.105/680
1 de diciembre de 1997

ESPAÑOL
Original: Español/Francés/
Inglés

COMISIÓN SOBRE LA UTILIZACIÓN DEL ESPACIO
ULTRATERRESTRE CON FINES PACÍFICOS

INVESTIGACIONES NACIONALES SOBRE LA CUESTIÓN DE LOS DESECHOS ESPACIALES

SEGURIDAD DE LOS SATÉLITES NUCLEARES

PROBLEMAS DE LA COLISIÓN DE FUENTES DE ENERGÍA NUCLEAR CON LOS DESECHOS ESPACIALES

Nota de la Secretaría

ÍNDICE

	<i>Párrafos</i>	<i>Página</i>
INTRODUCCIÓN	1-4	2
RESPUESTAS RECIBIDAS DE ESTADOS MIEMBROS		3
Canadá		3
Chile		3
Francia		3
Indonesia		4
Japón		7
Reino Unido de Gran Bretaña e Irlanda del Norte		11
Suecia		18
RESPUESTAS RECIBIDAS DE ORGANIZACIONES INTERNACIONALES		19
Asociación de Derecho Internacional		19
Organización Internacional de Telecomunicaciones por Satélite (INTELSAT)		19

Figuras

I. Plan de desarrollo del Sistema de Vigilancia de los Desechos Orbitales de Indonesia	4
II. Distribución del eco en el plano de longitud versus latitud	6
III. Número de ecos de meteoros como fracción de tiempo	6

INTRODUCCIÓN

1. En el párrafo 32 de su resolución 51/123, de 13 de diciembre de 1996, la Asamblea General consideró que era indispensable que los Estados Miembros prestaran más atención al problema de las colisiones de objetos espaciales, incluidas las fuentes de energía nuclear, con desechos espaciales, así como a otros aspectos de la cuestión de esos desechos, y pidió que continuaran las investigaciones nacionales sobre la cuestión, se mejorase la tecnología para la vigilancia de los desechos espaciales y se recopilara y difundiera información sobre desechos espaciales. La Asamblea consideró que, en la medida de lo posible, la información a ese respecto se debía presentar a la Subcomisión de Asuntos Científicos y Técnicos de la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos.
2. La Asamblea General, en el párrafo 22 de esa misma resolución, invitó a los Estados Miembros a que informaran periódicamente al Secretario General acerca de las investigaciones realizadas en los planos nacional e internacional sobre la seguridad de los satélites propulsados por energía nuclear.
3. En una nota verbal de fecha 7 de agosto de 1997, el Secretario General invitó a todos los Estados Miembros a que presentaran a la Secretaría, a más tardar el 30 de septiembre de 1997, la información solicitada más arriba para que la Secretaría pudiera preparar un informe para transmitirlo a la Subcomisión en su 34º período de sesiones.
4. La Secretaría preparó el presente documento sobre la base de la información recibida de los Estados Miembros y las organizaciones internacionales al 30 de noviembre de 1997. La información recibida con posterioridad a esa fecha se incluirá en adiciones al presente documento.

RESPUESTAS RECIBIDAS DE LOS ESTADOS MIEMBROS*

Canadá

[Original: inglés]

Con respecto a las cuestiones de las fuentes de energía nuclear y los desechos espaciales, el Canadá se remite a la información proporcionada el año anterior en el documento A/AC.105/659.

Chile

[Original: español]

Chile no posee naves espaciales que utilicen fuentes de energía nuclear y no ha considerado utilizar esa tecnología en el futuro. A ese respecto, cabe mencionar el caso de la caída de la sonda rusa Mars 96 en el Océano Pacífico en cuanto se refiere a las actividades de investigación y de búsqueda de desechos y de pruebas de contaminación radiactiva.

Con respecto a la minimización de los desechos espaciales, la experiencia de Fuerza Aérea de Chile con los minisatélites de la serie FASat corresponde a la aplicación de las prácticas adoptadas por la compañía Surrey Satellite Technology Limited del Reino Unido, de la siguiente manera:

- Asegurar 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 colocación en órbita, incluidos los restos de componentes que están sujetos a rotura.
- Empleo de materiales apropiados para el espacio, de modo que no sufran daños como resultado 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.
- Asegurar que todas las fijaciones estructurales y todas las partes del satélite en su conjunto puedan soportar todas las condiciones mecánicas del lanzamiento, la colocación en órbita y las operaciones subsiguientes, y de mantener la integridad de la estructura.

Francia

[Original: francés]

El texto de la contribución francesa se ha incorporado al documento sobre técnicas de mitigación de los desechos espaciales (A/AC.105/681).

*Las respuestas se reproducen en la forma en que se recibieron.

Indonesia

[Original: inglés]

El Gobierno de la República de Indonesia presta mucha atención al problema de los desechos espaciales y los aspectos conexos. A este respecto, Indonesia está desarrollando un Sistema de Vigilancia de los Desechos Orbitales (IODMS) que comprende cuatro modelos principales: El modelo de tráfico (Traffic Model o TM), el modelo de rotura (Break-up model o BM), el modelo de desintegración (Decay Model o DM) y el modelo de flujo (Flux Model o FM). El IODMS es un modelo de vigilancia especializado para desechos artificiales, aunque tiene en cuenta la información sobre desechos espaciales naturales (figura I).

Figura I. Desarrollo del Sistema de Vigilancia de Desechos Orbitales de Indonesia

El Sistema de Vigilancia de los Desechos Orbitales de Indonesia se encuentra en la fase de desarrollo. Los cuatro productos finales del sistema serán los principales insumos para los programas de acción para la mitigación de desechos orbitales, así como para la política espacial nacional, incluida la política sobre impactos de desechos espaciales.

Era inevitable que los desechos orbitales se convirtieran en una cuestión ambiental que requiere modelos y mediciones para comprender el nuevo entorno. Los modelos y las mediciones desarrollados son idénticos en muchos aspectos a los que se utilizan para comprender el entorno de los meteoritos interplanetarios. Tanto los que investigan los meteoritos como los que investigan los desechos orbitales pueden aprovechar, y han aprovechado, los datos compartidos y las técnicas de elaboración de modelos.

El IODMS generará la siguiente información sobre desechos orbitales:

- Lista de tráfico
- Tamaño, densidad y órbita de partículas
- Estado atmosférico
- Órbita de la nave espacial
- Perigeo, apogeo y tiempo
- Flujo, velocidad, geometría de impacto prevista
- Tasas de detección
- Número y ubicación de roturas de colisión.

Sobre la base de la información generada, indicada más arriba, se pueden desarrollar programas de acción (tanto de prevención como de mitigación) sobre los desechos espaciales y sus aspectos conexos.

El IODMS es todavía un concepto básico con diversas capacidades limitadas de equipo, programas y recursos humanos. Concretamente, esas capacidades son, entre otras: modelo de actividad solar y modelo de circulación atmosférica mundial, modelo de entorno de meteoritos, instrumentos de medición (por ejemplo, radar de viento meteórico, radar FM, radar de perfil eólico, radar de capas limítrofes, telescopios ópticos) y varios científicos con experiencia en desarrollo de modelos. Los productos generados por estos modelos y los datos de observaciones adquiridos utilizando los instrumentos servirán de insumos para el IODMS. Los especialistas indonesios desarrollarán los modelos necesarios, ya sea integrando la tecnología existente o desarrollando una propia. En la actualidad, Indonesia cuenta con los conocimientos y los expertos necesarios para el desarrollo de FM, DM y TM, pero todavía tiene algunas limitaciones que le impiden desarrollar el BM, especialmente en cuanto a la intensidad de las explosiones, tanto las de baja como las de alta intensidad.

Los modelos predicen que en ciertas órbitas terrestres bajas, el entorno de desechos orbitales puede superar al entorno de meteoritos. Las observaciones han confirmado esta predicción, y han mostrado que los efectos dependen del régimen de tamaño y de dirección. Las observaciones también han revelado fuentes de desechos que no habían sido predecidas.

En base a las observaciones con que cuenta Indonesia, hay indicios de que entre el 11 y el 20 de diciembre de 1992 se produjeron “lluvias de desechos espaciales” en el hemisferio meridional, en la región de Indonesia (figura II). Estas indicaciones fueron mostradas también por los ecos meteóricos en 1992 y 1993 (figura III). Varios de los picos detectados no guardaban relación con ninguna lluvia de meteoritos conocida. La explicación más probable de

esos picos, basada en las distribuciones de los ecos en el plano longitud versus latitud (figuras II y III) es que se trata de desechos artificiales. Lamentablemente, no hay información sobre actividades de lanzamiento durante esos períodos. Para confirmar esta conclusión, se necesitan más investigaciones con sistemas de vigilancia orbital.

Es esencial contar con un programa de mediciones que crezca continuamente para comprender y controlar el crecimiento del futuro entorno de los desechos orbitales. A los efectos del desarrollo del plan mencionado más arriba (el IODMS), el Gobierno de la República de Indonesia solicita la cooperación y/o el intercambio de datos e información para mitigar los desechos orbitales y sus efectos negativos.

Figura II. Distribución del eco en el plano longitud versus latitud

Dos líneas sencillas de distribución de ecos alrededor de la latitud -65° y -70° podrían haberse originado en desechos espaciales artificiales.

Figura III. Número de ecos de meteoritos como fracción de tiempo

Número de ecos de meteoritos como fracción de tiempo, observados con el radar de vientos meteóricos en Serpong (Indonesia). Varios de los picos detectados no guardan relación con ninguna lluvia de meteoritos conocida.

Japón

[Original: inglés]

A. Introducción

La Comisión de Actividades Espaciales (SAC) del Japón declaró la política japonesa sobre los desechos espaciales en el informe sobre el Concepto Japonés a Largo Plazo sobre el Espacio, que se publicó en 1994: "El Japón se fijará como objetivo desarrollar sistemas que dejen en el espacio la menor cantidad posible de desechos"¹. Sobre la base de esta política, la SAC revisó la Política Fundamental sobre las Actividades Espaciales del Japón el 24 de enero de 1996². Esta es la primera declaración de política nacional japonesa sobre la conservación del medio ambiente espacial.

El Organismo Nacional de Aprovechamiento del Espacio (NASDA) del Japón tomó conocimiento del riesgo de colisiones con desechos y comenzó a estudiarlo en 1985. El estudio más amplio se realizó de 1991 a 1993 en cooperación con la Sociedad de Ciencias Aeronáuticas y Espaciales (JSASS) del Japón.

Se han venido realizando actividades sistemáticas u organizadas desde 1990, cuando la JSASS creó el Grupo de Estudio sobre los desechos espaciales³. El Grupo de Estudio, que está compuesto de 30 miembros de industrias y organizaciones del sector del espacio, publicó un informe provisional en enero de 1992 y el informe final en marzo de 1993. Algunas de las recomendaciones contenidas en ese informe son objeto de seguimiento por dos nuevos grupos de estudio creados por la JSASS.

El Japón (NAL, NASDA, ISAS y otras organizaciones relacionadas con el sector del espacio) también ha sido miembro del Comité Interinstitucional de Coordinación en materia de Desechos Espaciales (IADC) desde 1992 y se mantiene al tanto de las cuestiones de los desechos mediante intercambios de información y deliberaciones en el IADC, la FAI, el COSPAR y otras conferencias nacionales e internacionales.

El presente informe contiene una breve reseña de las actividades recientemente realizadas en el Japón sobre mediciones, bases de datos, reducción de desechos y protección.

B. Actividades de medición y detección

1. *Análisis post-vuelo del SFU*

La JSASS, el Laboratorio Aeroespacial Nacional (NAL) y otras organizaciones están realizando conjuntamente el análisis post-vuelo del vehículo espacial de vuelo libre (SFU). El SFU es un satélite no tripulado, reutilizable, orientado hacia el sol y estabilizado en tres ejes, y es el primero de su clase construido por el Japón. Su formato es octogonal, mide 4,46 m de diámetro y 3 m de alto, y pesa unas cuatro toneladas. Fue puesto en órbita en el tercer lanzamiento del cohete H-II el 18 de marzo de 1995 y fue recuperado por el transbordador STS-72 el 13 de enero de 1996. Se mantuvo en una órbita circular a una altura de 500 km con una inclinación de 28,5 grados. A continuación se resumen los resultados preliminares de los estudios sobre impactos^{4,5}:

- En los estudios visuales se observaron 337 impactos de diámetros superiores a 200 μm
- En los estudios de alta resolución de algunas superficies se observaron 180 impactos de diámetros superiores a 200 μm
- El impacto más grande se observó en la superficie de aislamiento multicapa (MLI) del telescopio infrarrojo, con una perforación de 4,5 mm de diámetro.

NAL sigue realizando estudios detallados; todos los datos obtenidos se podrán en el dominio público y se archivarán de conformidad con las normas del IADC. Se puede acceder a la base de datos, que se actualiza constantemente, a través de la página del NAL en la Web (<http://www.nal.go.jp>)⁶.

2. Evaluación de la demostración de vuelo del módulo experimental japonés (MFD) del experimento sobre el entorno espacial con materiales (ESEM)

En agosto de 1997 se realizó a bordo del transbordador espacial STS-85 un ensayo de demostración en vuelo del primer brazo robótico japonés del Módulo Experimental Japonés (JEM), conocido como “demostración de vuelo del módulo experimental japonés (MFD). NASDA ha realizado el experimento MFD del ESEM en cooperación con el Centro de Investigaciones de la NASA en Langley. Durante aproximadamente 50 horas se expuso al espacio en la dirección de vuelo del transbordador un recolector de polvo cósmico, montado encima del aparato del experimento MFD en el compartimiento de carga útil. Actualmente se está realizando un análisis post-vuelo.

3. Estudio de sistema en el satélite de observación de desechos en órbita

Desde septiembre de 1996, la JSASS ha estudiado, en cooperación con NASDA, un sistema de medición óptico para un satélite de observación de desechos en órbita. Su finalidad es definir las especificaciones de un sistema de satélites pequeños para determinar las órbitas de desechos pequeños cerca de la órbita geostacionaria. El informe incluye lo siguiente⁷:

- Determinación de la órbita adecuada para un satélite de observación de desechos
- Método para mejorar la precisión de las observaciones
- Diseño detallado de los elementos ópticos para las observaciones
- Estudio de las especificaciones de un modelo de prueba de laboratorio (BBM) para un sistema de procesamiento de datos a bordo
- Estudio de las especificaciones de un BBM para un sistema de procesamiento de datos en tierra
- Estudio de las especificaciones de un BBM para un satélite de observación.

C. Preparación de modelos y base de datos

NASDA ha tomado medidas para desarrollar un sistema de base de datos sobre desechos espaciales denominado Sistema de Ensayo para Análisis Orbitales de Desechos Espaciales (DOANATS), que consta de dos subsistemas. Uno es el subsistema de base de datos que reúne datos orbitales sobre objetos espaciales y el otro es un subsistema que analiza esos datos orbitales.

El subsistema de base de datos obtiene los datos orbitales de los datos de doble elemento lineal del Tablero de Anuncios Electrónico (RBBS) del Centro Goddard de Vuelos Espaciales de los Estados Unidos. El subsistema de análisis de datos orbitales calcula el tiempo de reingreso de cada objeto y lo registra en el subsistema de base de datos.

El subsistema de análisis orbitales contiene las cuatro funciones siguientes para determinar el peligro de cada desecho espacial:

- Función de predicción del reingreso para estimar el momento del reingreso de cada desecho espacial en la atmósfera terrestre
- Función de análisis de colisión para detectar desechos espaciales que plantean un gran riesgo de choque con ciertos sistemas espaciales
- Simulador de dispersión de los desechos, para simular el comportamiento de los fragmentos generados por la explosión o la colisión de objetos espaciales

- Función de análisis orbital, para ofrecer algunos instrumentos útiles para facilitar a los investigadores de los desechos espaciales el análisis de datos orbitales.

D. Protección

NASDA ha realizado una serie de pruebas de impacto utilizando un disparador de gas de hidrógeno ligero de dos etapas, a fin de diseñar el parachoques acolchado flexible del JEM y un tubo de plástico reforzado con fibra de carbono para el brazo del Sistema de Manipulación Remota del JEM⁸.

NAL ha realizado pruebas de carga perfilada en colaboración con Mitsubishi Heavy Industries (MHI) y Chugoku Chemicals. La carga tiene 7,0 cm de diámetro y 14,7 cm de longitud. El ángulo del revestimiento es de 30 grados. El aluminio tiene un espesor de 2,1 mm. El inhibidor de cobre, que tiene un agujero de 15 mm de diámetro, se seleccionó mediante intensos estudios paramétricos de métodos de inhibición y de placa reactiva. Utilizando este inhibidor se obtuvo un chorro cilíndrico único sin chorro de cola. La masa de la punta del chorro es de aproximadamente 1,9 g y la velocidad obtenida es de aproximadamente 10,6 km/s⁹. Las comparaciones entre los resultados numéricos y los experimentales se presentaron a la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales¹⁰. NAL y MHI prevén refinar la carga perfilada inhibida para las pruebas de impacto para el JEM.

E. Mitigación

1. Norma

La NASDA comenzó a estudiar el establecimiento de normas de mitigación de desechos espaciales en 1993. El estudio se realizó en coordinación con el proyecto de investigación de los desechos espaciales en el Centro Espacial Johnson (JSC) de la NASA, para definir directrices y establecer los criterios para que los programas de la NASA fueran compatibles con las directrices.

El proyecto de Normas de Mitigación de Desechos Espaciales de la NASDA se presentó en repetidas oportunidades al IADC para coordinarlo con otras organizaciones, que también eran examinadas por la JSASS¹¹ y la NASDA. Finalmente, la NASDA estableció, el 28 de marzo de 1996¹², la “Norma de Mitigación de Desechos Espaciales de la NASDA” (NASDA-STD-18). Los detalles de esta norma se presentaron a la Subcomisión de Asuntos Científicos y Técnicos de la Comisión de las Naciones Unidas sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos, en su 34º período de sesiones¹³. Antes del establecimiento de la norma de la NASDA, la NASA había establecido la Norma de Seguridad 1740.14, sobre “Directrices y procedimientos de evaluación para limitar la generación de desechos orbitales”. Durante el 20º. Simposio Internacional sobre ciencia y tecnología espacial celebrado en Gifu (Japón) el 19 y 20 de mayo de 1996¹³, se presentó una comparación entre las normas de la NASA y de la NASDA, que mostró que estas dos normas se basan en los mismos principios fundamentales, aunque la norma de la NASA está más orientada hacia las ciencias y la norma de la NASDA hacia la técnica.

La Norma de la NASDA de Mitigación de Desechos Espaciales pide la aplicación de medidas de mitigación para limitar los desechos orbitales durante el lanzamiento, en las operaciones en órbita y después de las misiones de objetos espaciales.

La norma se basa en los siguientes conceptos:

- La principal causa del deterioro del entorno orbital es la rotura en órbita de objetos espaciales causada por colisión con un objeto grande, explosión accidental y destrucción intencional
- La conservación del medio ambiente en la Órbita Geoestacionaria (GEO) es particularmente importante porque las fuerzas naturales no pueden limpiar los desechos en la GEO
- La conservación del medio ambiente en la Órbita Terrestre Baja (LEO) es también importante en razón de su utilidad para diversas misiones, como la observación de la Tierra y las comunicaciones por satélite.

En base a los conceptos enumerados más arriba, la norma incluye las siguientes medidas de mitigación:

- Pasividad de la nave espacial y de las etapas superiores después de la misión
- Reposicionamiento de la nave espacial de la GEO a otra órbita después de la misión.
- Reposicionamiento de objetos espaciales en la Órbita de Transferencia Geoestacionaria (GTO) para prevenir colisiones con objetos espaciales en la GEO
- Reducción al mínimo de los desechos liberados durante las operaciones normales de las naves y los objetos espaciales
- Eliminación de la nave espacial de la LEO después de la misión.

2. Aplicación y prácticas

Antes del establecimiento de la norma NASDA-STD-18, la NASDA había considerado seriamente el desarrollo de sistemas espaciales para mitigar la generación de desechos orbitales.

Las etapas superiores de los vehículos de lanzamiento H-I y H-II se diseñaron para que no generaran desechos operacionales y previnieran las roturas en órbita causadas por la energía residual. Se incluyó también una función de disparo adicional tras la separación de las cargas útiles, que sirvió para evitar períodos de interferencia prolongados en la órbita útil. Los satélites GEO también se diseñaron y utilizaron de modo que realizaran maniobras de reposicionamiento al final de la misión a fin de preservar el medio ambiente de la GEO.

F. Conclusión

A los fines de la protección del medio ambiente espacial, el Japón desarrollará actividades de investigación y desarrollo avanzadas, haciendo hincapié en los nuevos vehículos de transporte totalmente reutilizables, en base a un novedoso concepto de diseño dimanante de los resultados del desarrollo de un vehículo de lanzamiento avanzado H-II y tecnologías HOPE-X¹. No hace falta recalcar que la protección del medio ambiente espacial contra los desechos espaciales es necesaria para asegurar las actividades humanas presentes y futuras en el espacio. Hay que tomar medidas ahora, mientras el problema de los desechos espaciales todavía se puede solucionar y los costos de esta actividad son bastante bajos.

Notas

¹"Towards creation of space age in the new century", Informe sobre el Concepto Japonés a Largo Plazo sobre el Espacio, Comisión de Actividades Espaciales, julio de 1994

²Política Fundamental sobre las Actividades Espaciales del Japón, revisada el 24 de enero de 1996.

³S. Toda, "Some topics of space debris researches in Japan", 34º período de sesiones de la Subcomisión de Asuntos Científicos y Técnicos de la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos.

⁴M.J. Neish y colaboradores, "Micrometeoroid and space debris impacts on the space flyer unit and hypervelocity impact calibration of its materials", ESA SP-393, actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, mayo de 1997, págs. 177 a 182.

⁵M. J. Neish y colaboradores, "Hypervelocity impact damage to space flyer unit multi-layer insulation", 7º. Simposio sobre materiales en el entorno espacial, 16 a 20 de junio de 1997, Toulouse (Francia).

⁶S. Deshpande y colaboradores, "SF micrometeoroid and space debris impact archive", 7ª Conferencia Internacional espacial de las sociedades de la cuenca del Pacífico", 15 a 18 de julio de 1997, Nagasaki (Japón).

⁷"Report on the detailed study on the precise optical measurement system for on-orbit debris observation system" (en Japonés), Sociedad de Ciencias Aeronáuticas y Espaciales del Japón (JSASS), marzo de 1997.

⁸K. Shiraki, F. Terada y M. Harada, "JEM Design Progress for the Micro-Meteoroid and Orbital Debris Protection", 96-m-21, 20ª. ISTS Gifu (Japón), 19 a 25 de mayo de 1996.

⁹M. Kobayashi y colaboradores, "Study of Hypervelocity impact testing with shaped charge".

¹⁰M. Katayama y colaboradores, "Numerical study of jet formation by shaped charge and its penetration into bumpered target", ESA SP-393, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, mayo de 1997, págs 411 a 416.

¹¹R. Reynolds, A. Kato, J. Loftus y D. Kessler, "Guidelines and assessment procedures to limit orbital debris generation", 96-m-15V. 20ª ISTS, Gifu (Japón), 19 a 25 de mayo de 1996.

¹²Space Debris Mitigation Standard (en Japonés), NASDA-STD-18, 28 de marzo de 1996.

¹³A. Kato, "NASDA space debris mitigation standard", 34º período de sesiones de la Subcomisión Científica y Técnica de la Comisión de las Naciones Unidas sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con fines Pacíficos, febrero de 1997.

Reino Unido de Gran Bretaña e Irlanda del Norte

[Original: inglés]

El Reino Unido juega un papel activo en la solución del problema de los desechos espaciales. Cuenta con un amplio programa de investigación que trata de todos los aspectos de los desechos y participa plenamente a nivel nacional por conducto de un Grupo de Coordinación del Reino Unido, a nivel europeo por intermedio de la ESA, y a nivel internacional en el seno del Comité Interinstitucional de Coordinación en materia de Desechos Orbitales y la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos. La coordinación de los programas está a cargo del Centro Nacional Británico del Espacio

El Centro Nacional Británico del Espacio copatrocinó la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales celebrada en el Centro Europeo de Operaciones Espaciales (ESOC) en el mes de marzo de 1997. El Reino Unido presentó 19 monografías a la Conferencia, que trataban de todas las cuestiones de los desechos, desde las mediciones del entorno y la preparación de modelos y prácticas de mitigación recomendadas hasta las tecnologías para realizar esos procedimientos. Estas monografías figuran en las actas de la conferencia¹ publicadas por la ESA.

A continuación se indican los estudios y las publicaciones dimanantes de las organizaciones del Reino Unido que realizan investigaciones sobre los desechos.

A. Universidad de Kent

La Universidad de Kent, por conducto de la Dependencia de Ciencias Espaciales aporta una contribución importante en todos los aspectos de las investigaciones sobre desechos espaciales. Además de participar en la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, el grupo participó en el Simposio sobre Impacto de Hipervelocidad celebrado en Alemania, en octubre de 1996, y en la Reunión Euromir, celebrada en París en enero de 1997.

La Dependencia, aprovechando su experiencia en materia de inferencia de poblaciones de micropartículas a partir del examen de morfologías recuperadas de impactos superficiales en la Instalación de Exposiciones de Larga Duración, aumentó su capacidad a fin de examinar otros objetos recuperados, como la batería solar del Telescopio Espacial Hubble. En el pasado se había prestado mucha atención a los daños causados por la incidencia de impactos en el frente de la batería, pero se había prestado poca atención a la morfología de los impactos en la parte trasera de la batería. En el análisis se compararon 215 impactos espaciales *in situ* con 41 impactos simulados en el laboratorio. La morfología observada en los impactos *in situ* se reprodujo en los experimentos de laboratorio, lo que permitió derivar relaciones empíricas de límites balísticos.

Este análisis se amplió para abarcar las baterías del vehículo de transporte recuperable europeo (EURECA)²; se midieron más de 1.350 imágenes de impactos. Los sitios de los impactos se agruparon morfológicamente y se derivaron distribuciones acumulativas de tamaño de flujo. Se identificaron relaciones que vinculaban el tamaño del impacto con el límite balístico y los impactos elípticos.

Un elemento importante de las mediciones *in situ* de los impactos es la comparación de las distribuciones de los impactos observadas con las predicciones de los modelos ambientales. Los modelos más avanzados representan variaciones de dirección y temporales en las poblaciones y, al contrario de los análisis de superficies recuperadas, los detectores especializados como el TICCE (Timeband Capture Cell Experiment (experimento de celdas de captura con bandas de tiempos)) pueden proporcionar un método³ de comparación para los modelos de corrientes de meteoritos y evaluaciones de asimetrías en el fondo esporádico de meteoritos, un elemento importante para decodificar las poblaciones de partículas naturales y artificiales.

Además de determinar la velocidad y la dirección del impacto de las partículas encontradas en el espacio, un instrumento adicional para distinguir entre objetos naturales y artificiales es la determinación de la densidad de los impactores, que es diferente para las dos familias de objetos. Se ha demostrado que utilizando relaciones de impactos para blancos delgados y gruesos se puede derivar la densidad de los impactores, y ese criterio se ha aplicado a datos de la Instalación de Exposiciones de Larga Duración y a datos del TICCE de EURECA⁴. Este análisis también ayudó a determinar nuevas relaciones empíricas para vincular el impactor con el daño superficial observado en los experimentos LEF, MIR y EURECA⁵.

Hay una creciente preocupación por el efecto que la corriente de meteoritos pueda tener sobre naves espaciales operacionales durante las tormentas previstas para noviembre 1998/1999. La Dependencia de Ciencias Espaciales ha determinado que las características de la corriente Leonid y su llegada a la órbita de la Tierra puede generar o disparar eventos de descarga. La Dependencia participó activamente en la investigación de la probable

pérdida del satélite Olympus en 1993 debido al impacto de un meteorito Perseid y considera que durante el pico previsto de la corriente Leonid al final del siglo se podrían producir varios eventos catastróficos⁶.

El valor de tener acceso a conjuntos de datos de varias naves espaciales en diferentes órbitas en momentos diferentes es que permite hacer comparaciones entre las condiciones de vuelo y derivar características de las poblaciones y ecuaciones de daños por impactos más completas. La comparación con simulaciones de impactos realizadas en el laboratorio permite desarrollar una imagen más clara del riesgo potencial planteado por las micropartículas a los sistemas de satélites⁷.

La Dependencia tiene un largo historial de desarrollo y vuelo de sensores en órbita para detectar la población de micropartículas. Uno de esos sensores es DEBIE (evaluador de desechos en órbita). El instrumento DEBIE combina micrófonos piezoeléctricos con sensores de plasma de impacto y penetración de láminas. Es una unidad de bajo costo que se puede utilizar en cualquier nave espacial y, por lo tanto, podría tener capacidad para levantar mapas del cambiante ambiente de micropartículas y vigilar ese entorno en las órbitas utilizadas por las aeronaves operacionales⁸. La versatilidad del diseño y su bajo índice de recursos hacen que este instrumento sea adecuado para misiones en órbita terrestre y en el espacio interplanetario⁹.

Todavía hay muchas discusiones sobre el origen y la naturaleza del aparente exceso de flujo de los desechos espaciales o los micrometeoritos en órbita terrestre. La Dependencia ha realizado extensos exámenes del potencial proceso de captura para recoger flujos interplanetarios en órbita terrestre mediante gravedad/atmósfera. Los estudios parecen indicar que el Sol tiene mucha influencia en esos procesos de captura y que el ángulo del Sol y las variaciones del ciclo solar pueden ser muy importantes¹⁰.

Importantes comparaciones entre poblaciones de meteoritos y poblaciones de desechos a altitudes que son importantes para las naves espaciales operacionales permiten a los diseñadores aplicar estrategias de protección adecuadas. A altitudes de 500 km e inferiores, la Dependencia ha mostrado que los micrometeoritos prevalecen sobre los desechos artificiales¹¹.

Una cuestión que es objeto de creciente atención es la población de desechos secundarios inyectada en órbita a consecuencia de los impactores primarios que golpean las superficies de las naves espaciales. Esto es importante no sólo para representar nuevas fuentes en modelos ambientales, sino también para asegurar que las poblaciones inferidas de los análisis de las superficies recuperadas no resultan sobreestimaciones donde los sitios de los impactos secundarios se confunden con los sitios de los impactos primarios. La Dependencia ha identificado este fenómeno de los impactores secundarios en los análisis de las baterías solares del Telescopio Espacial Hubble¹².

B. Universidad de Londres

Como complemento de la labor de la Dependencia de Ciencias Espaciales de la Universidad de Kent, el equipo del Queen Mary and Westfield College de la Universidad de Londres está desarrollando modelos para representar fuentes de microdesechos encontrados en el espacio. Esta es una combinación de degradación ultravioleta, erosión de oxígeno atómico e impacto a hipervelocidad. Se está preparando una serie de modelos empíricos para determinar la cantidad de microdesechos depositados en el espacio como función de la altitud y la inclinación orbitales, la duración en órbita, los materiales de las superficies de naves espaciales y el entorno del espacio exterior encontrado¹³.

Esta labor está apoyada por investigaciones de técnicas novedosas para representar la dinámica y la frecuencia de las colisiones para diferentes poblaciones de objetos en órbita. Uno de los enfoques más prometedores es la Simulación Directa de Monte Carlo, que emplea técnicas derivadas de cálculos de gases rarificados. Hay un buen grado de concordancia entre el entorno predecido por este modelo de enfoque y el flujo observado en la Instalación de Exposiciones de Larga Duración para los pequeños impactores¹⁴.

C. Universidad de Southampton

La Universidad de Southampton ha concentrado sus investigaciones en los análisis de eventos de colisión y los análisis del riesgo en un marco temporal más corto. Un conjunto de programas de preparación de modelos denominado conjunto de simulación de desechos espaciales¹⁵ considera las consecuencias de las roturas inducidas por colisión o explosión y la evolución a corto plazo de la nube de desechos resultante. Utilizando un criterio generalizado del método de la dinámica del continuo probabilista, el programa de computadora puede seguir las trayectorias de los fragmentos resultantes para determinar la probabilidad de una colisión con otros objetos, y si ocurriera la colisión, el grado de daño que cabría esperar.

El modelo se ha utilizado para realizar análisis de proximidad para la rotura de un vehículo de lanzamiento y una plataforma de vigilancia y teleobservación en órbita. Se pueden extraer conclusiones claras sobre las mejores órbitas de estacionamiento y de eliminación para las etapas superiores de los vehículos de lanzamiento, a fin de reducir al mínimo la probabilidad de que los fragmentos provenientes de una rotura creen un peligro de colisión con objetos cercanos¹⁶.

Este método se ha aplicado además al novedoso caso de una constelación de 800 satélites en la órbita terrestre baja. El estudio examina la posibilidad de una rotura inducida por una colisión y de explosión. El objetivo es determinar la probabilidad de que la pérdida (rotura) de un satélite en uno de los planos de la constelación pueda dar lugar a la pérdida de un satélite en el mismo plano o en uno adyacente, y posiblemente iniciar una cascada de colisiones dentro del sistema. Está claro que los principales parámetros son el diseño de la constelación, el número de satélites, la distribución en el plano, la altitud y la inclinación orbitales, la gradación y el tamaño de los satélites¹⁷.

D. Matra Marconi Space

La industria del Reino Unido ha comenzado a reconocer la importancia de resolver el problema de los desechos en la etapa de diseño de un programa, a fin de reducir al mínimo el costo de incorporar elementos relacionados con los desechos en la configuración de la plataforma. Se considera de importancia primordial contar con un buen programa científico encaminado a comprender los procesos físicos fundamentales del impacto a hipervelocidad y la forma en que esto guarda relación con materiales realistas para naves espaciales. Matra Marconi Space ha aprovechado la experiencia de la Dependencia de Ciencias Espaciales de la Universidad de Kent para comprender la forma en que los materiales de las baterías solares responden a los impactos a hipervelocidad¹⁸.

Con el apoyo de una beca de la Real Sociedad de Investigaciones, personal de Matra colaboró con expertos de la NASA en la investigación de algunos procesos de impacto fundamentales. Se realizaron programas de ensayo amplios usando pistolas de gas ligero y diagnósticos pertinentes para clasificar de manera rigurosa las distribuciones de las velocidades de eyectas secundarias¹⁹. Esta investigación interesa también a la comunidad planetaria, porque ayuda a comprender la formación de cuerpos en el sistema solar²⁰. Matra colaboró también con ONERA-CERT de Francia en la realización de simulaciones de impactos a hipervelocidad para diferenciar la morfología de los sitios de impactos creados por impactores elípticos y los sitios de impacto creados por impactores esféricos de incidencia oblicua²¹.

E. Century Dynamics

Century Dynamics tiene una capacidad singular para investigar los procesos de los impactos a hipervelocidad gracias al desarrollo del hidrocódigo AUTODYN-2DTM. Junto con la Dependencia de Ciencias Espaciales de la Universidad de Kent se realizó un programa de ensayos para comparar la respuesta de materiales quebradizos a diversas condiciones de impactos a hipervelocidad. Esta labor es muy importante porque permite hacer una comparación para evaluar la precisión de los resultados de la simulación del hidrocódigo, pero también es un instrumento que el diseñador puede utilizar para comenzar a investigar la respuesta de materiales típicos de las naves espaciales a los impactos de desechos y meteoritos²².

Uno de los problemas de utilizar hidrocódigos para simular impactos a hipervelocidad es el elevado índice de uso de computadoras de esta solución. Hay que lograr un equilibrio entre la eficiencia y la precisión para asegurar que el cálculo es un instrumento realista y viable para el diseño de naves espaciales. Century Dynamics ha invertido mucho tiempo y servicios de expertos en la búsqueda de las metodologías más apropiadas y de soluciones especiales para aplicaciones determinadas²³. Este análisis puede incluir también el examen del uso de procesadores especializados²⁴. En colaboración con el Defence Evaluation and Research Agency, Century Dynamics está desarrollando el criterio denominado Hidrodinámica de la Partícula Suave para resolver casos de impactos en que una técnica sin coordenadas es más apropiada²⁵.

F. Defense Evaluation and Research Agency

El Defense Evaluation and Research Agency tiene a su cargo la coordinación técnica del programa de investigaciones sobre desechos espaciales del Reino Unido. Además, el Organismo ha desarrollado varios programas de computadoras como instrumentos de análisis.

El primero es un conjunto de programas de computadores denominado IDES (Integrated Debris Evolution Suite (conjunto integrado de evolución de desechos)), que permite hacer una evaluación del riesgo de colisiones futuras que enfrentará la nave espacial. El programa permitió realizar un modelo de todos los lanzamientos y actividades orbitales incluidas las colisiones, las explosiones, las separaciones y las descargas. También puede proyectar las órbitas de los objetos introducidos en el entorno espacial y considerar la influencia de las perturbaciones gravitacionales, la resistencia atmosférica y la influencia del Sol y la Luna. Se realizó un programa de pruebas amplio para asegurar que las predicciones concuerden bien con las observaciones. Utilizando una combinación de datos de radares de rastreo para objetos más grandes y análisis de las superficies recuperadas para los objetos más pequeños, se encuentra una buena correlación entre las predicciones y las observaciones²⁶.

La confianza derivada de buenas comparaciones con datos reales ha alentado a los usuarios del IDES a emplear este instrumento en la modalidad de predicción. Esto ha permitido determinar los efectos de los sistemas previstos para el futuro. La influencia de los sistemas de satélites de comunicaciones en órbita terrestre baja sobre el aumento de los desechos orbitales ha sido investigada en una serie de estudios²⁷. Se ha demostrado que la conjunción del gran número de nuevos satélites y la población de desechos de fondo aumentará significativamente la tasa de crecimiento de objetos en órbita. También está claro que los propios satélites de la constelación serán víctimas de colisiones²⁸.

Como complemento de este instrumento de preparación de modelos de entornos, se está desarrollando un instrumento de riesgo y diseño denominado PLATFORM, para sintetizar los datos de poblaciones predecidas y configurar un satélite de modo de asegurar sus posibilidades de sobrevivir a colisiones con estos objetos. El criterio representa al satélite como una combinación de elementos individuales y los distribuye de forma que brinden la máxima protección a los componentes del satélite²⁹. El modelo PLATFORM utiliza un elemento novedoso denominado SHIELD³⁰ que emplea algoritmos genéticos para determinar la configuración óptima de una nave espacial basada en el entorno existente y las limitaciones de diseño, como el equilibrio térmico y de masas. La combinación IDES-PLATFORM es un poderoso instrumento para el diseño de satélites a fin de hacer frente a los desafíos tecnológicos futuros planteados por los desechos espaciales.

Notas

¹ESA SP/393, Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, publicada por la División de Publicaciones de la ESA, ESTEC, Noordwijk (Países Bajos), ISBN 92-9092-255-9, 1977.

²M.K. Herbert and J.A.M. McDonnell, *Morphological Classification of Impacts on the EURECA and Hubble Space Telescope Solar Arrays*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

³N.McBride, J.A.M. McDonnell, D.J. Gardner, A.D. Griffiths, *Meteoroids at IAU: Modelling the Dynamics and Properties*, Actas del Simposio de la ESA sobre Environment Modelling for Space Based Applications, ESTEC, Noordwijk (Países Bajos), 18 a 20 de septiembre de 1996, SP-392, diciembre de 1996.

⁴D.J. Gardner, J.A.M. McDonnell, *Meteoroid and Debris Properties From Thin and Thick Targets*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

⁵D.J. Gardner, N.R.G. Shrine, J.A.M. McDonnell, *Determination of Hypervelocity Impactor Size From Thin Target Spacecraft Penetrations*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

⁶J.A.M. McDonnell, N. McBride, D.J. Gardenr, *The Leonid Meteoroid Stream: Spacecraft Interactions and Effects*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

⁷G. Drolshagen, W.C. Carey, J.A.M. McDonnell, T.J. Stevenson, J.-C Mandeville, L. Berthoud, *HST Solar Array Impact Survey: Revised Damage Laws and Residue Analysis*, Advances in Space Research, vol. 19, N° 2, págs. 239 a 251, 1997.

⁸M.R. Leese, J.A.M. McDonnell, M.J. Burchell, S.F. Green, H.S. Jolly, P.R. Ratcliff, H.A. Shaw, *DEBIE - The Debris in-Orbit Evaluator*, Conferencia INNOCAP '97, Grenoble (Francia), marzo de 1997.

⁹M.R. Leese, J.A.M. McDonnell, M.J. Burchell, S.F. Green, H.S. Jolly, P.R. Ratcliff, H.A. Shaw, *DEBIE - A Low Resource Dust Environment Monitor*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

¹⁰J.A.M. McDonnell, C.R. Cook, *Particle Lifetime Studies in LEO for Aerocaptured Interplanetary Dust*, COSPAR 96, presentado a Advances in Space Research..

¹¹J.A.M. McDonnell, P.R. Ratcliff, S.F. Green, N. McBride, I. Collier, *Microparticle Populations at LEO altitudes: Recent Spacecraft Measurements*, Icarus, vol. 127, págs. 55 a 64, 1997.

¹²A.D. Griffiths, J.A.M. McDonnell, G. Drolshagen, *Debris Production From Solar Array Surface Impact Spallation: Results from the Hubble Space Telescope*, Advances in Space Research, vol. 19, N° 2, págs 253 a 256, 1997.

¹³J. Stark, A. Nombro, R. Walker, R. Crowther, *A Model for the Generation of Micro-Debris Resulting from Atomic Oxygen Impact*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

¹⁴L.Q. Wang, J.P.W. Stark, *Direct Simulation Monte Carlo Space Debris Simulation and Comparison with Long Duration Exposure Facility Impact Experiments*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

¹⁵S.P. Barrows, G.G. Swinerd, R. Crowther, *Review of Debris Cloud Modelling Techniques*, Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 33, N° 4, julio-agosto de 1996.

¹⁶S.P. Barrows, G.G. Swinerd, R. Crowther, *Assessment of Target Survivability Following a Debris Cloud Encounter*, Space Forum, vol. 1, págs. 329 a 353, 1996.

¹⁷G.G. Swinerd, S. Barrows, R. Crowther, *Debris Risk Analysis of an 800 Satellite Constellation using the Space Debris Simulation Suite*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

¹⁸M.K. Herbert, J.A.M. McDonnell, *Morphological Classification of Impacts on the EURECA and Hubble Space Telescope Solar Arrays*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

¹⁹M.J. Cintala, L. Berthoud, F. Horz, R.K. Peterson, G.D. Jolly, *A Method for Measuring Ejection Velocities during Experimental Impact Events*, actas de la 28va. Conferencia sobre ciencia lunar y planetaria, 17 a 21 de marzo de 1997.

²⁰L. Berthoud, m.J. Cintala, F. Horz, *Velocity Determination for Ejecta from Craters in Coarse Grained Sand*, actas de la 28ª Conferencia sobre ciencia lunar y planetaria, 17 a 21 de marzo de 1997.

²¹L. Berthoud, J.-C. Mandeville, *Distinguishing Between Oblique Incidence and Non-Spherical Projectile Impacts*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

²²E.A. Taylor, C.J. Hayhurst, K. Tsembelis, *Hydrocode Modelling of Space Debris Hypervelocity Impact on Soda-Lime Glass using the Johnson-Holmquist Brittle Material Model*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

²³N.K. Brinbaum, M. Cowler, C.J. Hayhurst, *Numerical Simulation of Impact Using AUTODYN*, actas del Segundo Simposio Internacional sobre ingeniería de los impactos, Beijing, septiembre de 1996; se publicará en el Chinese Journal of Mechanical Press (Ed. C.Y. Chiem).

²⁴H.J.P. O'Grady, C.J. Hayhurst, G.E. Fairlie, *The Numerical Simulation of Warheads, Impact and Blast Phenomena using AUTODYN-2D and AUTODYN-3D*, actas del Simposio sudafricano sobre balística, Stellenbosch (Sudáfrica), noviembre de 1996.

²⁵R.A. Clegg, J. Sheridan, C.J. Hayhurst, N.J. Francis, *The Application of SPH Techniques in AUTODYN-2D to Kinetic Energy Penetrator Impacts on Multi-layered Soil and Concrete Targets*, actas del Octavo Simposio Internacional sobre interacción de los efectos de municiones con estructuras, 22 a 25 de abril de 1997, Virginia (Estados Unidos).

²⁶R. Walker, R. Crowther, V. Marsh, P.H. Stokes, G.G. Swinerd, *A Comparison of IDES Model Predictions with Debris Measurement Data*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

²⁷R. Walker, R. Crowther, G.G. Swinerd, *The Long Term Implications of Operating Satellite Constellations in the Low Earth Orbit Debris Environment*, Advances in Space Reseach, vol. 19, N° 2, págs. 355 a 358, 1997.

²⁸R. Walker, R. Crowther, V. Marsh, P.H. Stokes, *Satellite Constellations and their Long Term Impact on the Debris Environment in Low Earth Orbit*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

²⁹P.H. Stokes, R. Crowther, R. Walker, G.G. Swinerd, F. Aish, *Introducing PLATFORM - A New Software Program to Simulate Debris and Meteoroid Impacts on Space Platforms*, Advances in Space Research, vol. 19, N° 2, págs, 365 a 368, 1997.

³⁰P.H. Stokes, R. Crowther, V. Marsh, R. Walker, *A New Approach for Optimising Satellite Shielding and Configuration Using Genetic Algorithms*, Actas de la Segunda Conferencia Europea sobre Desechos Espaciales, ESOC, Darmstadt (Alemania), 17 a 19 de marzo de 1997, ESA SP-393.

Suecia

[Original: inglés]

Suecia no realiza ninguna investigación nacional sobre sus propios desechos espaciales, pero apoya las actividades que se realizan en el seno de las Naciones Unidas, la ESA y otros foros. La industria (Saab Erickson Space) está realizando estudios de diseño técnico sobre sistemas de separación de carga útil a fin de mitigar la generación de nuevos desechos.

RESPUESTAS RECIBIDAS DE ORGANIZACIONES INTERNACIONALES

Asociación de Derecho Internacional

[Original: inglés]

El texto completo de la contribución de la Asociación de Derecho Internacional estará disponible durante el período de sesiones de la Subcomisión de Asuntos Científicos y Técnicos de la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos.

Organización Internacional de Telecomunicaciones por Satélite

[Original: inglés]

A. Introducción

La Organización Internacional de Telecomunicaciones por Satélite (INTELSAT) se impone a sí misma políticas y procedimientos para desactivar satélites “gastados” y prevenir la generación de desechos espaciales. A continuación se indican las políticas y los procedimientos en vigor sobre diseño de satélites, operaciones de lanzamiento, explotación de los satélites, anomalías de los satélites y desactivación de satélites.

B. Diseño general de satélites

- La documentación de INTELSAT para la compra de satélites especifica diseños que reduzcan al mínimo la desgasificación y la generación de desechos durante el despliegue en órbita de transferencia y las operaciones en órbita.
- INTELSAT utiliza diseños de satélites que son autónomos y no generan desechos orbitales.
- Los satélites están equipados, siempre que es posible, con instrumentos de medición para ayudar a determinar condiciones de agotamiento del propulsor.

1. Operaciones de lanzamiento

- Se mantiene un diálogo con la Comandancia Espacial de los Estados Unidos/NORAD; INTELSAT proporciona, a quienes la solicitan, información sobre lanzamiento y parámetros orbitales.

2. Explotación de satélites

- Se mantienen balances detallados del combustible de los satélites, incluido un registro de todas las maniobras. Se utilizan modelos matemáticos para calcular el uso del combustible y predecir las reservas restantes. Estos modelos se actualizan continuamente con datos de vuelo.
- Se utiliza un margen de incertidumbre de combustible para “mantener” las reservas de combustible a bordo y garantizar que los satélites no queden varados en órbita.
- Se utilizan múltiples estaciones terrenas y satélites de comando para contar con plena redundancia durante las operaciones en órbita o las condiciones de emergencia.
- La telemetría de los satélites se vigila continuamente y se compara con los límites preestablecidos. Se utilizan alarmas para alertar a los equipos terrenos sobre cualquier anomalía.

- La capacidad de las baterías y el comportamiento del subsistema de energía se vigila continuamente en todos los satélites. Se cuenta con procedimientos de emergencia para “despedir carga” cuando se observan condiciones de baterías o energía bajas.
- Se dispone de planes y procedimientos para casos de emergencia imprevistos; hay personal técnico disponible para realizar consultas inmediatas 24 horas al día.
- INTELSAT se ajusta a los protocolos estándar durante los reposicionamientos orbitales y coordina todas las actividades con las de otros explotadores o propietarios de satélites.

3. Anomalías de los satélites

- Los planes de emergencia disponen la elevación inmediata de la órbita y la desactivación de cualquier satélite que pueda quedar varado en el arco orbital geosincrónico. El Director de Procesos y Apoyo Técnico de Satélites tiene autoridad para adoptar esta decisión; no se requiere ninguna otra autorización ni aprobación.

4. Desactivación de satélites

- En el momento de la desactivación, todos los satélites se colocan en modalidad pasiva y segura. Esto incluye la despresurización y la expulsión de sistemas de propulsores como parte de la elevación de la órbita, la descarga de las baterías y el cierre de todas las unidades RF para prevenir la interferencia con otros propietarios o explotadores de satélites.
- Para los satélites más antiguos, se mantiene propulsor suficiente para la elevación de la órbita a una altitud mínima de 150 km sobre la órbita geosincrónica durante la desactivación. Esta maniobra se realiza normalmente en varias etapas durante varios días para garantizar una buena órbita de estacionamiento. Para los satélites más nuevos, comenzando por el INTELSAT VI, se ha adoptado una altitud mínima de órbita de desactivación de 300 km. Dada la estimación conservadora del combustible, los satélites de INTELSAT normalmente exceden la altitud de desactivación prevista.