



# Asamblea General

Distr. general  
29 de enero de 2001  
Español  
Original: inglés

---

## Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos

### Investigaciones nacionales sobre la cuestión de los desechos espaciales, seguridad de los objetos espaciales con fuentes de energía nuclear y problemas de la colisión de esos objetos con los desechos espaciales

Nota de la Secretaría \*

Adición

## Índice

<i>Capítulo</i>	<i>Párrafos</i>	<i>Página</i>
I. Introducción .....	1-2	2
II. Respuestas recibidas de los Estados Miembros y las organizaciones internacionales .....		2
Estados Unidos de América .....		2
Agencia Espacial Europea .....		8

---

\* El presente documento contiene las respuestas recibidas de los Estados Miembros y las organizaciones internacionales entre el 25 de noviembre de 2000 y el 25 de enero de 2001.

## **I. Introducción**

1. La Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos, en su 43º período de sesiones, convino en que se siguiera invitando a los Estados Miembros a informar periódicamente al Secretario General en lo referente a las investigaciones nacionales e internacionales relativas a la seguridad de objetos espaciales con fuentes de energía nuclear, que se realizaran más estudios sobre la cuestión de la colisión entre objetos espaciales en órbita con fuentes de energía nuclear a bordo y desechos espaciales, y que se mantuviera informada a la Subcomisión de Asuntos Científicos y Técnicos de la Comisión de los resultados de tales estudios<sup>1</sup>. La Comisión también tomó nota del acuerdo de la Subcomisión de que prosiguieran las investigaciones nacionales sobre los desechos espaciales y que los Estados Miembros y las organizaciones internacionales pusieran a disposición de todas las partes interesadas los resultados de esas investigaciones, incluida la información sobre las prácticas adoptadas que hubiesen resultado eficaces para reducir la creación de desechos espaciales (A/AC.105/736, párr. 96).

2. La información recibida de los Estados Miembros y las organizaciones internacionales hasta el 24 de noviembre de 2000 figura en la nota de la Secretaría de fecha 27 de noviembre de 2000 (A/AC.105/751). El presente documento contiene la información recibida de los Estados Miembros y las organizaciones internacionales entre el 25 de noviembre de 2000 y el 25 de enero de 2001.

## **II. Respuestas recibidas de los Estados Miembros y las organizaciones internacionales**

### **Estados Unidos de América**

#### **A. Antecedentes**

1. Desde comienzos del decenio de 1960, los Estados Unidos de América han estado a la vanguardia en lo que respecta a pasivar las etapas orbitales de los vehículos de lanzamiento y han alentado decididamente a las empresas explotadoras de esos vehículos en todo el mundo a adoptar medidas similares. La necesidad de pasivar las etapas orbitales es evidente, dado que más del 80% de los casos de desintegración en las etapas orbitales podrían haberse prevenido mediante la pasivación. De hecho, En no se conoce ninguna etapa orbital pasivada que haya sufrido una fragmentación importante.

2. Ya en 1961 los Estados Unidos reconocieron los posibles beneficios de la pasivación de las etapas orbitales y posteriormente recurrieron a la evacuación del combustible en las etapas orbitales Thor-Ablestar. En 1963, en la etapa orbital Centaur, se identificaron los peligros de la evacuación incontrolada de propulsores criogénicos, lo que condujo a un diseño más sencillo y a cambios operacionales. En los decenios de 1980 y 1990, las medidas de pasivación pasaron a formar parte de los procedimientos normalizados de operación de varias etapas orbitales de los vehículos de lanzamiento de las series Delta, Pegasus y Titan de los Estados Unidos.

---

<sup>1</sup> *Documentos Oficiales de la Asamblea General, quincuagésimo quinto período de sesiones, Suplemento N° 20 (A/55/20), párr. 99.*

3. El elemento más importante de la pasivación de las etapas orbitales es el agotamiento de los residuos de propulsores por evacuación o combustión. Ambas técnicas se emplean en diversas etapas orbitales de los Estados Unidos. Una ventaja del agotamiento por combustión es la posibilidad de disminuir la órbita de eliminación del vehículo, con lo cual se acorta su vida orbital sin costo alguno. La órbita de una segunda etapa del vehículo Delta II se redujo de la órbita de transporte de la carga útil de 900 kilómetros a una órbita de eliminación de 207 kilómetros, es decir, 860 kilómetros, lo que permitió al vehículo reingresar en la atmósfera en menos de un año, en lugar de varios cientos de años, como habría sucedido sin esa maniobra. Asimismo, la reducción de altitud mediante maniobras de agotamiento de propulsores en las segundas etapas de Delta II en las misiones Iridium y Globalstar acortó mucho la vida orbital de éstas.

4. La experiencia con la etapa orbital del sistema auxiliar de propulsión con hidrazina (HAPS) a bordo del vehículo Pegasus demostró que también era necesario evacuar los gases inertes de alta presión. Si bien se estima que muy pocas fragmentaciones de las etapas orbitales se han debido al mal funcionamiento de las baterías o de los sistemas de seguridad del polígono de lanzamiento, es prudente que esas funciones se incluyan también en los planes de pasivación al final de una misión.

5. Los Estados Unidos, además de descubrir técnicas destinadas a evitar la desintegración de las etapas orbitales, han introducido diversos cambios de diseño para reducir la cantidad de desechos vinculados a las etapas orbitales en cada misión. Los pernos explosivos utilizados para separar las etapas de los vehículos de lanzamiento o liberar a las naves espaciales de la etapa final de su vehículo de lanzamiento se diseñan ahora con colectores que atrapan los fragmentos e impiden que se conviertan en desechos orbitales. Actualmente, los resortes de separación y las abrazaderas que sujetan la carga útil se suelen conservar junto a la etapa orbital.

6. En 1997, el Gobierno de los Estados Unidos elaboró un conjunto de prácticas normalizadas para reducir los desechos orbitales. Las dos primeras categorías de normas se refieren a los desechos relacionados con las misiones y la pasivación:

*“Directriz 1-1.* En todos los regímenes orbitales en funcionamiento, las naves espaciales y las etapas superiores deben diseñarse con miras a eliminar o reducir al mínimo los desechos desprendidos durante el funcionamiento normal. Cada caso de descarga voluntaria de desechos mayores de 5 milímetros que hayan de permanecer en órbita más de 25 años se debe evaluar y justificar sobre la base de su eficacia en función de los costos y de las exigencias de la misión.”

*“Directriz 2-2.* Todas las fuentes de energía almacenadas a bordo de una nave espacial o una etapa superior se deben agotar o neutralizar cuando ya no se necesiten para el funcionamiento de la misión o en la etapa de eliminación posterior a ésta. Se han de agotar lo antes posible, en la medida en que una operación de esa índole no plantee un riesgo inaceptable para la carga útil. El agotamiento de propulsores por combustión y la emisión de gases comprimidos deben realizarse de manera de reducir al mínimo las probabilidades de una colisión accidental ulterior y los efectos de una explosión accidental ulterior.”

7. La pasivación y la reducción de los desechos relacionados con las misiones son importantes para los vehículos de lanzamiento existentes y para los que se están diseñando y construyendo. En general, el costo de las medidas de pasivación y reducción de los desechos es sumamente módico, si se las aplica al comienzo de la etapa de diseño.

## **B. Etapas orbitales de los Estados Unidos**

### **1. Athena**

8. La serie de vehículos de lanzamiento Athena de Lockheed-Martin, originalmente iniciada en 1995 con el vehículo de lanzamiento Lockheed-Martin (LMLV), tiene mayormente por objeto colocar cargas útiles de menos de dos toneladas en órbita terrestre baja. El Athena 1 consta de dos etapas con propulsores sólidos y un módulo de ajuste orbital (OAM) con propulsante líquido. El Athena 2, además, tiene otra etapa amplia, suborbital y con propulsante sólido por la que se duplica con creces la capacidad de carga útil.

9. Normalmente, la única etapa que permanece en órbita es el OAM. Este sistema pequeño de monopropulsante con hidrazina se pasiva por completo eliminando todo residuo de propulsante y presionizante. Las baterías se descargan en un plazo de 90 minutos y se desactiva cualquier sistema de seguridad del polígono de lanzamiento. Si el motor Orbus 21D con propulsante sólido de la segunda etapa del Athena 1 o de la tercera etapa del Athena 2 llega a la órbita, también es pasivado. Los desechos relacionados con misiones se limitan a un objeto en el caso de la etapa del Orbus 21D y a dos objetos en el caso del OAM.

### **2. BA-2**

10. La Beal Aerospace Technologies, Inc. ha decidido no seguir elaborando el vehículo BA-2. Sin embargo, en el diseño estaba prevista la reducción de los desechos orbitales, por lo que se incluye en el presente documento en aras de la exhaustividad. La Beal Aerospace Technologies estaba diseñando un nuevo vehículo de lanzamiento de tres etapas, con propulsores exclusivamente líquidos, llamado BA-2, con capacidad para colocar hasta 5,8 toneladas en órbita de transferencia geoestacionaria o hasta 17 toneladas en órbita terrestre baja. La tercera etapa, alimentada a base de peróxido de hidrógeno y queroseno Jet-A, debía permanecer en órbita y pasivarse. Los residuos de los principales propulsores, junto con los presionizantes de helio, debían evacuarse, mientras que el residuo del peróxido de hidrógeno utilizado por el sistema de control de actitud se expulsaría por combustión. La etapa utilizaba baterías en estado sólido que se descargarían por completo una vez transportada la carga útil. No se preveía que quedara ningún desecho de las misiones.

### **3. Centaur**

11. La etapa superior de hidrógeno líquido/oxígeno líquido Centaur de Lockheed-Martin fue la primera en su especie en el mundo y concluyó su primera misión orbital en 1963. Actualmente, las variantes más recientes de Centaur viajan a bordo de los vehículos de lanzamiento de las series Atlas y Titan y realizan misiones en órbita terrestre baja y a gran altitud. Después de todas las misiones de Centaur se

realiza una pasivación completa. Se eliminan todos los residuos de propulsores principales y de propulsores del sistema de control de actitud, los primeros por evacuación y los segundos por combustión. Las baterías se descargan en un plazo de 24 horas y los sistemas de seguridad del polígono de lanzamiento se desactivan. Los desechos relacionados con las misiones se limitan a tres objetos por vuelo como máximo.

#### 4. Delta

12. Los vehículos de lanzamiento Delta de la serie Boeing se han venido utilizando desde 1960 y prestan apoyo a una gran variedad de misiones espaciales en órbita terrestre baja, órbita geoestacionaria y el espacio interestelar. Actualmente están en funcionamiento los vehículos de lanzamiento Delta II y Delta III y se está preparando el sistema de lanzamiento Delta IV.

##### a) *Delta II*

13. El vehículo de lanzamiento Delta II se introdujo en 1990, con una capacidad de carga útil de 5,1 toneladas en órbita terrestre baja y de 1,9 toneladas en órbita de transferencia geoestacionaria. En la segunda etapa se conservaron las medidas de pasivación introducidas por primera vez en 1981 en los vehículos de lanzamiento Delta de la generación anterior. Una vez concluida la misión, los residuos de propulsores de autoignición del sistema de propulsión principal se agotan por combustión, lo que permite liberar en parte al sistema de presionización de helio. El sistema de control de actitud, de gas de nitrógeno frío, se purga. Nominalmente, la vida activa de las baterías es de menos de nueve horas y el sistema de seguridad del polígono de lanzamiento se desactiva aproximadamente un minuto después de que se haya encendido inicialmente el motor principal de la segunda etapa. No se evacúa de manera intencional ningún desecho relacionado con las misiones.

14. En algunas misiones con el vehículo Delta II se utiliza una tercera etapa en la que se emplean motores con propulsante sólido STAR 37FM o STAR 48B que naturalmente queman el propulsante principal hasta agotarlo. Hay un sistema de control de actitud con hidrazina que se purga después de apagarse el motor y no queda ya ningún otro líquido. Como en el caso de la segunda etapa, el sistema de energía eléctrica de la tercera etapa tiene una vida activa máxima de nueve horas. No se utiliza ningún sistema de distancia de seguridad. Los desechos relacionados con las misiones pueden ascender a cinco objetos como máximo, dependiendo de la necesidad de contrarrotar el sistema antes de que se separe la carga útil.

##### b) *Delta III*

15. El vehículo de lanzamiento Delta de la generación más reciente, el Delta III, de dos etapas, se utilizó por primera vez en 1998. El diseño de la segunda etapa es enteramente nuevo y utiliza hidrógeno líquido y oxígeno líquido en lugar de los propulsores de autoignición del Delta II. La capacidad de carga útil máxima es de 8,3 toneladas en órbita terrestre baja y de 3,8 toneladas en órbita de transferencia geoestacionaria. Los residuos de propulsores del motor principal y del presionizante de helio se agotan por evacuación al final de la misión. El residuo de hidrazina en el sistema de control de actitud se elimina por combustión. Las baterías de la etapa tienen una vida útil de tres horas solamente y el sistema de distancia de seguridad se desactiva después de que se haya encendido inicialmente el motor

principal de la segunda etapa. Durante el vuelo puede evacuarse un segmento del disparador del sistema automático de destrucción, así como algunas partes de un anillo de endurecimiento de grafito expoxidico.

c) *Delta IV*

16. El vehículo de lanzamiento Delta IV, actualmente en preparación, reemplazará a la variante única Delta III con una serie de cinco variantes con capacidad de carga útil de 8,6 a 25,8 toneladas y capacidad en la órbita de transferencia geoestacionaria de 3,9 a 10,8 toneladas. La segunda etapa del Delta IV será similar a la del Delta III, aunque más grande. El Delta IV heredará los procedimientos de pasivación empleados en el Delta III y el potencial de desechos relacionados con las misiones será el mismo.

**5. Etapa superior inercial**

17. La etapa superior inercial (IUS) de Boeing consiste en un montaje poderoso de dos piezas, alimentado con propulsante sólido, que ha estado volando con éxito a bordo del Transbordador Espacial y los vehículos de lanzamiento Titan 3 y Titan 4, a partir de 1982. Se ha utilizado principalmente para transportar cargas útiles de la órbita terrestre baja a la órbita geoestacionaria, aunque también para poner las naves espaciales Magellan, Galileo y Ulysses en trayectorias interplanetarias.

18. En la parte inferior de la IUS se utiliza un motor Orbus 21 y el segmento superior lleva un motor Orbus 6 más pequeño. Como en el caso de otros sistemas que utilizan propulsores sólidos, el propulsante principal se agota por combustión. El residuo de hidrazina del sistema de control de actitud también se agota por combustión en algunas misiones, pero puede permanecer a bordo en otras. La vida activa de las baterías oscila entre 30 minutos y ocho horas. Los sistemas de distancia de seguridad se desactivan antes de la ignición de la primera etapa de la IUS. Es posible que parte de la aislación en capas (MLI) se desprenda del cono de salida de la primera etapa durante la operación.

**6. Minotaur**

19. El vehículo de lanzamiento Minotaur, fabricado por la Orbital Sciences Corporation, combina las dos primeras etapas del proyectil balístico Minuteman II con las etapas segunda y tercera del vehículo de lanzamiento Pegasus, lo que da lugar a una capacidad de carga útil en órbita de 640 kilogramos en órbita terrestre baja. El Minotaur empezó a funcionar en el 2000 y realizó misiones provechosas en enero y julio de ese año. Solamente la cuarta etapa del Minotaur, llamada Orion 38, permanece en órbita terrestre. Este sistema de propulsante sólido agota por su propulsante principal combustión y evacúa todo residuo de propulsante (nitrógeno) del sistema de control de actitud. La vida activa de las baterías es de cuatro horas y no se lleva a bordo ningún sistema de distancia de seguridad. Es posible que los desechos relacionados con las misiones se limiten a un solo objeto.

**7. Pegasus**

20. El vehículo de lanzamiento Pegasus de la Orbital Sciences Corporation, que se lanzó por primera vez en 1990, es único por su plataforma de lanzamiento aerotransportada. Puede colocar cargas útiles casi hasta de 500 kilogramos en órbita

terrestre baja. Las variantes estándar y XL del Pegasus pueden dejar una o dos etapas en órbita terrestre. Una es igual a la cuarta etapa del Minotaur (sirve como tercera etapa del Pegasus) y se pasiva de la misma manera. En algunas misiones, el Pegasus lleva a bordo una cuarta etapa, el HAPS. Esa etapa se volvió a diseñar después de sus dos primeras misiones para mejorar el vehículo y permitir una pasivación más completa. El residuo de hidrazina se agota por combustión y el del nitrógeno utilizado para el control de actitud por evacuación. El presionizante de helio no se agota por evacuación, sino que la presión se reduce hasta muy por debajo de la presión máxima de funcionamiento. La vida activa de las baterías es de cuatro horas como máximo y no se lleva a bordo ningún sistema de seguridad del polígono de lanzamiento. Es posible que los desechos relacionados con las misiones se limiten a un solo objeto.

## **8. Taurus**

21. El vehículo de lanzamiento Taurus combina las primeras tres etapas del Pegasus con una etapa inicial mayor (llamada Etapa 0), que consiste ya sea en la primera etapa de un proyectil balístico Peacekeeper o en un motor Castor 120 de propulsante sólido. En 1994 se realizó el vuelo inaugural del vehículo de lanzamiento Taurus, que puede colocar hasta 1,4 toneladas en órbita terrestre baja. La etapa final del Taurus es la Orion 38 y se pasiva como en el caso de las misiones Minotaur y Pegasus. Es posible que los desechos relacionados con las misiones se limiten a un solo objeto.

## **9. Titan**

22. El vehículo de lanzamiento espacial Titan, como los vehículos Atlas y Delta, ha estado al servicio de los Estados Unidos desde el decenio de 1960. La empresa Lockheed-Martin ofrece actualmente dos principales variantes, el Titan II y el Titan IV.

### *a) Titan II*

23. El Titan II se utilizó por primera vez de 1964 a 1966 en el programa de vuelos tripulados Gemini. Utilizando proyectiles balísticos renovados, en 1988 volvió a realizar vuelos espaciales en órbita terrestre baja, con una capacidad de aproximadamente 2 toneladas. Dado que la mayor parte de las cargas útiles de Titan II realizan sus propias maniobras de inserción en órbita, hasta la fecha solamente dos de las misiones recientes han abandonado una segunda etapa en órbita terrestre. Antes de la segunda de esas misiones, realizada en 1999, se modificó la segunda etapa del Titan II para permitir una pasivación más completa. Actualmente, todos los propulsores y presionizantes se eliminan tras la separación de la carga útil. La vida activa máxima del sistema de energía eléctrica es de 90 minutos y el sistema de seguridad del polígono de lanzamiento se desactiva al final de la misión. Pueden quedar en órbita, como desechos relacionados con las misiones, hasta dos objetos.

### *b) Titan IV*

24. El vehículo de lanzamiento Titan IV se ha utilizado desde 1989 y puede volar en una configuración de dos etapas o con otra etapa más, que puede ser el Centaur o la IUS. Cuando se abandona en órbita, la segunda etapa del Titan IV se pasiva de

manera análoga a la segunda etapa del Titan II. Se pueden producir hasta tres objetos como desechos relacionados con las misiones.

## **Agencia Espacial Europea**

El 20 de diciembre de 2000, el Consejo de la Agencia Espacial Europea aprobó la siguiente resolución sobre la política relativa a los desechos espaciales:

“Resolución relativa a una política europea en materia de protección del medio ambiente espacial contra los desechos

*El Consejo,*

*Recordando* la resolución relativa a la política de la Agencia en materia de desechos espaciales, (ESA/C/LXXXVII/Res.3 (Final)), aprobada el 29 de junio de 1989, en que se recalca que “a nivel mundial, la cuestión de los desechos espaciales se ha convertido en uno de los principales problemas de la protección del medio ambiente del espacio ultraterrestre y se ha agravado tanto que exige una reflexión profunda, en particular en lo que atañe a las misiones tripuladas”,

*Compartiendo* la preocupación a nivel mundial por la proliferación creciente de los desechos en diversas regiones orbitales y *recordando* la Declaración de Viena sobre el espacio y el desarrollo humano, aprobada en la Conferencia de las Naciones Unidas sobre la Exploración y Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos (UNISPACE), celebrada en julio de 1999, en particular, su capítulo 3,

*Teniendo en cuenta* que los problemas y riesgos resultantes de ello requieren medidas concretas que se deben adoptar con carácter urgente, en colaboración con los diversos interesados y al más alto nivel, con objeto de garantizar que todos los países sigan teniendo acceso al espacio ultraterrestre y lo puedan seguir utilizando, de conformidad con el Tratado sobre los principios que deben regir las actividades de los Estados en la exploración y utilización del espacio ultraterrestre, incluso la Luna y otros cuerpos celestes, de 10 de octubre de 1967,

*Observando* que esos riesgos se reconocen cada vez más y *alentado* por los progresos realizados por la Agencia mediante sus estudios y productos (como su Manual sobre la reducción de los desechos espaciales, el modelo MASTER, la base de datos DISCOS y el instrumento ESABASE/DEBRIS para el análisis de los riesgos) y por su Grupo consultivo sobre desechos espaciales, así como por los organismos espaciales de los Estados Miembros y el Comité Interinstitucional de Coordinación en materia de Desechos Espaciales, que contribuyen colectivamente a comprender mejor de las cuestiones técnicas fundamentales que permiten formular y definir medidas concretas para reducir esos riesgos,



*Teniendo presente* la labor de la Subcomisión de Asuntos Científicos y Técnicos de la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos, en particular, su informe técnico A/AC.105/720 (1999),

*Acogiendo con beneplácito* las medidas técnicas ya adoptadas en el marco del programa de vehículos de lanzamiento Ariane (desarrollo y producción),

*Reafirmando* su apoyo al Comité de Relaciones Internacionales en la atención que presta constantemente a la cuestión y *apoyando* una iniciativa concreta de Europa en esa esfera,

1. *Apoya* las medidas que está adoptando la Agencia para evaluar mejor los riesgos que plantean los desechos espaciales como base para la adopción de medidas concretas, la aplicación de medidas de reducción y sus esfuerzos de cooperación internacional en el seno del Comité Interinstitucional de Coordinación en materia de Desechos Espaciales y por garantizar que el público se mantenga bien informado.

2. *Invita* a los Estados Miembros y a la Agencia a que intensifiquen sus esfuerzos de coordinación e información en el marco de sus programas respectivos y del programa del Comité Interinstitucional de Coordinación en materia de Desechos Espaciales, así como con las organizaciones internacionales interesadas (en particular, las Naciones Unidas y la Unión Internacional de Telecomunicaciones).

3. *Invita* al Director General y a los Estados Miembros a que coordinen el establecimiento y la utilización de sus sistemas de vigilancia de los desechos espaciales a fin de aumentar la contribución de Europa a los esfuerzos mundiales en la materia.

4. *Invita* al Director General y a los Estados Miembros a que se esfuercen diligentemente, en colaboración con los demás asociados en el Comité Interinstitucional de Coordinación en materia de Desechos Espaciales, por elaborar normas técnicas de seguridad y de prevención de desechos.

5. *Invita* al Director General y a los Estados Miembros a garantizar que, en el momento de redactar propuestas de programas, se tengan en cuenta los riesgos que plantean los desechos espaciales y las medidas preventivas correspondientes.

6. *Invita* al Director General a que prevea en forma adecuada, en el presupuesto general y los presupuestos por programas, los recursos anuales necesarios para aplicar la presente resolución y, en aras de la transparencia, a que establezca un producto por separado con este fin.

7. *Invita* a los Estados Miembros a que adopten medidas para que los aspectos jurídicos y económicos relacionados con los desechos espaciales se estudien de la manera más eficiente posible, en particular en la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos, y a que presenten y apoyen iniciativas al respecto; e *invita* al Director General a que disponga la realización de estudios, en particular en relación con el Centro Europeo de Derecho Espacial y el Instituto Internacional de Derecho Espacial, sobre las cuestiones jurídicas y económicas que plantea al respecto la tendencia a la privatización de las actividades de utilización y explotación del espacio ultraterrestre y a que introduzca las disposiciones pertinentes en los acuerdos y contratos internacionales.

8. *Invita* al Director General a que le presente informes anuales sobre la aplicación de la presente resolución y a que señale a ésta de manera adecuada, a la atención de los diversos interesados, entre ellos las Naciones Unidas (Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos), la Unión Internacional de Telecomunicaciones y otras organizaciones internacionales, según proceda, así como de los miembros del Comité Interinstitucional de Coordinación en materia de Desechos Espaciales.”

---