

CUARTA PONENCIA

SEGURIDAD ESPACIAL: UNA SOLUCIÓN PRÁCTICA PARA EL PROBLEMA DE LOS RESIDUOS ESPACIALES EN ÓRBITA

Por el Dr. Juan R. Sanmartín
y el Dr. Gonzalo Sánchez Arriaga
Física Aplicada
Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronáuticos

1. EL PROBLEMA DE LA BASURA ESPACIAL

Alrededor de 5000 lanzamientos durante más de medio siglo de actividad espacial situaron 6000 satélites en órbita. Esto dio lugar, por fragmentación de varios tipos, a unos 20000 objetos con un tamaño de más de 10 cm (en órbita, así, catalogable), de los que sólo en torno a 1000 son naves operativas, con una masa total de 6000 toneladas. La diferencia, el 95%, son restos, “escombros”, lo que se llama basura espacial, que no sirven utilidad alguna (que no son funcionales). Alrededor de dos tercios resultan de unas 250 explosiones o colisiones. Un 6% son satélites operativos y 13% satélites fuera de servicio, y un 16% son etapas superiores de lanzador utilizadas para inserción en órbita y otros restos operativos.

En colisiones con una velocidad relativa de hasta 2 veces la velocidad orbital (56000 km/hora), el impacto de 1 gramo equivale a la explosión de 64 gramos de TNT. El impacto de un resto espacial de 1 mm de diámetro, de los que orbitan un número estimado de 200 millones, puede dañar subsistemas de satélite; restos de 1 cm (aproximadamente $\frac{3}{4}$ de millón en órbita), pueden inutilizar un satélite; y restos de 10 cm pueden fragmentar un satélite en una catastrófica nube de basura en órbita.

Colisiones catastróficamente dañinas ocurrieron recientemente. El 11 de Enero de 2007, un disparo de prueba de un misil chino, con energía cinética que era 6 veces la energía química liberada en una explosión de TNT de igual masa, impactó en *Fengyun-1C*, un satélite chino a 860 km de altura. El resultado fueron 1.5 toneladas de peligrosa “metralla”: 3000 fragmentos mayores que 10 cm, y un número 40 veces mayor de fragmentos no catalogables, de menos de 1 cm.

Dos años después, el 10 de febrero de 2009, el satélite ruso ya no operativo *Cosmos 2251* chocó con el satélite 33 (sí operativo y con capacidad de maniobra aunque no utilizada), de la constelación de comunicaciones norteamericana *Iridium*, a 780 km de altura, con una velocidad relativa de 11,6 km/s. Los resultados fueron similares al del misil sobre *Fengyun-1C*.

Se hacen así claramente necesarias medidas de mitigación, en particular introducir un diseño de misión con mínimo desprendimiento de subsistemas operativos, deorbitado inmediato de etapas superiores (cuerpos de cohete) de los lanzadores, y deorbitado del satélite al final de su vida útil (*post-mission disposal*).

De modelos de ESA y NASA sobre población basura se sigue, sin embargo, que medidas de mitigación estrictas, que incluso impidiesen el lanzamiento de nuevos satélites, no evitarían el crecimiento incontrolado de población orbital, llamado *Kessler syndrome* en honor a Donald J. Kessler, que fue pionero en reconocer e investigar el peligro de basura espacial acumulada. El origen de tal síndrome es que a cierta “densidad” de restos en órbita, tiene lugar la “cascada” de Kessler, la fragmentación realimentada de basura que excede la desaparición de restos espaciales por reentrada en la atmósfera (Fig.1). El problema es especialmente grave en ciertas órbitas LEO, región espacial que se extiende de 200 a 2000 km de altura.

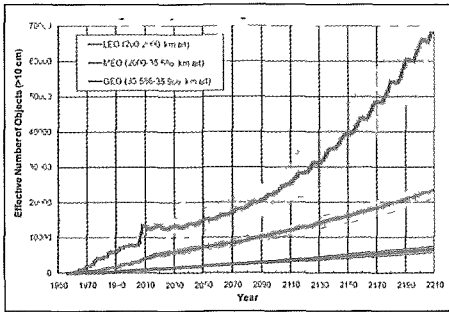


Figura 1. Predicciones sobre el número de objetos catalogables utilizando el modelo LEGEND de evolución de basura espacial de la NASA. Con permiso de J.- C. Liou.

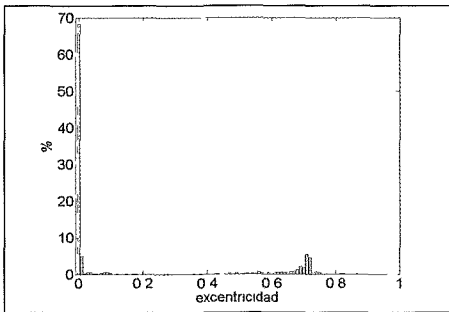


Figura 2. Porcentaje de número de objetos por encima de una tonelada frente a la excentricidad. Datos obtenidos con la base de datos DISCOS de ESA.

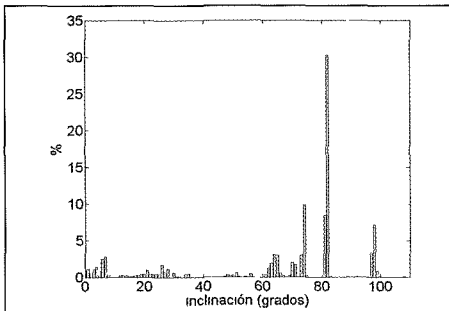


Figura 3. Porcentaje de número de objetos por encima de una tonelada frente a la inclinación.

tes más grandes y de mayor masa (Figs. 3 y 4). El número de fragmentos en una colisión crece con la masa que involucra, y la probabilidad de colisión crece con la sección frontal involucrada. El número de objetos es máximo en torno a 900 km y 98°; el 40% de la masa en órbita (2500 tons) se encuentra a alturas de 900 km e inclinación de 82°. (Figs. 5-8) Hay 73 satélites *Iridium*, de masa 660 kg y 22 m² de sección frontal, en torno a 87° de inclinación y 775 km de altura. Hay asimismo, 15 satélites *Cosmos* de 3200 kg y 6 m², y 16 segundas etapas de satélites *Zenith-2*, de 8900 kg y 6 m², en torno a 71° y 825 km.

Catalogar la población de restos de más de 10 cm es factible para la mayor parte de las órbitas de interés, que son circulares; es más difícil de tratar el caso infrecuente de órbitas elípticas (Fig. 2). Modelos estimativos de población orbital de NASA y ESA por debajo de 1 cm requieren estudiar impactos sobre naves retornadas como la *Long Duration Exposure Facility* y los *Space Shuttles*. Se analiza muy cuidadosamente la geometría del impacto así como la química de los residuos, en la zona del impacto, para determinar su densidad (digamos, si era aluminio o acero). Modelos completos de población en órbita también involucran propagadores de órbita rápidos y precisos.

Las maniobras necesarias para evitar colisiones (a realizar cuando la probabilidad de colisión excede de 0,0001) pueden requerir masas de propulsante muy inconvenientes. La Estación Espacial Internacional lleva a cabo típicamente una maniobra por año, pero, por ejemplo, en 2010 NASA misma necesitó un total de 7 maniobras, ESA 9, y Francia 13. En el futuro los satélites deberían regresar a la Tierra al final de su vida útil, y serán precisas misiones para eliminar los objetos más peligrosos ya en órbita. En ambos casos se necesita una tecnología barata pero capaz de deorbitar el satélite, es decir, devolverlo a la Tierra. A alturas más allá de 1500 km, sin embargo, es más eficaz reorbitar un satélite por encima de 2000 km. Un ejemplo son los satélites de comunicación de la constelación *Globalstar*, a 1415 km de altura.

Se suele estimar que hace falta retirar un alto número de satélites para evitar una colisión. Órbitas de inclinación casi polar y alturas de 750 a 1000 km son las más críticas porque en ellas se encuentran los satéli-

Los problemas legales de la tecnología espacial dieron lugar en 1967 al *Outer Space Treaty* de las Naciones Unidas; del concepto de Espacio Exterior suelen excluirse alturas por debajo de 100 km (62 millas), donde ciertamente no se puede orbitar. En 1993 se estableció el IADC (*Inter-Agency Space Debris Coordinating Committee*), al cual pertenecen ESA, NASA y las Agencias nacionales de Alemania, Canadá, China, Francia, India, Italia, Japón, Reino Unido, Rusia y Ucrania. Sobre el particular caso de la basura espacial, el IADC emitió *Space Debris Mitigation Guidelines* en 2002. Un Subcomité Científico y Técnico del COPUOS (*Committee on the Pacific Uses of Outer Space* de las Naciones Unidas) adoptó en 2007 esas mismas *Space Debris Mitigation Guidelines*. ESA, a su vez, adoptó en 1989 una Resolución sobre el problema de la basura y en 2004 se adhirió a un *European Code of Conduct* basado en las *Guidelines del IADC*.

Un problema legalmente fundamental es el ocasionado por la reentrada incontrolada de satélites en la atmósfera. Satélites pequeños pueden quemarse totalmente en la reentrada, pero partes de grandes satélites (de los que es ejemplo actual el satélite ENVISAT de ESA), hasta un 40% de la masa inicial, sobreviven a la reentrada y puede producir daños a personas y propiedades al impactar sobre el terreno. Se estima que se puede producir daño a personas si la energía cinética del impacto excede de 15 kg (m/s)^2 . En EE.UU. se admite la reentrada sin control si la probabilidad de resultar en muerte de personas es menor que 0.0001, ... salvo si se lleva material venenoso a bordo.

En un proceso natural, sin control, el ángulo de reentrada es de menos de 1° . La reentrada, en cierto sentido, se parece a la del guijarro que, lanzado casi horizontalmente sobre agua, “rebota”; es difícil predecir el número de “rebotes”, es decir, predecir donde se produce la reentrada en la atmósfera. El satélite se rompe a una altura de unos 80 km y los puntos de impacto de fragmentos en el suelo pueden distar muchos kilómetros unos de otros. La “huella” de la reentrada puede extenderse sobre el terreno en una longitud de cientos de kilómetros y en una anchura de decenas. El viento, y en general variaciones en la atmósfera por efectos solares, pueden influir en la extensión de esa huella.

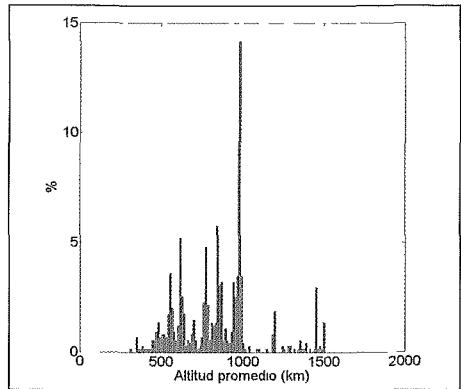


Figura 4. Porcentaje de número de objetos por encima de una tonelada frente a la altura orbital.

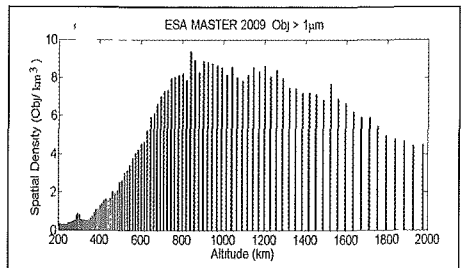


Figura 5. Densidad espacial de objetos mayores que 1 micra en función de la altura orbital. Datos obtenidos con la base MASTER de ESA.

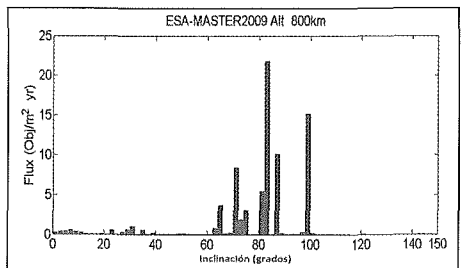


Figura 6. Flujo de objetos frente a la inclinación orbital para altura de 800 km.

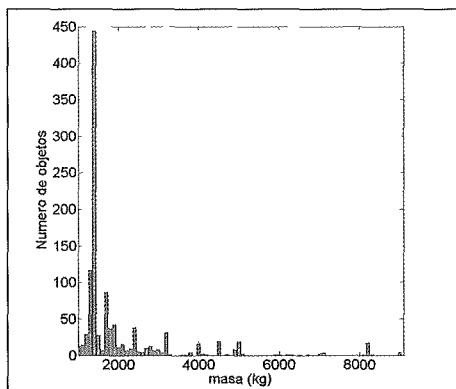


Figura 7. Número de objetos con masa por encima de una tonelada frente a la masa. Datos obtenidos de DISCO de ESA

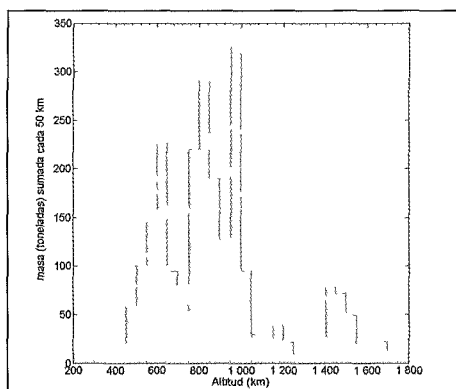


Figura 8. Masa sumada en rangos de 50 km frente a la altitud. Datos obtenidos de la base DISCOS de ESA

El riesgo de que reentradas incontroladas desordenen el tráfico aéreo podría aumentar en el futuro. En cuanto al peligro de daños a aviones o propiedad en tierra, existe una *Convention on International Liability for Damage caused by Space Objects* de 1972. Sería responsable el Estado que lanzó el *Space Object*. La *Federal Aviation Administration* ha introducido modelos para estimar el resultado de impactos, sobre aeronaves, de fragmentos originados en reentradas.

En una operación controlada el ángulo de reentrada es mucho mayor, unos 20° , y resulta en una huella menor y predecible. Se suele operar para conseguir impactar sobre un área segura del Océano Pacífico. Pero la operación requiere uso de propulsante al final definitivo de la misión, lo que la hace inconveniente, particularmente si sigue a un proceso de deorbitado que no utiliza propulsión. En la actualidad, para evitar control de reentrada, se estudia como diseñar satélites para que no resulten en riesgos en una reentrada incontrolada. Esto es lo que se denomina *Design for Demise*. Incluye análisis de materiales, estructuras, configuración,... respecto a procesos de fragmentación, ablación, fusión,... e incluye, naturalmente, reducir a no-operativos los sistemas de potencia y propulsión.

Problemas legales de otra índole resultan del efecto sobre el Sector Espacial Europeo de legislación reciente sobre materiales y componentes dañinos para el medio ambiente. En 2006, el Parlamento Europeo aprobó REACH, que permite regular el uso de productos químicos, e introduce su registro, evaluación, y autorización o restricción; en particular introdujo el concepto de *Substance of Very High Concern* (SVHC). En el campo de la propulsión, ciertamente fundamental en el sector espacial, se persigue reducir el uso de propulsores tóxicos. En particular, como mono-propulsante, se persigue substituir la clásica hidracina, y como bi-propulsores, la monometilhidracina y la mezcla de óxidos de nitrógeno. Algo semejante ocurre con propulsores sólidos e híbridos.

2. SOLUCIONES AL PROBLEMA DE LA BASURA ESPACIAL

De lo anterior se sigue claramente que existen 2 posibles escenarios para testar tecnologías de resolución del problema de la basura espacial. Objetivo en un primer escenario es prevenir la generación de nueva basura, deorbitando satélites al finalizar su misión programada (con

duración de años frecuentemente), y muy previamente deorbitar cohetes de segunda etapa cuando su inserción en órbita, lo que la Agencia Francesa CNES considera para el Ariane 6. Solamente se requiere para ese escenario una tecnología eficaz y barata de deorbitado.

En un segundo escenario, el objetivo es eliminar la abundante basura ya existente en el espacio, proveniente de lanzamientos, durante décadas, que no satisfacían el primer objetivo. Esto requiere una tecnología adicional (tecnología ADR por *Active Debris Removal*): aproximarse y atrapar un objeto que quizá esté dando tumbos. El mercado de seguros aparece dispuesto a aceptar *Third Party Liability* en relación con Active Debris Removal. Cuerpos de cohete de segunda etapa, a alturas de 800, 1000 km, serían objetivo importante de ADR. Se admite, según el síndrome de Kessler, que limitarse al primer escenario no basta para mantener el espacio libre para futuros lanzamientos.

Sin embargo, la cascada de Kessler no es inmediata. Además, el segundo objetivo requiere demostrar 2 tecnologías en órbita, y deorbitar sistemáticamente un cierto número de satélites al año. Esto último podría enfrentarse a problemas legales, pues cualquier agencia requeriría acuerdos con otras para deorbitar sus satélites inactivos. En el primer escenario una agencia deorbitaría sus propios satélites. Una vez demostrada repetidamente la eficacia de una solución técnica al deorbitado, sería más probable un acuerdo en el IADC para el segundo escenario.

Por otra parte, y en el futuro, una vez eliminados los restos de lanzamientos antiguos, e introducido el *Design for Demise*, sólo será necesaria la tecnología de deorbitado. Todo esto sugiere llevar a cabo prontas demostraciones de tecnología de deorbitado, que aparentemente parecen de gran interés para la Comisión Europea (CE).

Tecnologías de deorbitado

Hay básicamente 3 tecnologías de deorbitado más competitivas: *Velas* desplegables de gran superficie para aumentar el frenado por resistencia del aire (*drag augmentation*); sistemas de Propulsión, sea química o eléctrica; y Amarras espaciales. Las amarras tienen en común con las velas su carácter pasivo (de origen electrodinámico en el primer caso y aerodinámico en el segundo): el frenado tiene una inevitabilidad termodinámica debida al movimiento orbital de la amarra relativo al aire / plasma que corrota con la Tierra. Las amarras tienen en común con la propulsión eléctrica que involucran voltajes y corrientes. Propulsión eléctrica y cohetes tienen en común que eyectan un propulsante acelerado.

Cualquier sistema de deorbitado debe cumplir una serie de criterios.

- i) Reducir el tiempo de deorbitado por debajo de algún umbral, 25 años como máximo, para órbita inicial en zonas críticas en LEO, correspondientes a alturas de 800-1000 km (y 1400-1500 km).
- ii) Permitir diseño escalable, con énfasis en masa de satélite del orden de la tonelada.
- iii) Al ser un sistema económica y científicamente improductivo, su masa debe representar una pequeña fracción de la masa de su satélite.
- iv) Para tiempos de deorbitado largos permitir maniobras para evitar la conjunción orbital con restos catalogados de gran tamaño.
- v) Ser fiable; iniciar su vida operativa, después de años inactivo, con mínima necesidad de soporte.

(En el caso del segundo escenario, el sistema debe permitir operación multi-misión eficiente: aproximarse y atrapar el objeto en órbita, instalar el sistema de deorbitado, y proceder al siguiente objeto.)

Velas desplegadas

La ley de resistencia aerodinámica determina un tiempo de deorbitado Δt básicamente proporcional al cociente entre el *Coefficiente Balístico*, que es él mismo cociente entre masa y area frontal del satélite (M_s / A_f), y la densidad ρ_a del aire

$$\Delta t \propto \frac{M_s / A_f}{\rho_a}$$

La velocidad orbital v_{orb} y su variación en el deorbitado Δv_{orb} , que afectan a esa proporcionalidad, varían poco en la posible colección de misiones de deorbitado. Por el contrario, la densidad ρ_a decrece rápidamente con altura orbital inicial H_0 creciente y puede conducir a tiempos extraordinariamente largos. La densidad a altura dada varía a lo largo del ciclo solar, pero deorbitados de 25 ó 15 años permiten usar promedios a lo largo de un ciclo.

Desplegar una vela supone incrementar el area frontal, esto es, reducir el coeficiente balístico y el tiempo Δt . Para las grandes masas y alturas iniciales de interés eso requiere, sin embargo, velas extraordinariamente grandes. La consecuencia es que las velas difícilmente podrían satisfacer los criterios i) y ii). Nótese que para H_0 menor que 600 km, el tiempo de deorbitado *natural* (sin necesidad de vela alguna) está muy por debajo de los 25 años. El posible uso de velas desplegadas apenas puede, por tanto, cubrir casos de interés.

Por otra parte, una norma, NASA Safety Standard 1740.14 (1995) exige la reducción del producto $A_f \Delta t$, lo que no cumplen las velas. Se requiere entonces que la vela no inutilice un satélite con el que pudiera colisionar en el curso del deorbitado. La consecuencia es que sólo se admitirían velas sin “booms” rígidos.

Sistemas de propulsión

El uso de retrocohetes para deorbitado difícilmente puede satisfacer el criterio iii) porque la velocidad de salida de la tobera, c_{ex} , está muy limitada por la reacción de quemado del propulsante. La fracción másica para Δv_{orb} dada es poco mayor

$$\Delta v_{orb} / c_{ex} \tag{1}$$

que sólo considera la masa de propulsante. Como ya se vio, la tendencia al uso de “green combustion”, no tóxica, reduce en gran manera la elección de propulsantes. Por otra parte, el criterio v) limita esa elección a propulsantes sólidos. En el simple caso del propulsante de los *Shuttle boosters* se tiene $c_{ex} \approx 2.6$ km/s.

Para una transferencia de tipo Hohmann, que pasa de la órbita circular inicial a altura H_0 a otra circular a 200 km, digamos, en 2 impulsos con órbita intermedia de apogeo H_0 y perigeo 200 km, se tiene

$$\Delta v_{orb} \approx 2v_{orb0}(H_0 - 200 \text{ km}) / 4R_{Earth}$$

Para $H_0 = 1000$ km resulta una fracción másica 0.19, ciertamente muy alta.

Una transferencia Hohmann de un impulso, que termine en la órbita elíptica arriba indicada, reduce la fracción másica a la mitad, que es todavía alta. La resistencia aerodinámica a cada paso del satélite por el perigeo bajaría el apogeo aproximada y lentamente hasta alcanzar la órbita circular a 200 km. El tiempo típico de esa etapa lenta sería meses. Para satisfacer el criterio iv) se necesitarían, sin embargo, recursos adicionales que llevarían la fracción másica por encima del 10%.

La propulsión eléctrica no está limitada como la química en cuanto a valor de c_{ex} , aunque introduce la masa de un necesario subsistema de potencia. Para un tiempo dado Δt , la suma de masas de propulsante y subsistema de potencia tiene un mínimo a la velocidad (óptima) de Stuhlinger, $c_{opt} \sim \sqrt{(\Delta t / \alpha)}$, donde α es el inverso de potencia específica (kg/W). La velocidad equivalente para usar en (1) es $c_{ex} = c_{opt} / 2$.

La fracción másica decrece como $1/\sqrt{\Delta t}$ y es así menor cuanto más largo sea el deorbitado. La propulsión eléctrica, sin embargo, difícilmente podría satisfacer el criterio v). Por otra parte, requiere control de actitud durante el largo deorbitado.

Amarras espaciales electrodinámicas

Una amarra espacial es una cinta conductora con una anchura de centímetros, grosor de decenas de micras y longitud del orden del kilómetro, que enlaza un satélite y una masa terminal en otro extremo, en posición vertical estable en órbita. Funciona de manera pasiva gracias a su movimiento relativo al plasma magnetizado de la ionosfera, que es altamente conductora y así básicamente equipotencial en su propio referencial (aquel en que está en reposo). En el referencial de la amarra en movimiento relativo al plasma, éste es asiento de un campo eléctrico (*motional field* E_{mi} del orden de 150 V/km) producto de vectores v_{orb} y campo geomagnético B .

La consecuencia es que la polarización de la amarra respecto al plasma local es positiva en cierto segmento *anódico* (que captura electrones) y negativa en otro, *catódico*. La captura de electrones es efectiva si la amarra no lleva recubrimiento aislante (concepto *bare tether* introducido en la UPM), y es proporcional al perímetro de su sección transversal, sea tipo cinta o redonda. Conexión efectiva de corriente catódica con el plasma, se establece, sin embargo, mediante un dispositivo Contactor de plasma de tipo *Hollow Cathode* que eyecta electrones en el extremo catódico con baja impedancia de contacto. La fuerza de Lorentz del campo B sobre la corriente en la amarra resulta en una acción de frenado (Fig. 9).

Las amarras conductoras satisfacen todos los criterios antes discutidos.

- i) Pueden deorbitar rápidamente, por ejemplo en 3 meses, esto es, 0.25 años. Esto es posible porque la física de su disipación difiere de la física del frenado aerodinámico.
- iii) Amarras de tipo cinta son mucho más ligeras que amarras redondas de igual longitud y perímetro, que pueden capturar igual corriente de electrones.

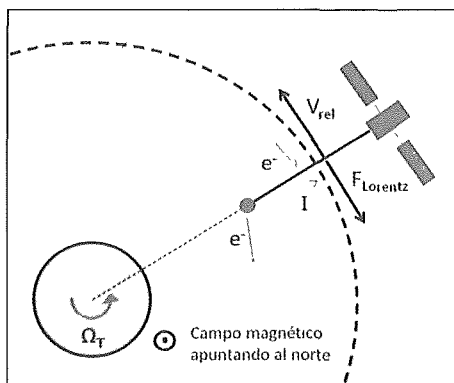


Figura 9. Esquema de operación de una amarra conductora.

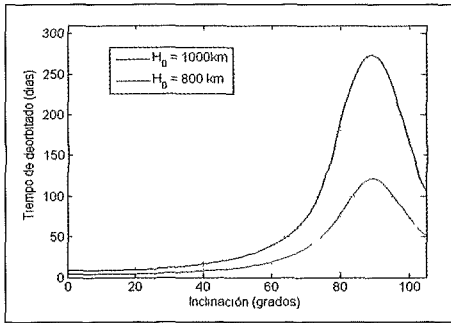


Figura 10. Tiempo de deorbitado de un satélite de 1 tonelada hasta altura de 350 km con una amarra espacial de longitud 4 km, anchura 4cm y espesor 50 micras. Las dimensiones de la amarra no están optimizadas

frenado de Lorentz podría ser débil, y *b*) sobrevivir a impactos de pequeños restos comparables a su dimensión transversal. Sobre el apartado *a*), el deorbitado resulta razonablemente eficaz porque el campo **B** está lejos de ser el de un dipolo orientado según el eje polar (Fig. 10). Respecto a *b*), nótese que una amarra tipo cinta de igual longitud y masa que otra redonda, tiene anchura muy superior al diámetro de la redonda. Las consecuencias son que deorbita más rápidamente por su mayor perímetro, y que abundantes restos espaciales que pueden cortar la amarra redonda son demasiado pequeños para cortar la cinta.

3. RIESGOS

Hay 2 tipos de riesgo importante en una misión de deorbitado mediante amarras: 1) Fallo operativo en uno de los subsistemas críticos, que, básicamente, son el Mecanismo de despliegue y el Contactor catódico de plasma, y 2) daño a la amarra misma por basura espacial en el ambiente exterior o por arcos eléctricos en el sistema.

El despliegue de una amarra, por eyección de chorro de gas frío, puede fallar por tensión de despliegue inapropiada, adhesión entre capas de la cinta, engancharse cinta y bobina, ó dar tumbos el completo sistema de la amarra. Existe, sin embargo, una larga experiencia que comenzó en 1967 con amarras de 30 m en 2 misiones Gemini, y siguió con amarras conductoras o dieléctricas, con longitud de kilómetros o fracción de kilómetro, en LEO o en misión suborbital. Como se ve en la *Tabla* adjunta, que encabezan los Gemini 11 y 12, ha habido 20 misiones amarra, 9 conductoras (6 suborbitales y 3 en órbita LEO) y 10 no-conductoras (2 suborbitales y 8 en LEO). El despliegue fue parcial en 4 casos y perfecto en 14. El mecanismo de despliegue del sistema BETS, a discutir en la Sec. 4, será testado en condiciones de microgravedad.

Los Contactores de tipo Hollow Cathode son dispositivos de tecnología probada en órbita, particularmente en aplicaciones de Propulsión eléctrica. En su forma más simple un Hollow Cathode podría necesitar polarización de alto voltaje para emitir la corriente programada, lo que supone un handicap en la impedancia de contacto, asociada a una estructura llamada de capa doble. Para evitarlo el HC ha de situarse en lo que se llama una cámara de descarga, con sistema de imanes que ayuden en la ionización del Xenon que

- ii) La amarra-cinta se caracteriza por 3 longitudes muy diferentes, longitud, anchura y espesor, lo que facilita el diseño escalable.
- v) La fuerza de frenado de Lorentz, como la de frenado aerodinámico, es fiable, es básicamente una consecuencia de termodinámica.
- iv) La maniobra de la amarra sería apagar su corriente desconectando el Contactor de plasma, lo que detiene la bajada que llevaría a la conjunción orbital.
- vi) Un criterio adicional para amarras es que deben *a*) deorbitar eficazmente a alta inclinación de órbita, para la cual el

fluye del HC, alargando el tiempo de vida en la cámara de los electrones a eyectar. Esto podría, sin embargo, hacer inconvenientemente pesado el Contactor.

En 1993 la misión PMG (*Plasma Motor Generator*) usó una amarra de 500 m con Contactores de Plasma en ambos extremos, catódico y anódico. El sistema funcionó razonablemente bien, si bien a corrientes bajas o moderadas. En el sistema BETs la corriente podría ser también moderada. Esto, por otra parte, puede ayudar a contener inestabilidades inherentes a la dinámica de la amarra.

Un caso dramático de chispa eléctrica ocurrió en la misión de NASA *TSS-1R*, una amarra redonda de 20 kilómetros con recubrimiento aislante y con una esfera de 80 cm de radio como colector anódico. Cuando se había ya desplegado 19,6 m, saltó la chispa de un arco eléctrico que cortó la amarra.

Altos voltajes son inherentes al funcionamiento de las amarras conductoras. En tests en el *Marshall Space Flight Center* de NASA, en Huntsville, AL, para la misión ProSEDS, se observaron arcos en un punto triple donde la unión de segmentos conductores con y sin aislante era altamente negativo con respecto al plasma local. Esta situación puede aparecer cuando el HC no está operativo (aunque el *motional field* sí está en la dirección correcta). El arco desapareció cuando se cubrió el punto triple con una funda semiconductor (de *Aerodag*). Como en los conocidos casos de fenómenos *snapper* y *flashover*, en interacciones plasma/satélite en presencia de electrones ambiente de alta energía, aparece emisión de electrones secundarios, que es alta en dieléctricos. El recubrimiento semiconductor aminora el campo eléctrico resultante en la transición del punto triple.

Existe un notable riesgo de corte de una amarra redonda por basura espacial de tamaño comparable a su diámetro, lo que es relevante en el diseño de la geometría de la amarra, pasando de una redonda a una cinta. Como se vio, una amarra-cinta sobrevive a basura espacial mucho más tiempo y deorbita más rápidamente que una amarra redonda de igual masa y longitud. Subsiste la posibilidad de degradación de la amarra por múltiples impactos de la abundante población de muy pequeños restos espaciales y micrometeoritos, que no pueden cortar la amarra pero sí culminar en un daño acumulativo irreparable. Un análisis usando los modelos Grün de NASA y MASTER de ESA de flujo de micrometeoritos muestra, sin embargo, una probabilidad de corte despreciable.

En el caso de que sí ocurra un corte de la amarra existe el riesgo de que el segmento cortado, cuya reentrada no es posible controlar, llegue a tierra intacto. Un reciente análisis de la ecuación de *Fay-Riddle*, que gobierna el calentamiento de un cuerpo cilíndrico en movimiento hipersónico, muestra que se sobrepasa el punto de fusión en la capa crítica correspondiente a alturas 120 – 150 km. El calentamiento depende de la emisividad (en el rango 0.3 - 1), pero la temperatura va ciertamente más allá del punto de fusión del aluminio, 923 K.

Un último tipo de riesgo es que, de hecho, la misión no se lleve, o no se lleve correctamente, a cabo. Estas son algunas experiencias del primer autor (JRS) con ESA, NASA, y las Agencias japonesa JAXA y alemana DLR:

En 1992, después de introducir el concepto "bare tether", preparó una misión, *NETT*, con *Alcatel Space* (Francia), como un experimento en el plasma exterior para los *Columbus Precursor Flights*. Recomendado A para vuelo en una reunión de ESA en Heidelberg, por un comité externo, se cancelaron los experimentos exteriores en el Otoño de 1993.

En 1996 escribió un "White Paper" para NASA con colegas de MIT y el *Harvard-Smithsonian Center for Astrophysics*. La misión *ProSEDS* resultante, dispuesta para un vuelo de reposición de satélite de la constelación GPS a bordo de un cohete Delta-2 el 28 de marzo de 2003, fue cancelada tras la tragedia del *Shuttle Columbia* el 1 de febrero anterior.

En 2006 diseñó una misión suborbital para JAXA, **T-REX**, para un completo test de colección de corriente por una amarra. Lanzada el 31 de agosto de 2010, funcionó bien el despliegue pero no el subsistema eléctrico, que fue finalmente defectuoso por escasa financiación.

En 2012 BETs acordó realizar una propuesta conjunta, DEROTES, a la última Convocatoria del programa FP7 Space de la Comisión Europea, con DLR-*Oberpfaffenhofen*. En la fecha límite de presentar la Propuesta, DLR se retiró de ella por posible dificultad de financiación.

4. PROYECTO BETS

BETs (EC FP7 / Space Project 262972), es un proyecto aprobado por la Comisión Europea en 2010, dentro de su Programa FP7.

Título: Propellantless de-orbiting of space debris by bare electrodynamic tethers

Partners: Universidad Politécnica de Madrid, España

Università degli Studi di Padova, Italia

Office national d'études and de recherches aérospatiales (ONERA), Toulouse, Francia

Colorado State University, Fort Collins CO, Estados Unidos

Embedded Instruments and Systems S:L., Elche, España

German Aerospace Agency (DLR), Bremen, Alemania

Fundación Tecnalia, San Sebastian, España

Duración: Se inició el 1 de Noviembre de 2010 para concluir 3 años más tarde. La CE ha aprobado una extensión (*no-cost*) hasta Febrero 1, 2014.

Presupuesto: 2.337,317 euros, de los que la CE financia 1.772,801 euros

BETs está coordinado por la UPM. Su objetivo es desarrollar la tecnología necesaria para eliminar basura espacial con amarras espaciales. BETs ha reunido a un equipo multidisciplinar de expertos que tratan mediante simulación numérica la dinámica de la amarra y su colección de corriente; han desarrollado el hardware de subsistemas básicos (Contactador de plasma, Módulo de control de potencia, Mecanismo de despliegue y Amarra-cinta); y han testado esos subsistemas en condiciones de ambiente espacial en órbita. Se pretende que al final del Proyecto se alcance un TRL (Technology Readiness Level) 5, dispuesto para realizar una demostración en órbita.

Uno de los resultados más significativos ha sido un desarrollo de diseño universal de una primera elección de las 3 dimensiones de la amarra para una misión genérica, que ha culminado en un *software*, BETsMA, para realizar análisis preliminar de misiones con amarras, que podrá ser descargado de la página web del proyecto.

Parece existir en la actualidad una oportunidad para una demostración en órbita, en el Programa Horizon 2020 de la CE que sustituye al FP7, que se convocará una primera vez en Diciembre de 2013, y permite proponer, tal demostración, en el Otoño de 2014.

Nombre	Fecha	Órbita	Longitud	Agencia	Comentarios
Gemini 11	1967	LEO	30m	NASA	Spin estabilizado, 0.15rpm
Gemini 12	1967	LEO	30m	NASA	Según la vertical local, balanceo estable
H-9M-69	1980	Suborbital	500m	NASA	Despliegue parcial
S-520-2	1981	Suborbital	500m	NASA/ISAS	Despliegue parcial
Charge-1	1983	Suborbital	500m	NASA/ISAS	Despliegue completo
Charge-2	1984	Suborbital	500m	NASA/ISAS	Despliegue completo
Oedipus-A	1989	Suborbital	958m	Canadian NRC/NASA	Spin estabilizado, 0.7rpm, alineado con campo magnético
Charge-2B	1992	Suborbital	500m	NASA	Despliegue completo
TSS-1	1992	LEO	260m	NASA/Italian Space Agency	Despliegue parcial, recogida
SEDS-1	1993	LEO	20km	NASA	Despliegue completo hacia abajo, balanceo y corte
PMG	1993	LEO	500m	NASA	Despliegue hacia arriba
SEDS-2	1994	LEO	20km	NASA	Despliegue completo, estable según la vertical local
Oedipus-C	1995	Suborbital	1km	Canadian NRC/NASA	Spin estabilizado, 0.7rpm, alineado con campo magnético
TSS-1R	1996	LEO	19.6km	NASA/Italian Space Agency	Despliegue en 98% de longitud y corte por arco eléctrico
TIPS	1996	LEO	4km	NRO/NRL	Amarra en órbita por largo tiempo (11 años)
ATEX	1999	LEO	6km	NRL	Despliegue parcial
ProSEDS	2003	LEO	15km	NASA	H/W construido pero no volado
MAST	2007	LEO	1km	NASA	No se desplegó
YES2	2007	LEO	32km	ESA	Despliegue completo
T-REX	2010	Suborbital	300m	JAXA	Despliegue completo

Tabla de misiones de Amarra

5. REFERENCIAS BÁSICAS SOBRE DEORBITADO POR AMARRAS CONDUCTORAS

- LAFRAMBOISE, J. G. and PARKER, L. W., Probe design for orbit-limited current collection, *Physics of Fluids* 16, 629, 1973.
- KESSLER, D. J. and Cour-Palais, B.G., Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt, *Journal of Geophysical Research* 83, 2637, 1978.
- SANMARTÍN, J. R., MARTÍNEZ-SÁNCHEZ, M. and AHEDO, E., Bare wire Anodes for electrodynamic tethers, *Journal of Propulsion and Power* 9, 3, 353, 1993.
- COSMO, M. L. and LORENZINI, E. C., *Tethers in Space Handbook*, Edited by M.L. Cosmo and E. C. Lorenzini, Smithsonian Astrophysical Observatory, 1997.
- SANMARTÍN, J. R. and ESTES, R. D., The orbital-motion-limited regime of cylindrical Langmuir probe, *Physics of Plasmas* 6, 395, 1999.
- LORENZINI, E. C., and SANMARTÍN, J. R., Electrodynamic tethers in Space, *Scientific American* 291, 2, 50, 2004.
- LIU, J.-C., and JOHNSON, N. L., Instability of the present LEO satellite populations, *Advances in Space Research* 41, 1046, 2008.

AGRADECIMIENTO

Este trabajo es parte del FP7/Space Project 262972, que es financiado por la Comisión Europea.