



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



TRABAJO FINAL DE GRADO
GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

UN PROBLEMA REAL, LA BASURA ESPACIAL

AUTOR: JAVIER SÁNCHEZ LÓPEZ

TUTOR: JOSÉ ANTONIO MORAÑO FERNÁNDEZ

CO-TUTOR: ANTONIO TORRES FERRER

CURSO ACADÉMICO 2017-2018

Agradecimientos

Este trabajo no hubiera sido posible sin la ayuda de Antonio Torres Ferrer y José Antonio Moraño Fernández.

RESUMEN

Desde el lanzamiento del primer satélite en 1957, el número de satélites y objetos artificiales puestos en órbita no ha hecho más que aumentar a un ritmo exponencial, generando una enorme cantidad de basura que se encuentra en órbita terrestre moviéndose a gran velocidad y que supone un gran peligro para toda la actividad espacial y en menor medida por el riesgo de reentrada. En el trabajo se aborda este problema de la basura espacial.

Se realiza una introducción al problema, centrándose en cómo se ha llegado a él, así como en la situación actual, futura y en diferentes aspectos; para luego enfocarse en la solución a este problema.

Así, se estudian varias iniciativas existentes para afrontar el problema y se realiza un análisis de los diferentes métodos actuales para la “eliminación” de basura espacial, concretando con los distintos proyectos que se pretenden llevar a cabo en los próximos años y extrayendo conclusiones.

Una vez investigadas y estudiadas las ventajas e inconvenientes de cada uno de ellos se propondrá un proyecto para la eliminación de basura espacial.

Palabras clave: basura espacial, residuos espaciales, síndrome Kessler, reentrada atmosférica, desorbitar, eliminación de basura espacial, eliminación postmisión.

ÍNDICE

Página

1. Introducción a la basura espacial.....	1
2. El considerable aumento de la basura espacial en la última década.....	3
3. De dónde viene la basura espacial.....	4
4. El Síndrome de Kessler.....	8
5. Detección, catalogación y seguimiento de la basura espacial.....	10
6. Casos reales. Impactos. Maniobras de evasión.....	15
7. Iniciativas.....	17
8. Cuestiones legales para la eliminación activa de basura espacial.....	19
9. Superación de las barreras económicas.....	21
10. Antecedentes. “Servicios en órbita”.....	22
11. Métodos para la eliminación de basura espacial.....	26
11.1. One-by-one o captura simple.....	27
11.2. Lázers.....	31
11.3. Sistemas de desorbitación pasiva implementados al final de la vida útil.....	31
11.4. Métodos innovadores one-by-many.....	34
12. Proyecto.....	41
12.1. Introducción.....	41
12.2. Fundamentos físicos.....	42
12.2.1. Gradiente de gravedad.....	42
12.2.2. Tether como generador y como propulsor.....	45
12.2.3. Contactores de plasma.....	49
12.3. El vehículo propuesto.....	52
12.4. Presupuesto.....	59
12.5. Desarrollo de la tecnología tether.....	62
12.6. Conclusión.....	63
13. Bibliografía.....	64
ANEXO.....	69

1. Introducción a la basura espacial.

La Luna es el único satélite natural orbitando la Tierra. En 1957 la Unión Soviética puso en órbita el Sputnik; desde entonces, han tenido lugar más de 7.000 lanzamientos, poniendo en órbita una cantidad inimaginable de objetos. De todos estos, sólo una pequeña parte constituyen naves o satélites operativos actualmente.

Estos objetos se encuentran en órbita alrededor de la Tierra, viajando a velocidades orbitales que pueden llegar a alcanzar los 56.000 km/h.

Actualmente hay alrededor de seis toneladas métricas de basura espacial en órbita terrestre. Esta situación puede, como se explicará en el apartado 4. *El Síndrome de Kessler*, conducir a una cascada creciente en la que se generaría más y más basura, que impediría la realización de cualquier programa espacial.

De acuerdo a estudios llevados a cabo por la ESA, se estima que 750.000 fragmentos de tamaño entre 1 cm y 10 cm y 166 millones de fragmentos de tamaño menor a 1 cm circulan alrededor de la Tierra, que a velocidades orbitales podrían perforar un traje espacial o incluso romper una ventana de un vehículo espacial. En cuanto a objetos de un tamaño mayor, la suma actual de basura con un tamaño superior a 10 cm, estimada mediante modelos estadísticos, alcanza los 29.000 objetos.

En la *Figura 1*, obtenida de un proyecto de una escuela de Toulouse [10], se puede apreciar el gran aumento de basura espacial que ha tenido lugar a lo largo del tiempo entre 1960 y 2015. A pesar de no estar a escala, la imagen permite hacerse una idea del problema que supone la existencia de la basura espacial.

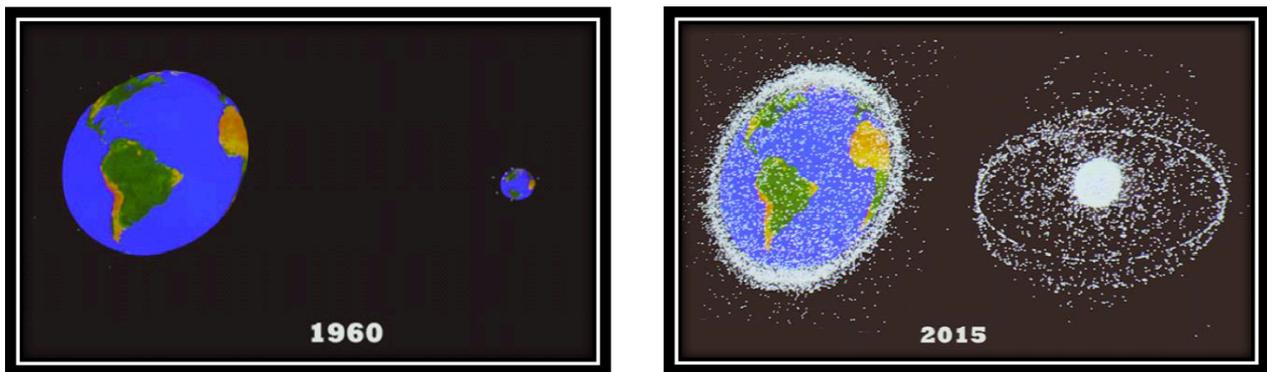


Figura 1. Evolución de la basura espacial [10]

La basura espacial está normalmente localizada en una de las tres siguientes órbitas: LEO, MEO o GEO. Estas tres órbitas aparecen representadas en la *Figura 2*.



Figura 2. Diferentes tipos de órbitas terrestres [39]

- LEO (Low-Earth Orbit) comprende la región entre 180 y 2.000 km sobre la superficie de la tierra y contiene el 49% de los satélites existentes.
- GEO (Geostationary Orbit) comprende la región a 36.000 km de altitud y por encima y contiene el 41% de los satélites.
- MEO (Mid-Earth Orbit) comprende la región entre LEO y GEO con un 6% de los satélites.

En la *Figura 3* aparece una gráfica en la que se muestra la densidad de basura espacial en función de la altitud.

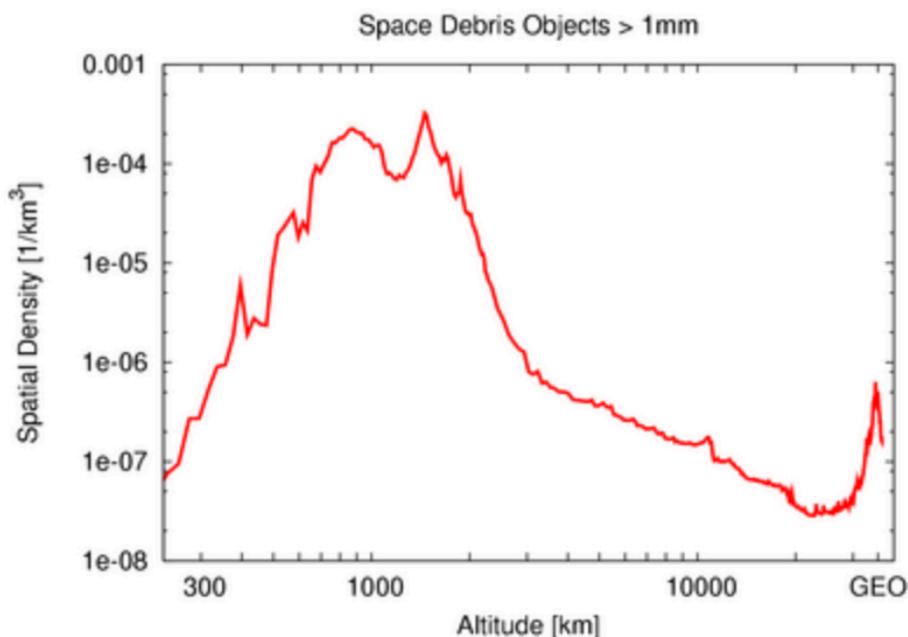


Figura 3. Densidad de basura espacial en función de la altitud [38]

Vemos como la densidad de basura es mayor en LEO, siendo también importante en GEO. Así, más del 90% de los satélites operativos se encuentran en LEO y GEO conviviendo con basura espacial, concretamente: 470 satélites en LEO y 424 en GEO.

Como veremos a lo largo del trabajo, los principales esfuerzos o proyectos actuales en el ámbito de eliminación de basura espacial están enfocados a la eliminación de ésta de la órbita baja terrestre LEO, pero también en GEO, donde en un futuro no muy lejano muchos esfuerzos serán enfocados.

El término basura espacial, a pesar de no tener una definición objetiva como veremos más adelante, hace referencia a cualquier objeto que orbite alrededor de la Tierra y que ya no sea útil para realizar ninguna función.

2. El considerable aumento de la basura espacial en la última década.

Como comentábamos en el apartado anterior, antes del lanzamiento del Sputnik no había en la órbita terrestre ningún objeto creado por el ser humano; pero a partir de éste el número de satélites creció rápidamente. Este crecimiento ha sido progresivo y exponencial.

Dos eventos en años recientes han contribuido particularmente a esta acumulación de basura espacial:

- El primero fue el lanzamiento intencionado de un misil chino el 11 de Enero de 2007 para destruir un satélite meteorológico chino en órbita polar que se encontraba en desuso, el Fengyun 1C. Se lanzó un misil que utilizaba un sistema anti-satélite (ASAT), que alcanzó su objetivo a una altura de 865 km. Este evento inesperado creó un peligroso anillo de basura con aproximadamente 3.000 objetos. Dado que ocurrió a tanta altitud, estos escombros permanecerán en órbita por mucho tiempo (como se comentará en el apartado 4. *El Síndrome de Kessler*, el tiempo de vida de un objeto orbitando en órbita terrestre a 800 km de altitud puede ser varios siglos).
- El segundo fue la colisión entre el satélite meteorológico ruso Kosmos 2251 y el satélite de comunicaciones estadounidense Iridium 33, el primero de los cuales se encontraba inoperativo, de manera que ya podía ser considerado basura espacial. Esta colisión tuvo lugar el 10 de Febrero de 2009 a una altitud de 789 km sobre la península de Taimyr en Siberia a velocidades altísimas. Al igual que el satélite chino, este evento dio lugar a miles de nuevas piezas de basura espacial. Esta colisión también tuvo lugar a suficiente altura para que la basura generada permanezca en órbita muchos años.

En la *Figura 4* se puede observar el gran aumento que tuvo lugar como consecuencia de estos dos eventos.

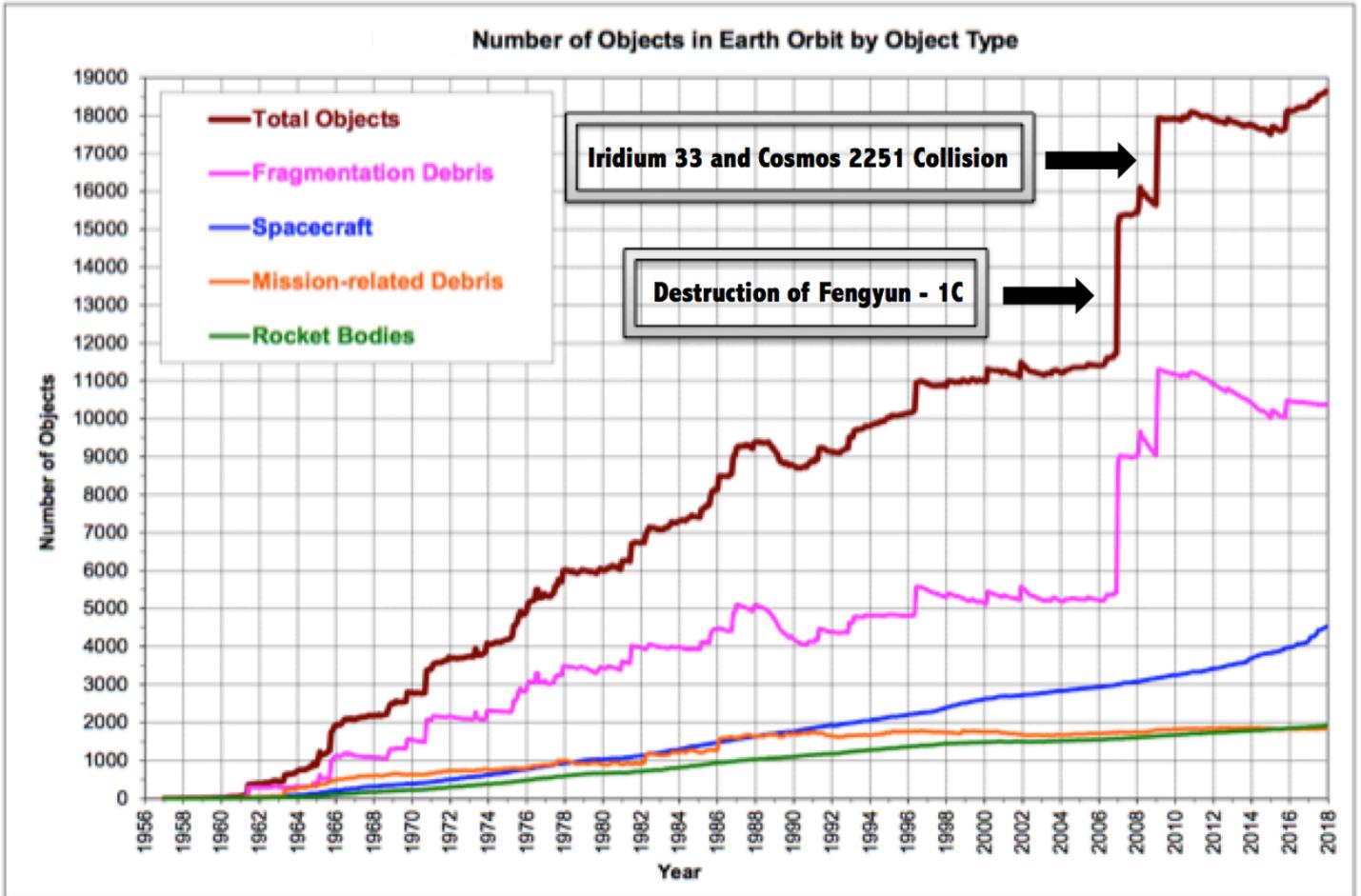


Figura 4. Evolución del número de objetos en LEO [63]

Esta creciente cantidad de basura supone un peligro para el entorno orbital. A su vez, también supone un riesgo, aunque menor, el hecho de que pueda impactar en la superficie terrestre tras la reentrada en la atmósfera.

3. De dónde viene la basura espacial.

En el documento “Orbital Debris Mitigation” de la NASA [13], se establecen cuatro fuentes principales para la basura espacial:

- Vehículos espaciales no operativos. Aproximadamente 2.400 vehículos espaciales no operativos continúan en órbita terrestre, pasando a ser considerados basura espacial y suponiendo una gran amenaza para los vehículos espaciales operativos.
- Etapas abandonadas de vehículos de lanzamiento. Más del 30 por ciento de éstas, aproximadamente 1.700, permanecen en órbita terrestre. En la Figura 5. se puede apreciar una etapa secundaria de un Delta II.



Figura 5. Etapa secundaria de un Delta II [13]

- Desechos relacionados con misiones. Durante los procesos de lanzamiento y despliegue de satélites se puede generar basura. Objetos como sensores, cubiertas de motores, correas, muelles eran frecuentemente abandonados en órbita terrestre durante los 1960s y 1970s.
- Desechos de fragmentación. La mayoría de la basura espacial proviene de los desechos de fragmentación. Generalmente, esta fragmentación es ocasionada por tres posibles causas: eventos anómalos, explosiones o colisiones.
 - Eventos anómalos. Más de 100 de estos eventos han sido relacionados con vehículos espaciales y etapas superiores. Muchos eventos son inducidos por el propio entorno, como cuando un satélite (operativo o no) colisiona con una partícula pequeña. Un ejemplo de evento anómalo es el Cosmic Background Explorer (COBE), lanzado en 1989, que pocos años después de ser lanzado emitió 76 piezas de basura de 10 cm cada una como mínimo. A pesar de los instrumentos científicos de los que dispone el satélite, como sensores térmicos, no se registró ningún cambio que pudiera ser causa de esa emisión de basura.
 - Explosiones. Hasta 2007 las explosiones de etapas superiores de vehículos lanzadores eran el mayor contribuyente a la generación de basura espacial. Muchas de las explosiones fueron accidentales y ocurrieron tras un correcto despliegue del satélite, generalmente entre 24 horas y dos décadas después del lanzamiento. Estas explosiones fueron provocadas la mayoría de las ocasiones por restos del propulsor que se incendió. Los resultados pueden ir desde unas pocas piezas hasta cientos de fragmentos acompañados de

numerosas piezas pequeñas y las velocidades de eyección pueden ir desde menos de 1 m/s hasta cientos de m/s. Se han identificado 200 explosiones que actualmente se evitan gracias a la pasivación de las etapas superiores. Esta pasivación consiste en la eliminación de cualquier forma de energía al final de la vida útil de un vehículo espacial, y es una de las medidas llevadas a cabo para evitar la generación continua de basura espacial.

- Colisiones. Tanto accidentales como intencionadas, las colisiones son responsables de mucha de la basura existente en órbita terrestre. Las colisiones que tienen lugar a velocidades elevadas generan una enorme cantidad de basura, con distribuciones similares a la generada por explosiones. Han tenido lugar varias colisiones, algunas de estas accidentales como la comentada anteriormente entre el Iridium 33 y el Cosmos 2251, que produjo 2000 piezas rastreables de gran tamaño y numerosas piezas de menor tamaño no localizables; y otras intencionadas, como la destrucción del Fengyun 1C también comentada. La cantidad de basura generada se puede observar en la *Tabla 1*.

La basura catalogada hace referencia a objetos que se encuentren en órbita terrestre que hayan sido identificados y cuya fuente de origen haya sido confirmada. Basándose en esta basura catalogada, los científicos establecen que un tercio de la basura actual proviene de tan solo 10 rupturas de satélites, que aparecen en la *Tabla 1*.

	Common Name	Owner	International Designator	Cataloged Debris*	Debris in Orbit*	Year of Breakup	Altitude of Breakup	Cause of Breakup
	Fengyun-1C	China	199-025A	3218	2989	2007	850 km	Intentional Collision
	Cosmos 2251	Russia	1993-036A	1559	1371	2009	790 km	Accidental Collision
	STEP 2 Rocket Body	USA	1994-029B	710	58	1996	625 km	Accidental Explosion
	Iridium 33	USA	1997-051C	567	487	2009	790 km	Accidental Collision
	Cosmos 2421	Russian	2006-025A	509	0	2008	410 km	Unknown
	SPOT 1 Rocket Body	France	1986-091C	492	32	1986	805 km	Accidental Explosion
	OV 2-1 / LCS 2 Rocket Body	USA	1965-082DM	473	35	1965	740 km	Accidental Explosion
	Nimbus 4 Rocket Body	USA	1970-025C	375	245	1970	1075 km	Accidental Explosion
	TES Rocket Body	India	2001-049D	370	111	2001	670 km	Accidental Explosion
	CBERS 1 Rocket Body	China	1999-057C	343	178	2000	740 km	Accidental Explosion

* As of March 2012

Total: 8616 Total: 5506

Tabla 1. Las 10 peores rupturas de satélites basándose en la basura catalogada [13]

Además de éstas, en el documento mencionado también destacan el descubrimiento de nuevas fuentes de basura espacial, como residuos de líquidos refrigerantes, efluentes de cohetes de combustible sólido y motas de pintura.

- Residuos de líquidos refrigerantes. En 1990 la NASA y el “Department of Defense” (DOD, “Departamento de Defensa”) trabajaron en un proyecto común con el Laboratorio MIT Lincoln, que permitió detectar basura de 5 mm de tamaño. A una altura de 900 - 1.000 km y una inclinación de 65° aparecieron 100.000 partículas de tamaño mayor a 5 mm que tenían una forma similar a esferas metálicas (*Figura 6*). Analizando su localización y apariencia, los científicos determinaron que esas partículas eran gotas de sodio potasio de los reactores nucleares de los vehículos espaciales soviéticos. A diferencia de las etapas superiores normales, en la que la sublimación es rápida y no perdura como basura orbital, el sodio potasio tiene un ritmo de sublimación muy largo. De todas las partículas de sodio potasio localizadas en LEO algunas tienen un tamaño entre 5 y 7 cm, pero la gran mayoría son tan pequeñas que ni siquiera pueden ser detectadas por la gran mayoría de detectores y son sólo visibles a través de los radares del Laboratorio Lincoln. Aquellas partículas de sodio potasio superiores a 1 cm suponen una amenaza para los satélites operativos por debajo de 850 km. Se han detectado impactos de gotas de sodio potasio en la ISS, aunque sin efectos dañinos.

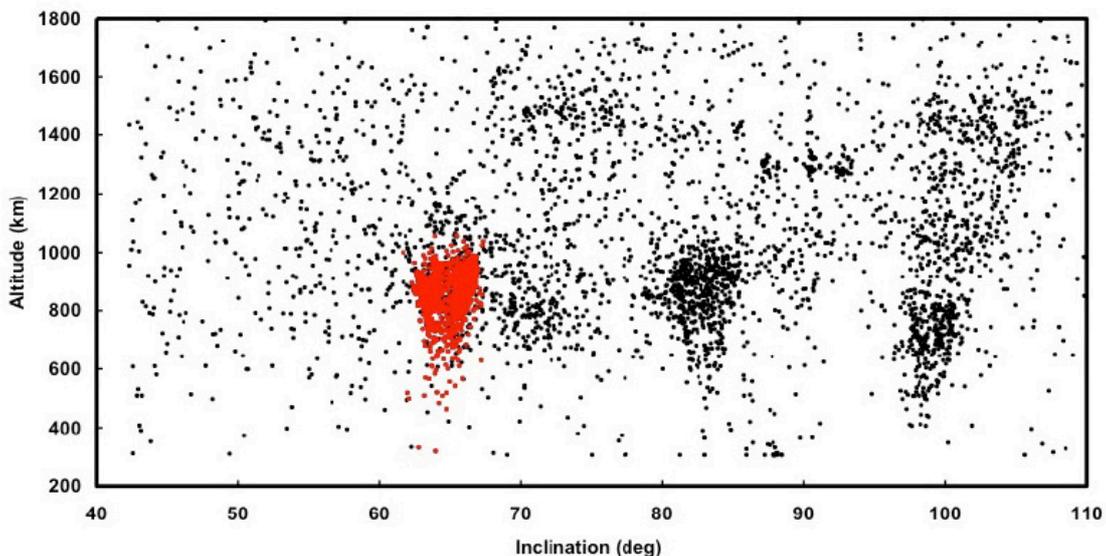


Figura 6. Gotas de sodio potasio descubiertas en 1990s [13]

- Efluentes de cohetes de combustible sólido. Estos constituyen otra nueva fuente de partículas de basura. Los cohetes de combustible sólido cuando se queman eyectan grandes cantidades de óxido de aluminio. Muchas de las partículas eyectadas son extremadamente pequeñas, entre 10 y 20 micras, y tienen tiempos de vida muy cortos. Sin embargo, como la presión disminuye después del impulso y al final de la combustión, se eyectan partículas de óxido de aluminio de gran tamaño. Esto ocurre porque el óxido de aluminio se acumula dentro del motor del cohete

durante el empuje y después de éste, la presión disminuye y aparecen estas grandes partículas.

- **Motas de pintura.** Para mejorar el control térmico, casi todos los vehículos espaciales son pintados. Muchas de estas partículas se separan creando un gran potencial de colisión con misiones activas. Aunque una mota de pintura no parezca una gran amenaza para un vehículo espacial, ésta puede causar daños. En 1983 se descubrió un cráter de 3 mm de ancho y 4 de profundo en la ventana del transbordador espacial Challenger, mientras llevaba a cabo su misión STS-7. Como estos cráteres microscópicos pueden tener efectos determinantes, los técnicos e ingenieros escaneaban cuidadosamente el cuerpo del transbordador espacial entre misiones. Muchos de los impactos de partículas de pintura no pueden apreciarse a simple vista, de manera que se utilizan microscopios para encontrar daños. Los residuos de cada cráter son extraídos minuciosamente y examinados para determinar su fuente.

4. El Síndrome de Kessler.

Como se comentará más adelante, el tiempo de vida de un escombros espacial en función de su altitud es de manera aproximada el siguiente:

- Un mes a 300 km de altitud.
- Poco más de un año a 400km de altitud.
- 25 años a 600km de altitud.
- Varios siglos a 800km de altitud.

Esto supondría muchos siglos para que el espacio quedará “limpio” por sí solo, asumiendo que no se vuelve generar basura espacial durante ese tiempo.

En 1978, Donald J.Kessler y Burt Cour-Palais publicaron en el “Journal of Geophysical Research” (Revista de Investigación Geofísica) un trabajo escrito titulado “Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt” [41] (Frecuencia de Colisión de Satélites Artificiales: La Creación de un Cinturón de Basura) En este documento, ellos explicaban que la interacción entre objetos espaciales supone un peligro: “...el flujo de basura crecerá exponencialmente con el tiempo”. Esta idea dio la señal de alarma en la comunidad científica a cerca de una posible reacción en cadena entre basura espacial.

Kessler continuó desarrollando su tesis, publicando en 1991 “Collisional cascading: The limits of population growth in low earth orbit” [42] (Colisiones en cascada: Los límites del crecimiento de la población en la órbita baja terrestre). Describía un escenario en el cual el volumen de basura en la órbita baja terrestre alcanzaba una “densidad crítica”. Por encima de este umbral, el incremento de colisiones entre objetos de basura espacial generaría más basura aún. Explicaba que si no se trataba este problema, la exploración espacial y las misiones de satélites, o el simple acceso al espacio se volverían imposibles.

Esto fue un proyecto teórico, pero rápidamente esta idea pasó a conocerse como “El Síndrome de Kessler”. En las *Figuras 7,8 y 9.*, obtenidas de un vídeo realizado por el Dr. Stuart Grey de la Universidad de Londres, se puede ver una representación de la evolución de la basura espacial, similar a la que aparece en el primer apartado. En este caso tampoco se encuentra a escala, pero puede ayudar a comprender el fenómeno que explicaba el astrofísico Kessler.



Figura 7. Representación de la basura espacial en 1957 [40]



Figura 8. Representación de la basura espacial en 1981 [40]

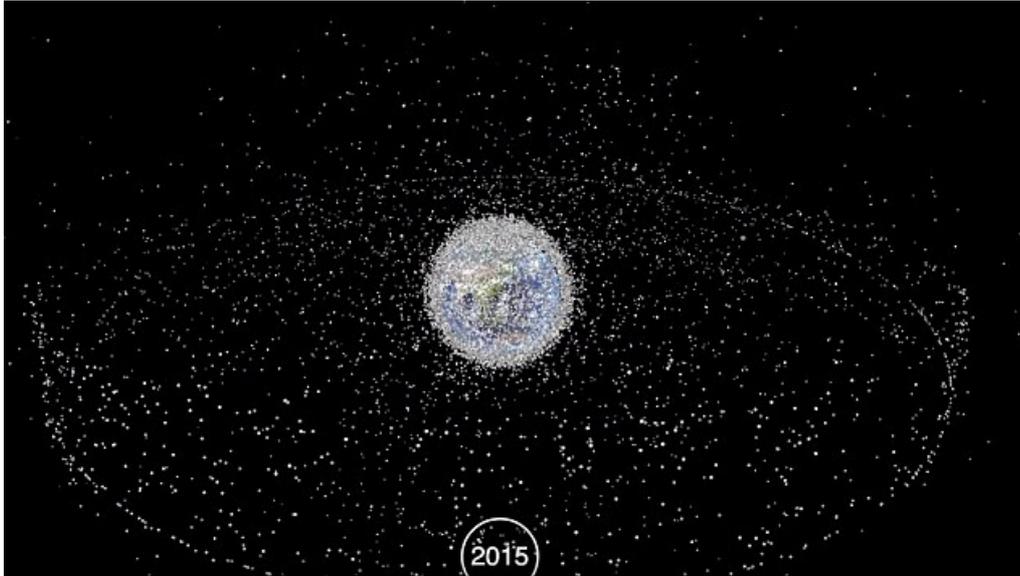


Figura 9. Representación de la basura espacial en 2015 [40]

Años después de la publicación de 1991, en Septiembre de 2015, Kessler daba su opinión sobre el asunto, explicando al “Marketplace” [43] (un periódico americano) que realmente se había alcanzado la “densidad crítica” mencionada anteriormente. La consecuencia: de ahora en adelante, la interacción entre toda la basura presente en el espacio generará más y más basura antes de que ésta sea eliminada.

5. Detección, catalogación y seguimiento de la basura espacial.

Después del lanzamiento del Sputnik en 1957, el “North American Aerospace Defense Command” (NORAD, “Comando de Defensa Aeroespacial Norteamericano”) comenzó a elaborar una base de datos conocida como “Space Object Catalog” (“Catálogo de Objetos Espaciales”), en la que se pretendía incluir todos los objetos lanzados al espacio.

Los rastreadores que alimentaban la base de datos descubrieron otros objetos en órbita, muchos de ellos resultado de explosiones. Algunos de ellos fueron generados intencionadamente durante las pruebas “anti-satellite weapon” (ASAT, “arma anti-satélite”) y otros eran el resultado de etapas de cohetes que estallaron en órbita al expandirse restos de carburante y romper sus tanques.

Para mejorar el seguimiento, el empleado de NORAD John Gabbard desarrolló una técnica para predecir las rutas orbitales de sus productos. Mediante gráficas de dispersión [64], estudió la nube de basura resultante de un evento singular, donde el perigeo y el apogeo de los distintos fragmentos eran graficados respecto a su periodo orbital. Sus diagramas aportan ideas importantes a cerca de las características de la fragmentación, la dirección y el punto de impacto. Sus estudios fueron utilizados para mejorar el modelado de la evolución orbital y el decaimiento y sus diagramas y gráficos son empleados extensamente a día de hoy.

Los radares y detectores ópticos como el lidar (dispositivo que permite determinar la distancia desde un emisor láser a un objeto o superficie utilizando un haz láser pulsado) son las herramientas más utilizadas para el seguimiento de la basura espacial. Aunque los objetos por debajo de 10 cm tienen estabilidad orbital reducida, la basura de 1 cm puede ser localizada, sin embargo determinar órbitas para mantener su registro es complicado. Por otra parte, mucha de la basura espacial permanece inobservada. El observatorio más importante es el “NASA Orbital Debris Observatory”, localizado en Nuevo México, que cuenta con dos telescopios.

El catálogo estadounidense, establecido a partir de medidas realizadas por telescopios y radares basados en tierra, así como telescopios empleados en el espacio, cuenta con casi 19.000 objetos registrados.

Otros datos son recogidos por el observatorio Goldstone (*Figura 10, izquierda*), situado en California; por el observatorio Haystack ubicado en Massachusetts (*Figura 10, derecha*), y por el radar Cobra Dane en Alaska.



Figura 10. Antena de 70 m en Goldstone y Radio Telescopio de Haystack [44,45]

En cuanto a Europa, en el norte de Escandinavia se encuentra el radar EISCAT, capaz de realizar observaciones de la basura espacial que se encuentra en la órbita baja terrestre incluso por debajo de 2 cm de tamaño.

De especial importancia es el telescopio de basura espacial de la ESA conocido como TIRA, por sus siglas en inglés “Tracking and Imaging Radar” (“Radar de Seguimiento y Representación”), del que se hablará a continuación.

Es difícil prever la situación futura en lo que concierne a la basura espacial, ya que depende de muchos factores como la actividad espacial futura, el grado de basura generado, la efectividad de las medidas adoptadas, etc. Para ello, la ESA cuenta con el “ESA’s MASTER”, un modelo ambiental de la basura espacial, el cual describe la distribución espacial y el flujo de las partículas como función de su tamaño y su localización en el espacio. Este modelo matemático tiene que ser validado con datos de medidas.

Europa tiene todavía capacidades muy limitadas para la detección y seguimiento de objetos espaciales. Como norma general, los radares son utilizados

principalmente para la caracterización de la población de basura espacial en LEO, mientras que los telescopios ópticos son utilizados para regiones orbitales más alejadas como la órbita geoestacionaria (GEO).

Europa actualmente no tiene un sistema de vigilancia espacial operativo, pero sí que dispone de un potente radar para detectar, seguir, trazar y representar la basura espacial, ubicado en el Centro de Investigación de Ciencia Aplicada llamado FGAN en Wachtberg, cerca de Bonn, en Alemania, y es llamado "FGAN Tracking and Imaging Radar (TIRA) System". Éste es utilizado para protección civil (determinación orbital y representación del riesgo de reentrada de objetos) y en un grado menor para estudios de investigación externa, por lo que FGAN coopera con diferentes instituciones en Alemania y fuera de ella a nivel nacional e internacional con organizaciones como DLR, ESA, NASA y NASDA.

Mediante experimentos a solas con el TIRA, o trabajando conjuntamente con el telescopio de 100m del Instituto Max-Planck de Radioastronomía en Effelsberg en Alemania (modo bi-estático), se pueden tomar capturas de las 24 horas de la población actual de basura espacial para proporcionar información estadística y parámetros orbitales aproximados para objetos menores de 1 cm a altitudes superiores a 1000km.

Los principales subsistemas del FGAN TIRA son una antena parabólica de 34m que aparece en la *Figura 11.*, un radar de seguimiento de banda estrecha monopolso en banda L y un radar de representación de alta resolución en banda Ku. La antena parabólica de 34m se encuentra en un pedestal de elevación sobre acimut, y es protegida de los efectos atmosféricos por un radomo de 49 metros de diámetro.

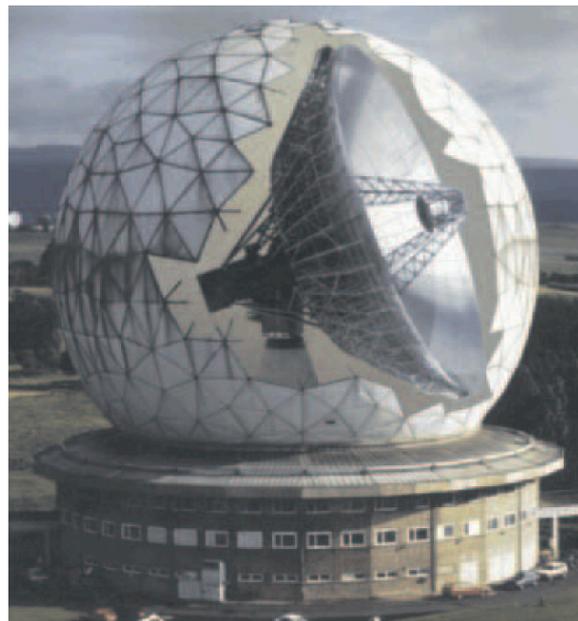


Figura 11. Radar TIRA, en Watchberg [8]

Las principales aplicaciones espaciales del TIRA son las siguientes:

- a) Búsqueda objetos espaciales y seguimiento (determinación de su órbita).
 - b) Caracterización del entorno de la basura espacial.
 - c) Validación de modelos de basura espacial.
 - d) Seguimiento de objetos con riesgo de reentrada.
-
- a) Para la búsqueda y seguimiento de los objetos espaciales, generalmente existe información disponible, como algunos elementos orbitales, el tamaño aproximado del objeto. El rayo del radar es dirigido a una posición

predeterminada en el espacio y una vez detecta el objeto, éste es trazado y se recogen vectores de observación que son computados, obteniendo pistas del movimiento intrínseco del objeto. Este modo de observación se llama “orientado al objetivo” y es utilizado cuando la incertidumbre en el conocimiento de la órbita de un objeto es inaceptablemente alta y se requiere información más precisa, como por ejemplo para maniobras de evitación de colisión de vehículos espaciales operativos, o para predicciones de reentrada de objetos potencialmente peligrosos.

- b) En cuanto a la caracterización del entorno de la basura espacial, una herramienta importante para la caracterización de escombros espaciales de tamaño pequeño son los llamados experimentos “beam-park”. En este modo operativo, el haz del radar se mantiene en una dirección fija respecto a la Tierra y todos los objetos que atraviesan dicho haz son registrados y sus parámetros orbitales calculados. El FGAN es capaz de detectar objetos de 2cm de tamaño a una distancia de 1000km. Esta información primaria de la población de basura espacial de pequeño tamaño en LEO puede ser utilizada para validar los modelos de basura espacial que se citarán en la tercera de las aplicaciones.

Varios radares estadounidenses llevan a cabo experimentos “beam-park”, como el Haystack y el Goldstone , citados anteriormente, o el Kwajalein que se encuentra en el Pacífico. Hasta hace poco, el Haystack era la única fuente de datos para objetos de 2mm de tamaño. Entre 1990 y 1994 se observó la basura espacial durante más de 3000 horas y los resultados de estas medidas influenciaron en muchos modelos de basura espacial.

En Europa la primera iniciativa “beam-park” tuvo lugar en 1993, durante un experimento de 10 horas de duración en el que quedó demostrada la capacidad del radar TIRA de banda L para detectar basura espacial de tamaño pequeño. En Diciembre de 1994, dicho radar de banda L operó en modo “beam-park” durante 24 horas junto al radar inglés Fylingdales Phased-Array. El telescopio inglés de 20cm Herstmonceux también operó durante 3 horas con buenas condiciones climatológicas. Todos los sensores fueron dirigidos al centro del mismo volumen observado.

En 1995 y 1996 se introdujeron modificaciones de hardware para mejorar la sensibilidad del TIRA: se colocaron nuevos amplificadores de bajo ruido (0.3dB) a los receptores de banda L. En el lado del transmisor, se reconstruyeron dos plataformas de modulación para que éste operara a niveles de potencias pico mayores (aumentando desde 1 hasta cerca de 2.5 MW) reduciendo el ruido entre pulsos. Estas modificaciones prácticamente duplicaron la distancia a la cuál los objetos podían ser detectados.

Una tercera campaña de medición fue llevada a cabo el 25 de Noviembre de 1996, en la que el TIRA operó en el modo biestático “COoperative BEAM-park” (COBEAM) durante 24 horas. Para ésta se instaló un segundo sistema colector de datos, una antena parabólica de 100 metros

en Bad Münstereifel Effelsberg, en Alemania, operado por el instituto Max-Plack de Radioastronomía en Bonn, a 21 km del sistema TIRA. El radar estadounidense Haystack operó el mismo día y durante la misma semana también lo hizo el radar TRADEX en Kwajalein. En 2002 ya se habían realizado 4 experimentos más de 24 horas, y se planeó realizar una o dos campañas por año para vigilar el cambio constante en el riesgo de colisiones.

Las capacidades de procesamiento de datos mejoraron, permitiendo en 2000 y 2001 una extensión para cubrir distancias desde 350 a 2000 km. En la siguiente gráfica (*Figura 12*) se muestra la altitud en función de la inclinación Doppler para los 471 objetos detectados en Octubre del 2000. De ellos, solo 94 aparecen en el "US Space Command Catalogue". En la gráfica se pueden apreciar las gotas de NaK a 900 km y 65° de inclinación, así como la constelación Globalstar a 1400 km y 55° de inclinación.

Los resultados principales de estos experimentos, sin embargo son las comparaciones ofrecidas con los modelos de basura espacial. Cada experimento de 24 horas confirma que nuestro entendimiento y modelado del entorno de la basura espacial es incompleto. Los datos de observaciones han sido y seguirán siendo utilizados para mejorar nuestros modelos de basura espacial.

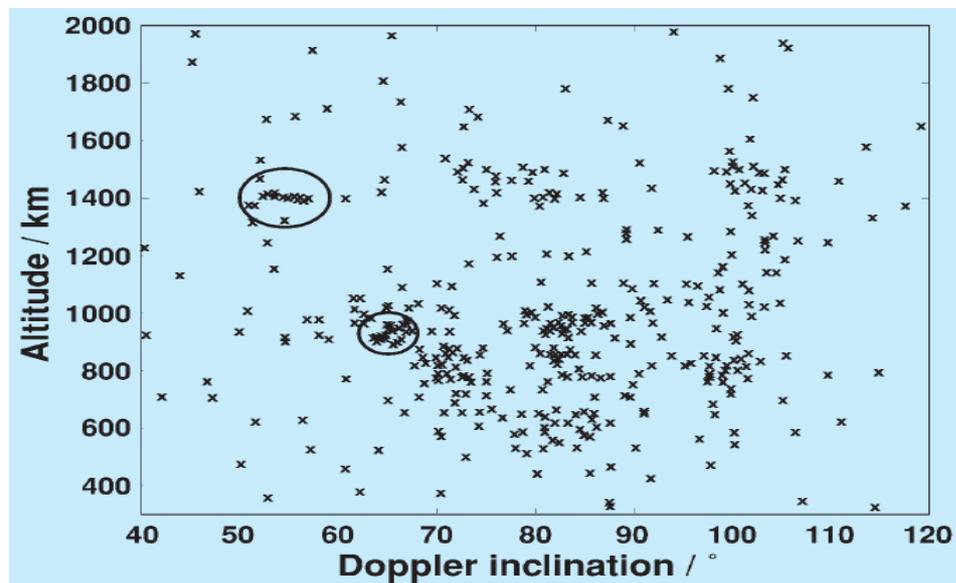


Figura 12. Altitud vs Inclinación Doppler para los objetos detectados en el experimento "beam-park" de Octubre del año 2000 [8]

- c) Así llegamos a la tercera de las aplicaciones, la validación de modelos de basura espacial. Estos modelos matemáticos se desarrollaron para describir la distribución espacial de los escombros espaciales y los meteoritos. El modelo referencia de la ESA para basura espacial y meteoritos se llama 'MASTER'. El modelo MASTER 99 está basado en la población de basura espacial catalogada, en él tienen en cuenta partículas hasta de 1 micra.

Para la construcción de uno de estos modelos se tienen que tomar varias suposiciones que introducen incertidumbre. Muchos modelos toman los objetos catalogados como base y añaden fragmentos de las rupturas conocidas de 1 micra a 50 cm para completarlo. La incertidumbre en los modelos aumenta considerablemente al disminuir el tamaño de los objetos. Sin embargo, se puede conseguir una validación de modelos en el rango de tamaño de pocos milímetros a 50 cm gracias a campañas de medida basadas en tierra con radares como el TIRA.

- d) En cuanto al seguimiento de objetos con riesgo de reentrada, los que presentan peligro de alcanzar la Tierra son aquellos de mayor tamaño. Las fuerzas aerodinámicas varían progresivamente la trayectoria dificultando un modelado preciso. Ejemplos de reentradas son el Skylab, Kosmos-954 y Salyut-7. La capacidad del radar TIRA de representar objetos espaciales también juega un papel importante para la investigación de la basura espacial.

Además de éstas, el radar TIRA cuenta con alguna aplicación más, como la representación de objetos espaciales (verificación de procedimientos operacionales, determinación de actitud, operaciones de emergencia, análisis de fragmentaciones) y las mediciones de tormentas de meteoritos.

6. Casos reales. Impactos. Maniobras de evasión.

En cuanto a colisiones reales con basura espacial que hayan ocurrido a lo largo de la historia, las más importantes han sido comentadas en el apartado “De dónde viene la basura espacial” y aparecen en las primeras posiciones de la *Tabla 1*. Pero éstas no fueron las primeras.

En 1981, la Unión Soviética ya pensaba que su satélite Cosmos 1275 había desaparecido como consecuencia de un impacto con basura espacial. Más tarde, en 1991, el Cerise, un satélite de reconocimiento militar francés de 50 kg, recibió el impacto de un fragmento catalogado de la fase superior de un Ariane que viajaba a 50.000 km/h, con la consecuencia de que una sección de 4,2 metros del mástil de estabilización por gradiente de gravedad quedó destruida. Éste es el primer caso del que se tiene constancia fehaciente de la colisión.

En 1993, la primera misión de mantenimiento encontró un orificio de más de 1 centímetro de diámetro en una antena de alta ganancia montada en el telescopio espacial Hubble.

Pero la evidencia de la degradación del entorno espacial es aportada por el incremento en el número de “encuentros cercanos” en el espacio. Es por esto el importante papel del seguimiento de los escombros espaciales en orden a prevenir y evitar futuras colisiones. Varias veces por semana, el plan de vuelo del satélite de observación terrestre ERS-2 (cuya órbita fue reducida a 570 km en 2011 para reentrar en la atmósfera “dentro de 25 años”) de la ESA experimenta encuentros cercanos e incluso colisiones con objetos catalogados.

Si la probabilidad de colisión excede una cierta tolerancia, se llevan a cabo las denominadas “maniobras de evitación”. El procedimiento es conocido como “Collision Avoidance Maneuver” (CAM, “Maniobra de Evitación de Colisión”).

La primera maniobra reconocida de evitación de una colisión de la lanzadera espacial fue en septiembre de 1991. Hubo que realizar un encendido del sistema de control durante 7 segundos, para evitar un posible encuentro con restos del satélite *Kosmos-955*.

La ESA llevó a cabo dos maniobras de evasión con el vehículo espacial ERS-1 en Junio de 1997 y Marzo de 1998.

En junio de 2006, una pieza, identificada posteriormente como componente de un satélite militar estadounidense fuera de servicio, pasó a tan sólo dos kilómetros de la estación espacial internacional, hecho que obligó a iniciar los preparativos para una evacuación de urgencia. El acercamiento concluyó sin incidentes.

En Marzo de 2009, un objeto catalogado como “25090 PAM-D” presentaba un alto potencial de amenaza para la ISS. Los tripulantes se refugiaron en la Soyuz para aumentar su seguridad en caso de impacto, y permanecieron preparados para realizar una salida de emergencia en caso de que fuera necesario.

En diciembre de 2012 tuvo lugar otra corrección de la órbita de la Estación Espacial Internacional, esta vez aumentando la altura media de su órbita 0.9 km. El objetivo era mejorar las condiciones para el acoplamiento de la nave Soyuz TMA-07M, y comprobar el nuevo protocolo “Pre-Determined Debris Avoidance Maneuver” (PDAM, “Maniobra Predeterminada de Evitación de Basura”), que permite a la estación evitar colisiones con fragmentos de basura espacial en plazos reducidos (apenas tres horas antes de que se acerquen). La ISS es también amenazada rutinariamente por los llamados “Micrometeoroid Orbital Debris” (MMOD).

En Junio de 2015 la estación realizó una maniobra para evitar la colisión con un cohete Minotaur. El empuje fue aportado por los motores del vehículo espacial acoplado Progress M-26M, como había sido decidido por los controladores de la ISS. La combustión duró 5 minutos y 22 segundos, variando ligeramente la órbita de la estación para alejarse de la amenaza. Actualmente, gracias al buen seguimiento orbital, muchas de las amenazas son previstas y evaluadas con tiempo para evitarlas.

7. Iniciativas.

A lo largo del siglo XX y XXI, se han llevado a cabo iniciativas a nivel internacional, para mitigar estos residuos espaciales.

La NASA estableció en 1979 el “Orbital Debris Program” (Programa de Basura Orbital) en el Johnson Space Center para abordar los problemas y tratar de liderar la investigación de basura espacial. El programa está íntimamente relacionado con el “Department of Defense” (DOD, “Departamento de Defensa”), trabajando en diferentes áreas para apoyar el objetivo de continuar la exploración espacial evitando cualquier impacto con basura espacial.

Las actividades de este programa son cuatro: investigación de las características de la basura espacial; apoyo a la sede central de la NASA y a otras agencias proporcionando asistencia técnica, así como un plano normativo; participación con organismos internacionales para debatir sobre los distintos problemas asociados a la basura espacial y establecer directrices para la acción internacional y protocolos para eliminarla; y evaluar el riesgo de daños por reentradas de satélites.

A su vez, el programa se centra en tres áreas clave: medidas, modelado y evaluación del riesgo. Para las medidas se realizan observaciones tanto basadas en el espacio como en tierra, como por ejemplo el radar Haystack banda X, capaz de detectar objetos menores a 5 milímetros. En cuanto al modelado, la NASA ha desarrollado modelos que describen y caracterizan el entorno actual y futuro de la basura espacial. El modelo evolutivo LEGEND predice este entorno futuro y el modelo de ingeniería ORDEM 3.0 analiza el riesgo de impacto entre residuos espaciales y vehículos espaciales. Por último, para la evaluación del riesgo la NASA cuenta con el programa SBRAM, que permite analizar amenazas de colisión en tiempo real para vehículos espaciales operativos inmediatamente después de producirse una fragmentación en el espacio.

En 1990 un grupo conocido como “Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC) (*Figura 13*) comenzó a trabajar en las que llamaron “Space Debris Mitigation Guidelines” (“Guías para la Reducción de Basura Espacial”), proponiendo una serie de directrices en 2002 que fueron desarrolladas en una versión mejorada en 2007 [65]. En ambos casos las directrices fueron descritas como no obligatorias, pero incluso como estándares son útiles y deberían aplicarse. Los objetivos de estas guías o directrices son los siguientes:

- Prevenir fragmentaciones en órbita.
- Eliminar vehículos espaciales y etapas orbitales que hayan alcanzado el final de su misión en las regiones orbitales densamente pobladas.
- Limitar los objetos liberados durante las operaciones.



Figura 13. “Inter-Agency Space Debris Coordination Committee” (IADC) [46]

Las directrices publicadas en Diciembre de 2007 son las siguientes siete:

- Directriz 1. Limitar la basura liberada durante las operaciones.
- Directriz 2. Minimizar la posibilidad de rupturas durante las fases operacionales.
- Directriz 3. Limitar la probabilidad de colisiones accidentales en órbita.
- Directriz 4. Evitar destrucciones intencionadas y otras actividades dañinas.
- Directriz 5. Minimizar la posibilidad de rupturas post-misión debidas a la energía almacenada. Papel importante en este sentido lo juega la pasivación comentada anteriormente en el apartado de las explosiones.
- Directriz 6. Limitar a largo plazo la presencia en la órbita baja terrestre (LEO) de vehículos espaciales y etapas orbitales de vehículos de lanzamiento después de su misión. En este sentido se establece un tiempo máximo de 25 años para eliminar la basura espacial al final de su vida útil.
- Directriz 7. Limitar la interferencia a largo plazo entre vehículos espaciales y vehículos de lanzamiento.

Hoy el IADC continúa mejorando estas directrices y el “UN Comitee on the Peaceful Uses of Outer Space” (UN COPUOS) ha creado un grupo de trabajo en el “Long Term Sustainability of Space Activities” (LTSSA, “Sostenibilidad a Largo Plazo de las Actividades Espaciales”), dentro del cual se encuentra el llamado Grupo Experto B, que tiene la tarea clave para tratar la basura espacial y su mitigación. Concretamente la tarea del grupo consiste en trabajar en la llamada “Basura Espacial, Operaciones Espaciales y Herramientas para Apoyar y Colaborar en el Conocimiento de la Situación Espacial”.

A pesar del progreso realizado al desarrollar las directrices, continúan existiendo problemas permanentes en esta área, que se comentarán en el siguiente apartado.

8. Cuestiones legales para la eliminación activa de basura espacial.

Desde los inicios de la conquista del espacio, las naciones con capacidad espacial establecieron diversos acuerdos.

Aún así, el derecho internacional del espacio es bastante reducido, especialmente en lo que se refiere al tema de objetos espaciales y basura espacial. El derecho internacional del espacio fue redactado durante un corto periodo de tiempo entre 1963 y 1972 y no tiene en cuenta lo mucho que ha cambiado el espacio exterior en las últimas cuatro décadas.

Existen diferentes medios de control y regulación internacional y los instrumentos legales oportunos relacionados con la basura espacial y su eliminación. Actualmente constituyen instrumentos jurídicos internacionales: los principios de derecho internacional elaborados antes del “Outer Space Treaty” (“Tratado del Espacio Exterior”) establecidos dentro del sistema de Naciones Unidas en 1963; el “Outer Space Treaty” de 1967, que evolucionó a partir de las discusiones consensuadas en el seno de UN COPUOS; la posterior Convención de Responsabilidad de 1972 adoptada por la Asamblea General de las Naciones Unidas; y la Convención para el Registro de Objetos Lanzados de 1975.

En 1967, el Tratado del Espacio Ultraterrestre, formalmente el Tratado de Principios que Gobiernan las Actividades de los Estados en la Exploración y Uso del Espacio Exterior, incluyendo la Luna y Otros Cuerpos Celestes, conforma la base del derecho espacial internacional. El tratado fue abierto a firma por los Estados Unidos, Reino Unido y la Unión Soviética en enero de 1967, y entró en vigor el 10 de Octubre del mismo año. En 2013 formaban parte del tratado 102 países y 27 habían firmado pero no habían completado la ratificación.

La conclusión principal de este tratado es que éste representa el marco básico legal del derecho espacial internacional. Entre sus principios se prohíbe a los estados miembros la colocación y utilización de armas nucleares y de cualquier otro tipo de armas de destrucción masiva en órbita terrestre, así como la instalación de estas en la Luna, en cualquier otro cuerpo celeste o en cualquier estación ubicada en el Espacio Exterior.

Más tarde, en 1972 tuvo lugar la Convención de Responsabilidad Internacional para Daños Causados por Objetos Espaciales, también conocida como Convención de Responsabilidad Espacial, adoptada por la Asamblea General de las Naciones Unidas; un tratado que expande las normas de responsabilidad creadas en el Tratado del Espacio Exterior de 1967. Debido a los pocos accidentes que han tenido lugar como resultado de objetos espaciales, el tratado nunca había sido invocado. Sin embargo, el choque en 1978 del satélite soviético de propulsor nuclear Cosmos 954 en territorio de Canadá condujo a una reclamación bajo la Convención.

El contenido principal de esta convención es que cada uno de los estados asume la responsabilidad internacional de todos los objetos que hayan sido lanzados en el interior de su territorio. Así, en ésta se elaboró el artículo VII del Tratado del Espacio Exterior que abordaba el problema de la responsabilidad y que imponía una absoluta responsabilidad en el “Estado Lanzador”, sin tener en cuenta el hecho de que el lanzamiento pueda haber tenido lugar desde otro país o empresa privada localizada en cualquier lugar del mundo.

Además de éstas, también existe la Resolución 1721 (XVI) adoptada por la Asamblea General de Naciones Unidas en 1961 que llamaba a todos los estados lanzadores de objetos espaciales a facilitar información inmediata al COPUOS a través del secretario general para el registro de los lanzamientos. Ésta evolucionó en el último tratado internacional que fue firmado en 1975, la Convención para el Registro de Objetos Lanzados en el Espacio Exterior, firmado por diferentes estados para obtener transparencia en relación con la militarización del espacio. Así, accedieron al registro de todos los objetos espaciales localizables. En Julio de 2014 contaba con 62 partes y 4 firmantes.

A su vez, también existen modelos de leyes nacionales que definen la práctica para un país en concreto, pero que podría servir de ayuda para establecerse en otros países.

Realmente, no hay proceso legal ni jurisprudencia para accidentes espaciales debido a varias barreras legales y políticas:

- La víctima debe probar la culpa (complejo desde tierra).
- La base de datos de objetos espaciales es americana y políticamente no confiable para negociación internacional. Además, el gobierno americano ha reducido el presupuesto destinado a vigilancia espacial, lo que impacta en la calidad de los datos.
- El deseo político es deficiente.
- El estado es responsable de cualquier daño, de manera que las negociaciones son pesadas y largas.

Además, las barreras legales entorpecen a las compañías externas para limpiar el espacio, ya que necesitan tres niveles de autorización:

- País lanzador del objeto espacial.
- País de registro del objeto espacial.
- Propietario del objeto espacial.

Así, a día de hoy existen una serie de problemas que necesitan ser abordados para facilitar la oportunidad de cualquier proyecto de trabajar en la eliminación de basura espacial. Estos problemas, de difícil solución, ya que las modificaciones del Tratado del Espacio Exterior de 1967 y de la Convención de Responsabilidad de 1972 son bastante improbables, son los siguientes:

- La Convención de Responsabilidad y la de Registro solo define “objetos espaciales, pero en ningún lugar aparece una definición clara y amplia del término “basura espacial” en tratados existentes del espacio ultraterrestre.

En ninguna de las tres fuentes que comentábamos existe una distinción entre un objeto espacial operativo e inoperativo. Así, nada cambia cuando un objeto espacial operativo deja de ser funcional y se convierte por lo tanto en basura espacial. Es necesaria una definición sin ambigüedades de qué debe ser considerado basura espacial y el significado específico que pueda ser utilizado para diferenciar un “objeto espacial” de un “elemento de basura espacial”.

- Muchos de los métodos para eliminar la basura espacial podrían ser considerados “armas espaciales” bajo el “Outer Space Treaty”.
- En el artículo VIII del Tratado del Espacio Exterior establece que: “El estado miembro del tratado en cuyo registro figura el objeto lanzado al espacio ultraterrestre, retendrá su jurisdicción y control sobre ese objeto así como sobre todo el personal que vaya en él, mientras se encuentre en el espacio ultraterrestre o en un cuerpo celeste”. Una segunda prioridad es si se debe establecer un mecanismo para transferir estas responsabilidades desde el “Estado Lanzador” a otra entidad. Esto implica cuestiones como el hecho de si la responsabilidad puede ser transferida a un “no estado” como una entidad privada, una organización internacional o un consorcio que incluya corporaciones, organizaciones internacionales y estados, o si el estado lanzador puede transferir su propiedad en términos de responsabilidad a otra entidad y cómo podría llevarse a cabo de manera formal.
- El derecho internacional existente no crea incentivos para “limpiar” la basura espacial y no existe ningún organismo específico o cualquier otra agencia o institución internacional que tenga autoridad legal o regulatoria para la eliminación activa de basura espacial. De hecho no hay ninguna tecnología probada que pueda ser efectiva para eliminar toda la basura orbital. El trabajo común debería ir enfocado a la obtención de un organismo o regulador oficial.

9. Superación de las barreras económicas.

Reducir las barreras legales no será suficiente para la creación de un mercado de servicio “Active Debris Removal” (ADR, “Eliminación Activa de Basura Espacial”).

Dejando a un lado los problemas político-legales que tanto impiden el desarrollo de esta ADR, es evidente la existencia, a su vez, de grandes barreras económicas. Los costes de desarrollo son demasiado elevados para ser avalados por los productores de vehículos espaciales, siendo necesario un apoyo financiero o instituciones para hacer que las industrias se impliquen en este mercado. La incentivación debería ser mediante la definición de un modelo comercial válido que pueda ofrecer beneficios comerciales.

Pero el modelo de ingresos aportado por la “Eliminación Activa de Basura Espacial” no está basado en un modelo de comercio clásico que entregue

beneficios a sus clientes, sino en una probabilidad de conservar los beneficios actuales. De hecho, el valor de la ADR reside principalmente en salvaguardar las actividades espaciales a largo plazo, y no necesariamente en proporcionar beneficios directos para los productores ADR. El mayor reto a día de hoy es convencer a las industrias de que existe un modelo comercial correspondiente a las tecnologías ADR, y que el coste de no hacer nada puede ser peor que intentar de implementar soluciones a partir de ahora. Esto podría dar valor al mercado del servicio ADR.

Otra manera de darle valor a este modelo comercial sería aportando el mecanismo de ingresos. Una de las ideas para financiar las soluciones ADR es que estos ingresos podrían darse a través de algunos fondos que podrían ser obtenidos en forma de tasas. Estas tasas serían impuestas a los lanzadores de satélites.

M.Ansdell explica en “Active Space Debris Removal: needs, implications, and recommendations for today’s geopolitical environment” (“Eliminación Activa de Basura Espacial: necesidades, implicaciones, y recomendaciones para el entorno geopolítico actual”) que la suma de la tasa podría ser calculada en relación al cálculo del “potencial de basura de la misión”. No pagaría sólo el operador del lanzamiento, también lo harían los productores de satélites, el proveedor de servicios y el autor de la misión. Para el cálculo del valor de la tasa, M.Emanuelli apunta que la determinación de este valor debe tener en consideración el riesgo de colisión que pueda generar en un futuro la basura.

Esta solución está basada en el análisis externo de Pigou en 1920 en “The Economics of Welfare”. Él fue uno de los primeros en establecer la idea de los “polluter pays” (el principio de quien contamina, paga), principio para resolver el problema de reducir la contaminación. En el caso del espacio, la contaminación puede asemejarse a la basura espacial. Esta contaminación se da cuando el satélite deja de estar en servicio. Así, parece justo y razonable estimar un “potencial de basura” previamente al lanzamiento, que determine la tasa.

10. Antecedentes. “Servicios en órbita”.

Los “servicios en órbita” están íntimamente relacionados con la eliminación de basura espacial. En muchos casos, existen programas para dar servicios en órbita (on-orbit servicing) que podrían ser utilizados también en los programas de retirada de basura espacial. La diversidad de las aproximaciones y su grado de desarrollo es bastante grande.

Los siguientes cinco programas han sido financiados por el Gobierno de Estados Unidos y por la Agencia Espacial Alemana (DLR), todos caracterizados por el uso de sistemas espaciales robóticos. Éstos programas podrían llegar a entenderse como antecedentes a los proyectos de eliminación de basura espacial, ya que su relación es estrecha como hemos comentado. Han sido elaborados para conseguir una alta precisión en aproximaciones muy cercanas a otros vehículos espaciales o para adjuntarlos a otro vehículo espacial y realizar reparaciones con el objetivo de, si fuera necesario, tener la posibilidad de

desorbitar o de reubicar en otra órbita como las conocidas “órbitas de aparcamiento”.

- **Orbital Express Space Operations Mission.** Fue un experimento común entre la U.S. Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA) y el Centro Marshall Spaceflight lanzado el 8 de Marzo de 2007 con el lanzador Atlas V. El proyecto involucraba a dos vehículos, uno grande llamado ASTRO o vehículo “servicio”, y otro pequeño llamado NEXTSat que jugaba el papel de “cliente”. Este proyecto es relevante para la eliminación activa de basura espacial en al menos dos aspectos: esas maniobras de proximidad en el espacio y su posible captura es un aspecto crítico para la ADR, como se comentará más adelante; y si es posible realizar un servicio en órbita para reabastecer combustible, baterías, sistemas electrónicos y antenas, la cantidad de satélites lanzados a órbita disminuirá, disminuyendo así la creación de basura espacial.

ASTRO es el acrónimo de Autonomous Space Transport Robotic Operations. Es un satélite con una masa total de 1000 kg que fue repostado con 140 kg de propulsor de hidracina. Su altura y diámetro estaban cerca de 2 m y contaba con un brazo robótico para captura y acoplamiento manual, durante el cual fue posible recargar el combustible o readaptar elementos del vehículo NEXTSat. Éste pesaba sólo 225 kg y tenía un diámetro de 1 m. En la *Figura 14.* se observa a ambos vehículos en órbita.



Figura 14. El vehículo de “Servicio” ASTRO y el pequeño NEXTSat [47]

El programa tuvo un coste de 300 millones de dólares para el diseño, fabricación y lanzamiento. Este fue el primer programa experimental de “servicio en órbita”, aunque Japón en los 90 (por ejemplo la entonces NASDA y ahora JAXA) fue capaz de llevar a cabo el primer encuentro robótico entre dos vehículos espaciales en órbita bajo su programa satélite test experimental (ETS).

- Deutsche Orbitale Servicing (DEOS). En este proyecto de la Agencia Espacial Alemana (DLR), similar al anterior, un vehículo espacial llamado "Servicer" aporta servicio en órbita. El objetivo específico de DEOS es demostrar cómo un vehículo espacial inoperativo "Client" que se encuentra girando puede ser capturado y cómodamente reabastecido para continuar sus operaciones en lugar de convertirse en un vehículo no funcional y por lo tanto, en basura espacial. Además también existe la opción si algo no sale bien de desorbitar ambos vehículos. En la *Figura 15* se aporta una ilustración de las operaciones de control desde tierra y un satélite repetidor GEO que también puede ser utilizado para proporcionar comandos en órbita.

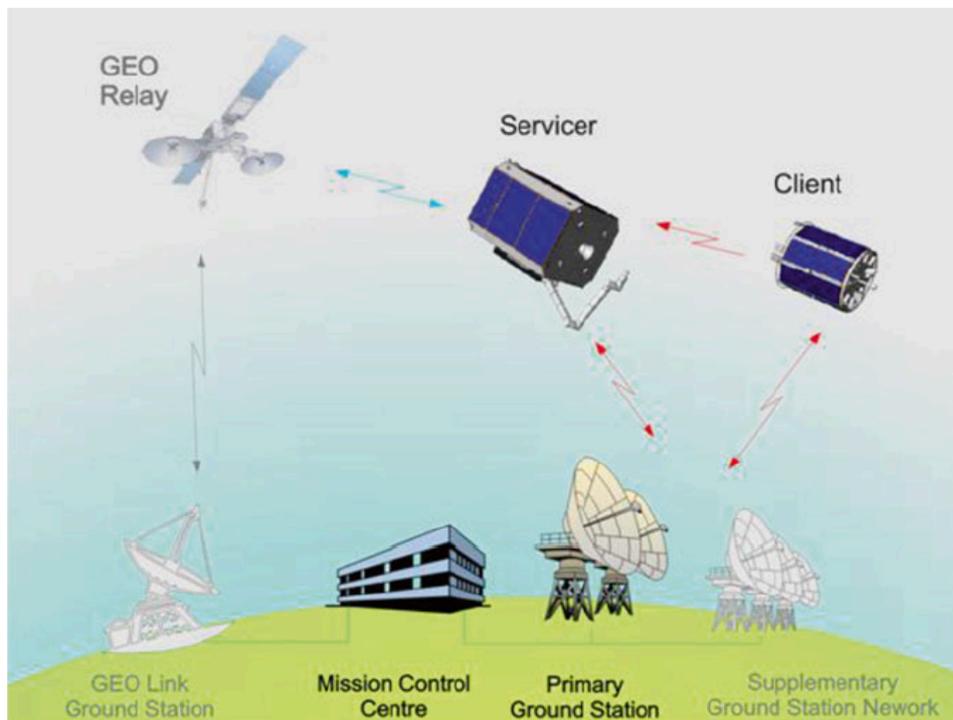


Figura 15. El "Servicer", "Client" y "Sistema de Control en Tierra" de DEOS [48]

Además, el "Servicer" también puede recargar el combustible de "Client", incluso instalar nuevos equipos mecánicos y eléctricos. En total se pensaban llevar a cabo siete experimentos. DEOS iba a estar listo para lanzamiento en 2018, pero fue cancelado después de la fase de definición.

- NASA Robotic Refueling Mission (RRM), en 2009. Fue llevado a la Estación Espacial Internacional (ISS) por el Atlantis Space Shuttle. Su tamaño es más o menos un metro cúbico y su masa 250 kg. El RRM incluía 1.7 L de etanol utilizados para demostrar la transferencia de fluidos en órbita. A su vez constaba con un gran número de herramientas que fueron utilizadas para realizar una serie de experimentos como reparaciones o reabastecimiento. Dichos experimentos confirmaron que una nave espacial no diseñada inicialmente para ser repostada o para

sufrir modificaciones en órbita podía ser repostada y modificada gracias a una serie de herramientas del RRM y al sistema robótico flexible disponible en la ISS a través del Canadarm 2 DEXTRE. El módulo RRM fue instalado en la plataforma ELC-4 (ExPRESS Logistics Carrier 4), lo que le permitió ser conectado a los comandos de tierra. Los controladores de misión de la NASA manejaban el robot DEXTRE para realizar a través de las herramientas del RRM una serie de tareas y servicios como manipular, cortar y reponer cableado, o transferir fluido y simular un repostaje transmitiendo el etanol de un tanque a otro utilizando una manguera robótica. Hay que destacar el hecho de que capacidades similares son necesarias para capturar un vehículo espacial inoperativo o una etapa superior e instalar un sistema que le permitiera una reentrada en la atmósfera.

- Phoenix Program por DARPA. Este programa puede ser considerado una extensión del Orbital Express en muchos sentidos. Está diseñado para llevar a cabo sus servicios en GEO a 36.000 km de la superficie terrestre, donde hay una mayor demanda de tele-comandos robóticos. Este no es sólo sobre servicios en órbita o capturas de satélites para trasladarlos a “órbitas parking”, también puede conseguir una completa nueva arquitectura para diseño de satélites, montaje y capacidades extendidas en órbita. Lleva el concepto de eliminar la basura espacial activamente a un nivel de recoger la basura espacial y reconstruirla en un nuevo vehículo espacial funcional en lugar de eliminarlo.
- Raven - El Experimento para el Encuentro Autónomo (*Figura 16*). Éste es una continuación de la Robotic Refueling Mission (RRM) de la NASA, esta vez como parte de la carga de pago del programa “Space Test Program-Houston 5” (STP-H5) del Departamento de Defensa. Su objetivo es permitir a futuros vehículos espaciales adjuntarse de manera autónoma sin haber sido diseñados para ello, es decir, dar a un vehículo espacial la habilidad de alcanzar a otro y acoplarse de manera autónoma. Fue lanzado a la ISS el 19 de Febrero del pasado año, donde permanecerá durante dos años. El robot DEXTRE de la ISS montó la carga de pago STP-H5 en la plataforma exterior ELC-1 de la estación espacial. El programa Raven cuenta con una tecnología conocida como SpaceCube. Los sensores del módulo actuarán como “ojos” mientras que el SpaceCube actúa como cerebro, analizando datos y transmitiendo a los distintos componentes qué hacer.



Figura 16. La plataforma STP-H5 colgando al final del brazo robótico Canadá en el exterior de la ISS [49]

11. Métodos para la eliminación de basura espacial.

En cuanto a la eliminación de basura espacial, se puede establecer una división entre una eliminación al final de la vida útil o eliminación post-misión conocida como PMD (Postmission Disposal); y una eliminación activa de basura espacial, conocida como ADR (Active Debris Removal), en la que un vehículo externo aporta el mecanismo a partir del cuál la eliminación es llevada a cabo. La primera es de especial importancia actualmente dadas las magnitudes que ha alcanzado la basura espacial. En relación a la PMD destaca la regla de los 25 años ya comentada, que establece un tiempo máximo de 25 años para eliminar la basura espacial al final de su vida útil.

En el ámbito de la ADR, muchos de los proyectos actuales para la eliminación de basura espacial involucran vehículos espaciales robóticos capaces de acoplarse a un elemento de basura orbital como una etapa superior de un cohete lanzador y luego desorbitar la basura junto con el vehículo robótico. Estos métodos son conocidos como “one-by-one”, ya que en cada una de las misiones solo se capturaría un elemento. Así, cualquier método puede ser intuitivamente clasificado en “one-by-one” o “captura simple”; o “one-by-many” o “captura múltiple”, en caso de que elimine varios elementos de basura espacial.

Como bien apuntaba Donald Kessler, una eliminación post-misión no es suficiente, siendo cada vez más necesaria la eliminación activa de basura espacial, al menos de los objetos más grandes con una mayor probabilidad de colisionar y generar mucha más basura.

Hay problemas aparentemente claros con la primera de las estrategias planteadas conocida como one-by-one, ya que es extremadamente cara, lenta y totalmente ineficiente. A continuación se explicarán brevemente algunos de los métodos pertenecientes a la estrategia one-by-one para luego pasar a los métodos tecnológicos que se entienden como potencialmente viables y que serían por lo tanto más efectivos que los primeros y suponiendo un coste menor que las misiones one-by-one.

Estos últimos podrían ser clasificados en las siguientes categorías:

- Láseres.
- Sistemas de desorbitación pasiva implementados al final de la vida útil.
- Métodos innovadores one-by-many.

11.1. One-by-one o captura simple.

Los métodos convencionales para la captura de elementos de basura espacial de uno en uno o “one-by-one” han sido demostrados en alguna ocasión.

Paradójicamente en relación a los inconvenientes comentados, a día de hoy es la opción que ha experimentado más desarrollo. Como se decía, supone un extremado coste, requiere de mucho tiempo y es completamente ineficiente si nos centramos en el tiempo que tarda en eliminar la basura, la cantidad de basura que elimina y el coste que supone.

Dentro de este grupo podemos encontrar diferentes alternativas a la hora de realizar la captura, como redes, arpones o brazos robóticos, por lo que se podría denominar a este grupo como “recolectores de basura espacial”.

En general, muchas de las tecnologías activas para la eliminación de basura espacial están equipadas con un componente para capturar, que debe permanecer sujeto a la basura hasta desorbitarla. La tarea crítica en esta captura de basura espacial consiste en mantener a salvo la basura, asegurar que no se genera más basura espacial.

En este tipo de misiones el tamaño de la basura a capturar varía entre grande y muy grande, estando limitada la capacidad de captura del vehículo por su propio tamaño. Este tipo de misiones ha sido validada en el espacio, y están en progreso nuevas misiones y demostraciones como el caso del proyecto RemoveDEBRIS, llevado a cabo por la Universidad de Surrey, que se comentará más adelante.

Los pasos para que el dispositivo se adjunte a la basura espacial y la desorbite consisten en, en primer lugar, encontrarse con el escombros utilizando la propulsión de lanzamiento más una pequeña suma de combustible extra. Más tarde, el dispositivo captura al escombros con su brazo robótico y lo estabiliza. A continuación, el dispositivo tendrá que desorbitar la basura utilizando

combustible como propulsión. Por último, comenzará la reentrada en la atmósfera que quemará la basura capturada y al dispositivo recolector, debido al calor extremo alcanzado durante la misma.

Un ejemplo de este tipo de método es el proyecto CleanSpace One, que aparece en la *Figura 17*. Es una iniciativa del Instituto Federal Suizo de Tecnología en Lausanne. El satélite realizará un encuentro, capturará y desorbitará basura espacial. Una reentrada destructiva destruirá los elementos capturados junto al propio CleanSpace One. Para demostrar este concepto el vehículo espacial capturará satélites SwissCube que hayan concluido su vida útil.

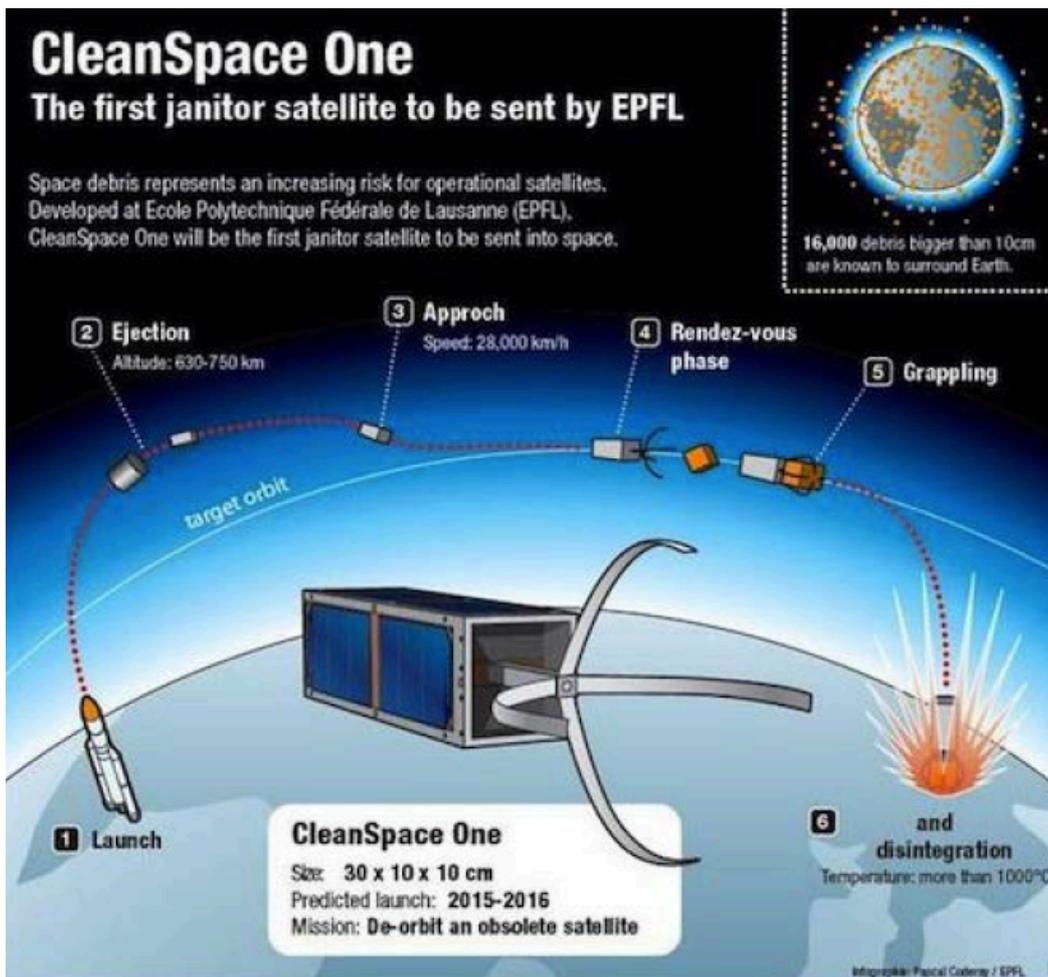


Figura 17. Trayectoria planeada para que el CleanSpaceOne desorbitar el CubeSat [50]

De acuerdo a los datos de los diseñadores, el peso del recolector estaría alrededor de los 600kg, y con él se eliminarían escombros de entre 600kg y 1 tonelada. Podría limpiar el espacio de sus mayores escombros en 38 años con un ritmo de un lanzamiento a la semana, o en 160 años con un ritmo de un lanzamiento al mes. A ritmo de 1 por 1, serían necesarios cerca de 2000 lanzamientos para eliminar 2000 escombros grandes.

A pesar de los grandes inconvenientes que presenta en cuanto a eficiencia, CleanSpaceOne es un proyecto parcialmente financiado y no se planea lanzar hasta dentro de varios años.

Por otra parte, otro de los “elementos capturadores” comentados consiste en las redes de captura. Los brazos robóticos pueden ser dañados por estructuras de pinzado inadecuadas, pudiendo dar lugar a sobrecargas. En cambio, las redes son menos susceptibles a ser dañadas por escombros y no rotarían después de la captura. Una debilidad de estas redes podría ser su gran tamaño, que las hace más vulnerables a ser dañadas por basura espacial de menor tamaño.

En este ámbito podría destacarse también el proyecto e.Deorbit de la ESA, desarrollado como parte de la iniciativa Clean Space [51]. Un vehículo espacial de 1600 kg será lanzado a bordo de un cohete Vega en órbita polar a una altitud de 800 – 1000 km. La idea es que una vez en órbita, el vehículo se encontrará con un satélite abandonado y lo capturará (*Figura 18*). Los mecanismos de captura posibles, todavía bajo estudio, son redes, arpones y brazos robóticos. Una vez capturado tendrá lugar una reentrada en la atmósfera sin poner en peligro a otros usuarios del espacio. La misión está prevista para 2024.

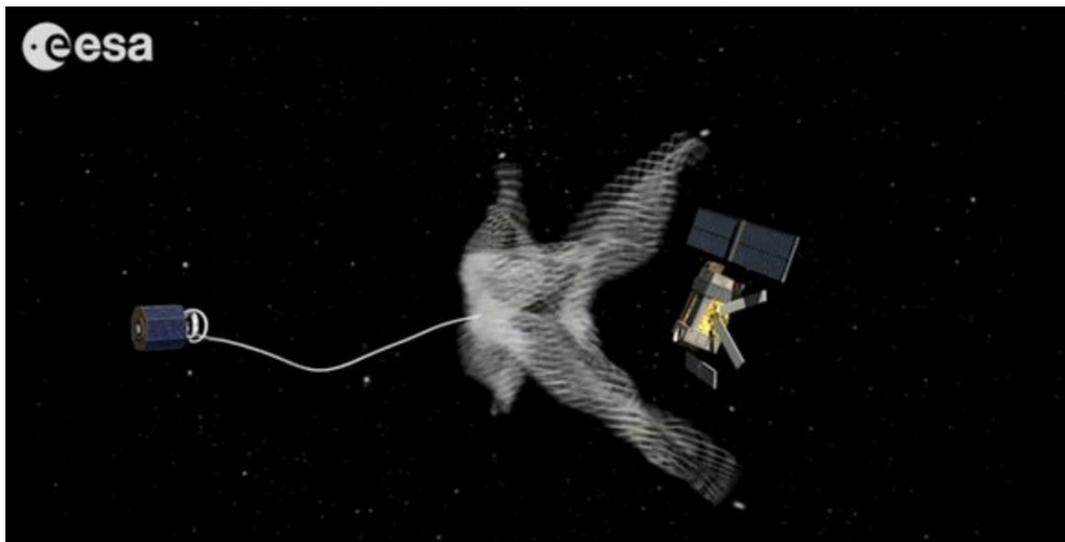


Figura 18. Representación de la captura de la futura misión e.Deorbit [51]

Por último, antes de dejar los métodos one-by-one, destaca en este ámbito el proyecto comentado anteriormente llamado RemoveDEBRIS, llevado a cabo por el Centro Espacial Surrey de la Universidad de Surrey en Reino Unido junto a la Comisión Europea. Se trata de una misión en la que se realizarán 4 experimentos: el primero consiste en una red, el segundo en un experimento “Vision-Based Navigation” (VBN, “Navegación Basada en la Visión”) que implementará un CubeSat, el tercero utilizará un arpón y un target desplegable, y el último empleará una vela de arrastre para permitir que el satélite se desorbite con mayor rapidez, quemándose en la atmósfera mucho antes de lo que lo haría sin la vela. Estas velas de arrastre formarían parte de los métodos de desorbitación pasiva que veremos más adelante. El proyecto será lanzado el

año que viene, convirtiéndose en uno de los pioneros en este área. La arquitectura empleada aparece en la *Figura 19*.

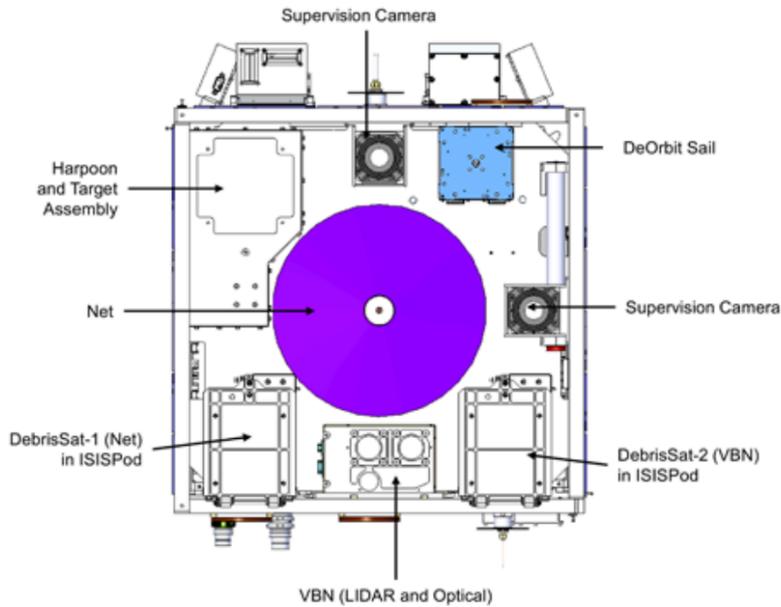


Figura 19. Arquitectura RemoveDEBRIS [18]

En cuanto a la secuencia en la que los distintos experimentos se llevarán a cabo, se puede observar en la *Figura 20*.

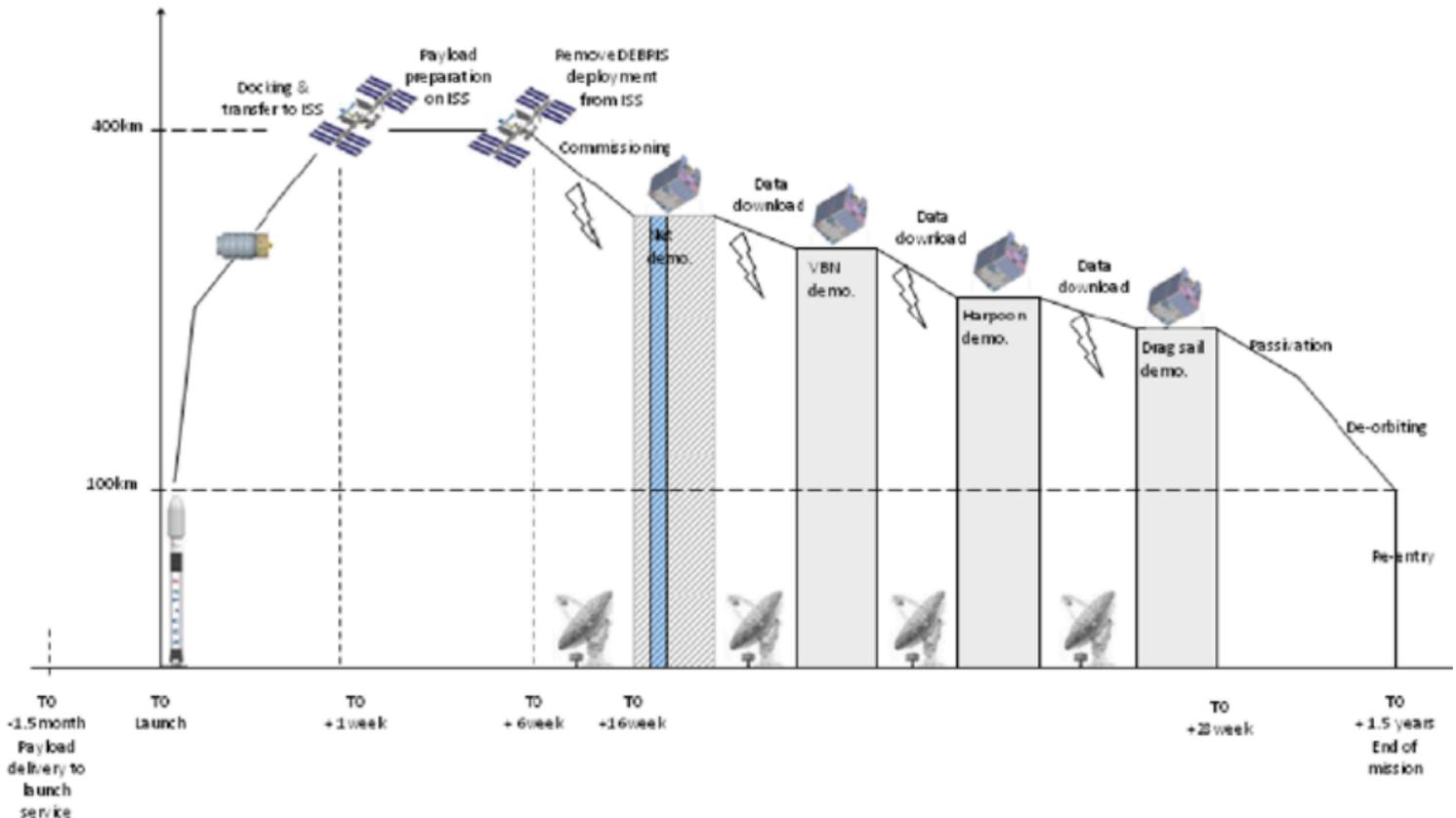


Figura 20. Cronología de los experimentos de la misión RemoveDEBRIS [18]

11.2. Láseres.

Este tipo de métodos puede aportar capacidades relevantes a la hora de combatir el problema de la basura espacial. La primera de ellas es la irradiación de un objeto de basura espacial cuando este presenta amenaza de colisionar con otro objeto, modificando la trayectoria del escombros y evitando el impacto. Esto podría consistir en un sistema de seguimiento basado en láser. A esas velocidades orbitales incluso un pequeño cambio en el periodo orbital puede ser suficiente para evitar una colisión.

Hay que señalar que este tipo de sistemas no constituirían ADR sino simplemente sistemas para evitación de colisiones. Sin embargo, sistemas láser mucho más potentes sí que podrían llegar a ofrecer una ADR. Estas técnicas están todavía en sus primeros días de experimentación. Se ha escuchado la propuesta de posicionar un sistema de energía irradiada en la ISS para desde esa estratégica localización eliminar la basura espacial de la órbita baja terrestre. Concretamente, este tipo de sistemas sería especialmente efectivo para el caso de basura que se encuentren orbitando pocos cientos de kilómetros de la superficie terrestre. Una de las ventajas de estos sistemas podría ser su rentabilidad, ya que no es necesario invertir dinero en lanzamientos.

Según la NASA, a partir de estas tecnologías láser se podría eliminar una gran cantidad de basura pequeña, apuntando a la basura espacial mediante láseres basados en tierra, aire o espacio.

Pero aunque podría ser exitoso y relativamente a un bajo coste, presenta a su vez varios inconvenientes. La utilización de este tipo de sistemas para crear cambios orbitales en basura espacial podría incrementar el riesgo de una colisión o no ser realmente capaz de efectuar la eliminación, la órbita desviada podría dar como resultado una colisión en una fecha posterior. Actualmente estas técnicas no han sido demostradas en la práctica para ser seguras y efectivas y no proporcionan una solución real al problema, tan solo un alternativa temporal, ya que tampoco podrían emplearse con objetos muy grandes.

Un aspecto positivo es que esta tecnología sería especialmente barata en comparación con otros métodos. Por último, volviendo a los aspectos político-legales, hay que tener en cuenta que a día de hoy estos sistemas de elevada energía serían considerados “armas espaciales”.

11.3. Sistemas de desorbitación pasiva implementados al final de la vida útil.

La utilización de sistemas de desorbitación pasiva al final de la vida útil representa la opción más económica, aunque este tipo de sistemas estarían enfocados únicamente para basura espacial de menor tamaño ubicada en la órbita baja terrestre y no para órbitas de mayor altura ni elementos de gran tamaño.

La idea es conseguir crear una suma significativa de resistencia atmosférica que acelere la reentrada en la atmósfera de un vehículo u objeto espacial al final de su vida útil, es decir, cuando éste deja de ser funcional. Dentro de este campo encontramos una gran variedad de dispositivos como globos, membranas inflables (ITMs, Inflatable Tube Membranes), pegamentos, adhesivos, espumas, correas suspendibles, o velas solares, todos ellos sistemas sencillos. Realmente son apropiados y efectivos para pequeños satélites en órbitas relativamente bajas, por debajo de 800 km. Así, estos sistemas pueden ayudar a los pequeños satélites de la órbita baja terrestre a cumplir con el actual estándar de reentrada en la atmósfera dentro de 25 años, ya que pueden reducir a la mitad o incluso a un tercio el tiempo que tardaría el satélite en desorbitar.

En cuanto a los pegamentos, adhesivos o las espumas expandibles, éstos se adhieren a la superficie del objeto de basura espacial para expandirse en volumen y alterar las órbitas de los escombros espaciales. Una variación en este campo podría ser la utilización de vahos en la basura espacial que se congelarían y generarían una resistencia orbital. Aunque son numerosas las propuestas y el uso de este tipo de materiales en basura espacial ha sido simulado y modelado, no ha sido realmente probado en el espacio.

De manera similar actúan los globos de gas (*Figura 21*), que se conectarían a los satélites para hincharse al final de la vida útil de éste. Las mayores ventajas de los globos de gas son su fiabilidad, el pequeño volumen de almacenamiento requerido y el bajo coste que suponen, además de su bajo peso (pesa menos que el combustible necesario para desorbitar el satélite), haciendo de éste una alternativa económicamente efectiva y fácil de implementar. Variando el nivel de inflado del globo durante el retorno a la Tierra se podría controlar con mayor o menor precisión la localización del impacto.

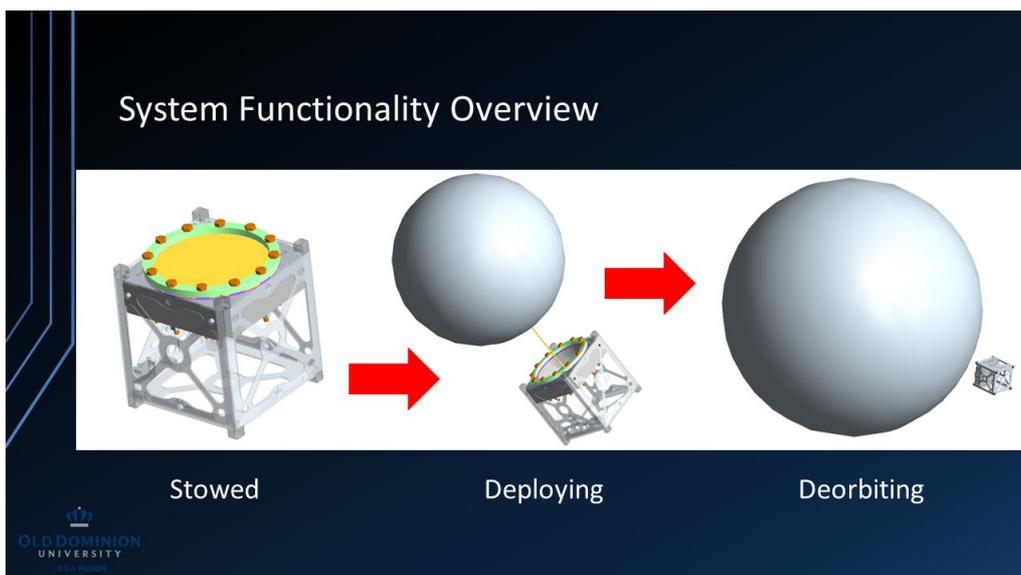


Figura 21. Globo de gas para desorbitación pasiva de un CubeSat [52]

Las velas solares por su parte pueden ser utilizadas con satélites de mayor tamaño y a diferencia de los anteriores éstas sí que han sido utilizadas. Fueron

empleadas para acelerar la desorbitación del satélite Fastrac de la NASA. También se utilizaron en el proyecto canadiense CANX-Drag-Sail (*Figura 22*), y un gran número de programas universitarios en los Estados Unidos, Europa y otros lugares del mundo han desarrollado sistemas similares. Destacan los productos RODEO, de Composite Technology Development, AEOLDOS de Clyde Space, y Deorbit Sail de Surrey Satellite Technology, con un nivel de madurez muy elevado.

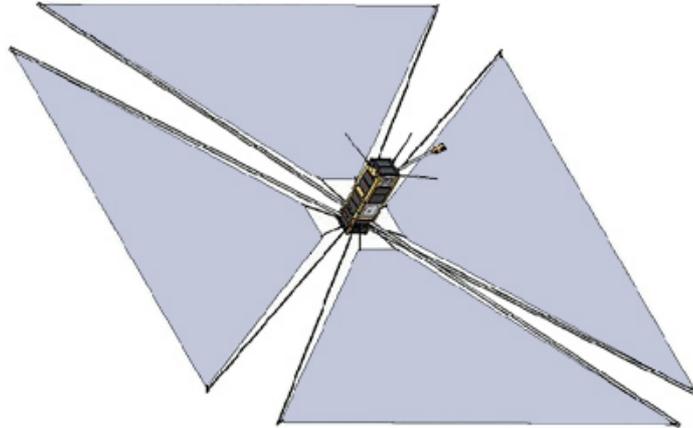


Figura 22. Representación de la vela de arrastre CanX-7 [53]

Existen también, a día de hoy, nuevos propulsores químicos (*Figura 23*) y electrónicos de pequeño tamaño y masa que podrían ser utilizados para ayudar a desorbitar a satélites pequeños o para trabajar en conjunto con otros sistemas de desorbitación pasiva.



Figura 23. Propulsor químico para desorbitación pasiva [10]

Éstos propulsores químicos, tendrían un coste mas elevado que los anteriores, pero podrían llegar a ser de gran ayuda. La construcción de uno de éstos dispositivos con una forma adaptada y propulsor suficiente para dar el empuje necesario costaría cerca de 30.000 dólares americanos por kilogramo de masa eliminado de órbita, de manera que eliminar una tonelada de basura costaría 30 millones de dólares, que es una tercera parte del precio del lanzamiento de un satélite.

Por último, señalar que viendo la situación actual son muchos los científicos e ingenieros que consideran necesaria una revisión de la regla de desorbitar en 25 años para despoblar la órbita baja terrestre en un menor tiempo, considerando

que una regla con un tiempo de 20 años para eliminar un vehículo espacial de órbita sería más apropiada para reducir la gran cantidad de basura espacial.

11.4. Métodos innovadores one-by-many.

Como se explicaba al comienzo del capítulo 11, estos sistemas son más eficientes y por lo general, más económicos, ya que involucran a un vehículo espacial capaz de eliminar varios elementos de basura espacial en una única misión. Estos métodos deberían utilizar a priori sistemas de propulsión diferentes que los cohetes químicos convencionales. Destacan las siguientes propuestas:

- Vehículo con “kits de desorbitación”.

Dentro de este grupo se podría incluir un vehículo espacial que cargara con múltiples “kits de desorbitación”. Estas unidades podrían ser acopladas a la basura espacial a través de un vehículo robótico, que localizaría a sus objetivos utilizando sensores y cámaras, así como una base de datos facilitada por la IADC u otras organizaciones. El equipo de investigación del Instituto de Tecnología Indio ha propuesto el uso de diferentes módulos para el vehículo “cazador” y “kits de desorbitación” extraíbles [66]. Los módulos incluirían el sistema de comunicación con tierra, los sistemas del satélite, los “kits de desorbitación” e incluirían algún tipo de sistema de potencia eléctrico (probablemente paneles solares y baterías de litio), un sistema de control de empuje y un sistema de determinación y control de actitud. El “kit” a su vez incluiría un sistema GPS, módulos de control y sistemas de desorbitación pasiva como los comentados en el apartado anterior, tales como globos hinchables, velas solares o espumas hinchables que generarían la resistencia atmosférica necesaria para disminuir el tiempo de reentrada en la atmósfera.

- Motor de plasma. Dentro de este grupo encontraríamos dos propuestas diferentes:

- Motor de Magnetoplasma de Impulso Específico Variable [23].

En relación a la propulsión iónica, de especial interés en este ámbito es el proyecto “Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket” (VASIMR, “Motor de Magnetoplasma de Impulso Específico Variable”) creado por Ad Astra Rocket Company dirigida por el ex-astronauta Franklin Chang Díaz. El proyecto consiste en la creación de un motor de iones de plasma, un gas como el argón, xenón, o el hidrógeno se inyecta en un tubo rodeado por un magneto y una serie de dos antenas de ondas de radio (RF) (llamados acopladores). Los acopladores transforman el gas frío en plasma muy calentado, y el campo magnético en expansión al final del cohete (la tobera magnética) convierte el movimiento térmico de las partículas del plasma en un flujo dirigido.

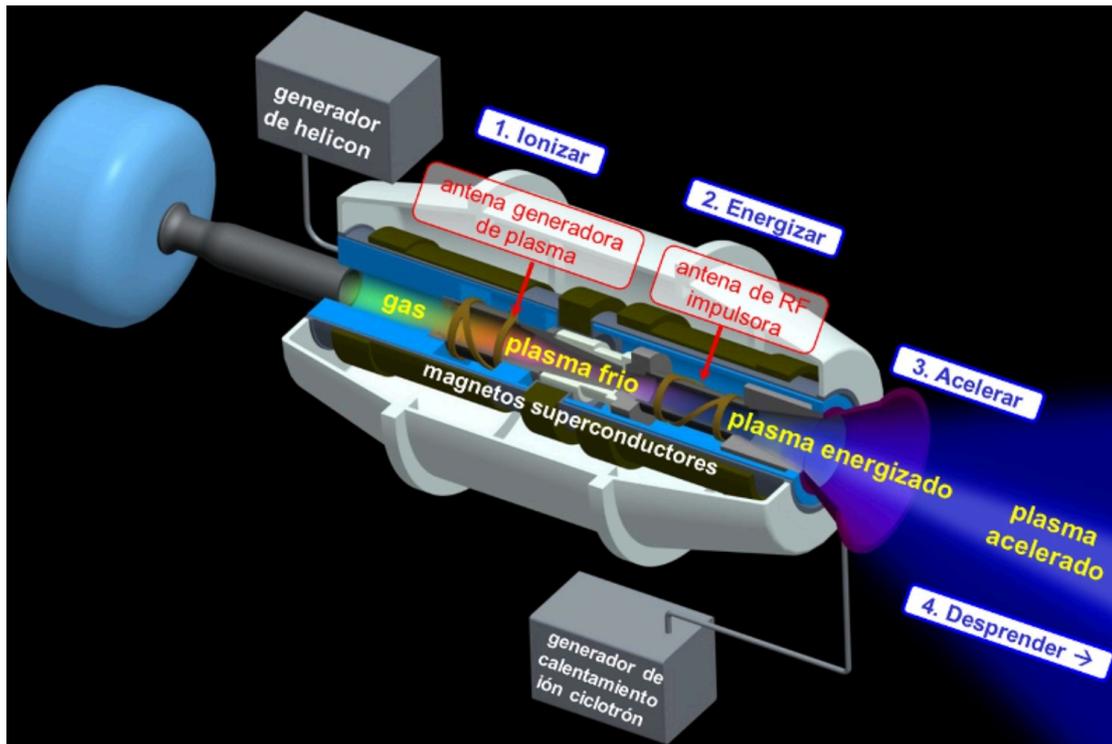


Figura 24. Estructura del motor VASIMR [23]

Así, en la primera sección conocida como Helicon, se transforma el gas en plasma, extrayendo un electrón a cada átomo del gas (ionización). El plasma resultante, a pesar de estar a una temperatura que se aproxima a la de la superficie del sol, es denominado “plasma frío”, como se puede observar en la *Figura 24*, ya que luego es calentado en la llamada sección de calentamiento ión ciclotrón (ICH), técnica utilizada en los experimentos de fusión para calentar el plasma a temperaturas similares a la del núcleo del sol (calienta el plasma a más de 1.000.000 K).

Como inconvenientes, el principal sería la gran cantidad de energía necesaria para operar a esas velocidades, que supondría una gran suma de dinero en combustible y la utilización de paneles solares de gran tamaño. La gran ventaja respecto a otros motores de plasma es que VASIMR es capaz de variar su empuje e impulso específico, pudiendo cumplir de una manera óptima los requerimientos de la misión.

En relación a las aplicaciones del VASIMR, una de ellas es la eliminación de basura espacial de la órbita LEO. La compañía ha examinado la captura de 19 etapas superiores de cohetes Zenit localizadas en varias órbitas de alta inclinación con el objetivo de llevar a cabo una desorbitación controlada sobre el Océano Pacífico. Para ello cuenta con un vehículo desacoplable conocido como CRP por sus siglas en inglés (“Chemical Robotic Pod”). La etapa superior sería liberada y el VASIMR volvería a por otra. Según informaba Ad Astra Rocket, el lanzamiento de su motor de plasma está previsto para 2020.

- Motor que utiliza la basura como combustible. [11]

Este método, presentado por Lei Lan, Jingyang Li y Hexi Baoyin, de la universidad Tsinghua de Pekín, se basa en la idea de un motor espacial capaz de eliminar continuamente los desechos espaciales utilizando estos mismos desechos como propulsor. El proyecto es conocido como “Debris Engine”.

La basura de mayor tamaño es desintegrada previamente en pequeñas piezas empleando un método mecánico. La energía necesaria para todo este proceso es obtenida a partir de energía solar y nuclear. A partir del efecto de los rayos gamma fotoeléctricos, el propulsor es cargado. Acelerando el movimiento de polvo en un acelerador electrostático de partículas y eyectando esta carga a elevada temperatura y presión desde la tobera del motor se obtiene un empuje constante. Este empuje puede ser usado para realizar maniobras orbitales, para encontrarse con la basura y “limpiarla”.

Una vez el dispositivo atrape el objetivo a través de una red o un gancho, el paso siguiente sería el de descomponer y triturar la basura para transformarla en potencia. Actualmente, podrían existir diferentes métodos para triturar la basura. Con un laser se podría evaporar la superficie del objetivo y transformarla así en vapor rápidamente; pero resultaría difícil de asegurar que el dispositivo no se dañara a sí mismo con el laser. Otro de los métodos es la tecnología de atomización ultrasónica; pero antes del proceso de atomización, la basura sería transformada en mezcla fundida, consumiendo una gran cantidad de energía. En las zonas oscuras del espacio, la basura se verá afectada por los ambientes criogénicos y de vacío, por lo que metales como el aluminio, titanio o hierro se volverán más frágiles. De esta manera, afirman los diseñadores, pulverizar la basura de manera mecánica debería ser la opción más práctica y directa.

Teniendo todo esto en cuenta, el molino de bolas (*Figura 25*) es el método clásico escogido para su proyecto. Éste es un tipo de mezclador utilizado para moler y mezclar materiales que es usado a menudo en procesos con minerales, pinturas, pirotécnicos, cerámicas y sinterizado láser selectivo. El molino consiste en un armazón cilíndrico hueco que gira sobre su eje y que es llenado parcialmente con bolas, las cuales están hechas por acero cromado, acero inoxidable o caucho y su función es la de triturar. La superficie interior del armazón es normalmente cubierta con materiales resistentes a la abrasión como acero al manganeso o caucho. Las ventajas que presentan estos molinos de bolas frente a otros sistemas son los costes de instalación, el hecho de que la potencia necesaria sea baja y que es aplicable a materiales de todos los grados de dureza.

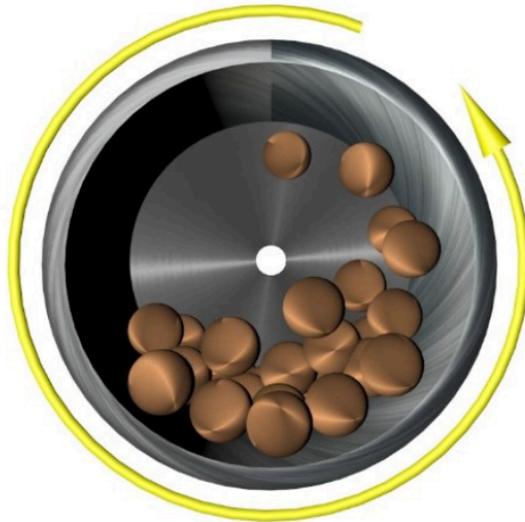


Figura 25. Molino de bolas de acero cromado [11]

Como podemos ver en la Figura 26, el “Debris Engine” está compuesto principalmente por un desintegrador de basura preliminar, un molino de bolas, un sistema de carga y un acelerador tándem electrostático:

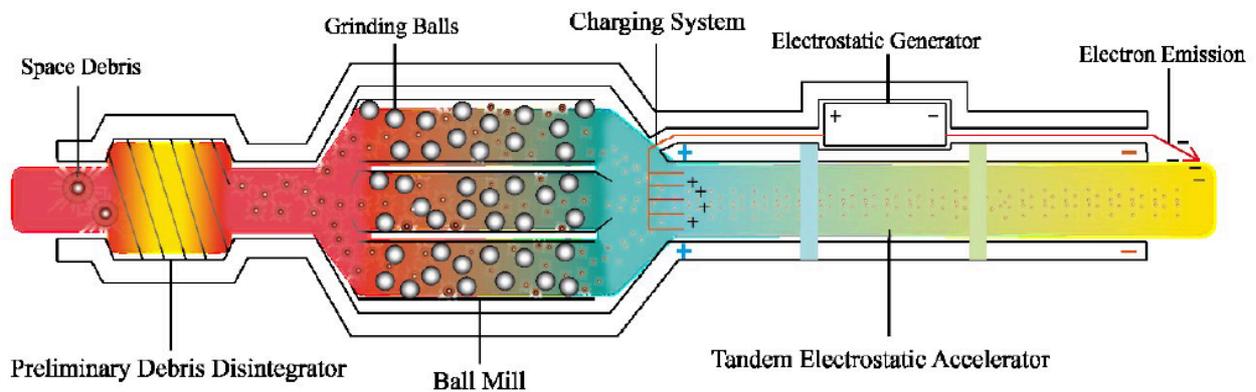


Figura 26. Estructura “Debris Engine” [11]

El desintegrador preliminar desintegra los escombros espaciales de gran tamaño en fragmentos de un tamaño adecuado para que después el molino de bolas planetario triture estos fragmentos hasta convertirlos en polvo, que es cargado en el sistema de carga; y más tarde el polvo cargado es acelerado en el acelerador tándem electrostático alcanzando una alta velocidad. Por último, éste es eyectado desde la tobera del motor, de manera que la nave espacial obtiene un empuje que le permite avanzar para capturar el siguiente escombros espacial y el polvo cargado es arrastrado constantemente desde las órbitas por el viento solar.

A pesar de todo esto, “Debris Engine” es sólo un proyecto y no parece que vaya a llevarse a cabo en los próximos años.

- Pulso atmosférico.

Este concepto propone que la basura espacial puede ser eliminada de la órbita baja terrestre a partir de perturbaciones de ondas desde altitudes relativamente bajas. Estos pulsos específicos de gases atmosféricos generarían una resistencia que provocaría la reentrada de la basura en la atmósfera mucho antes de lo que esta reentraría de manera natural. Este método podría ser efectivo para basura de tamaño pequeño. En la *Figura 27*, se puede observar la idea propuesta.

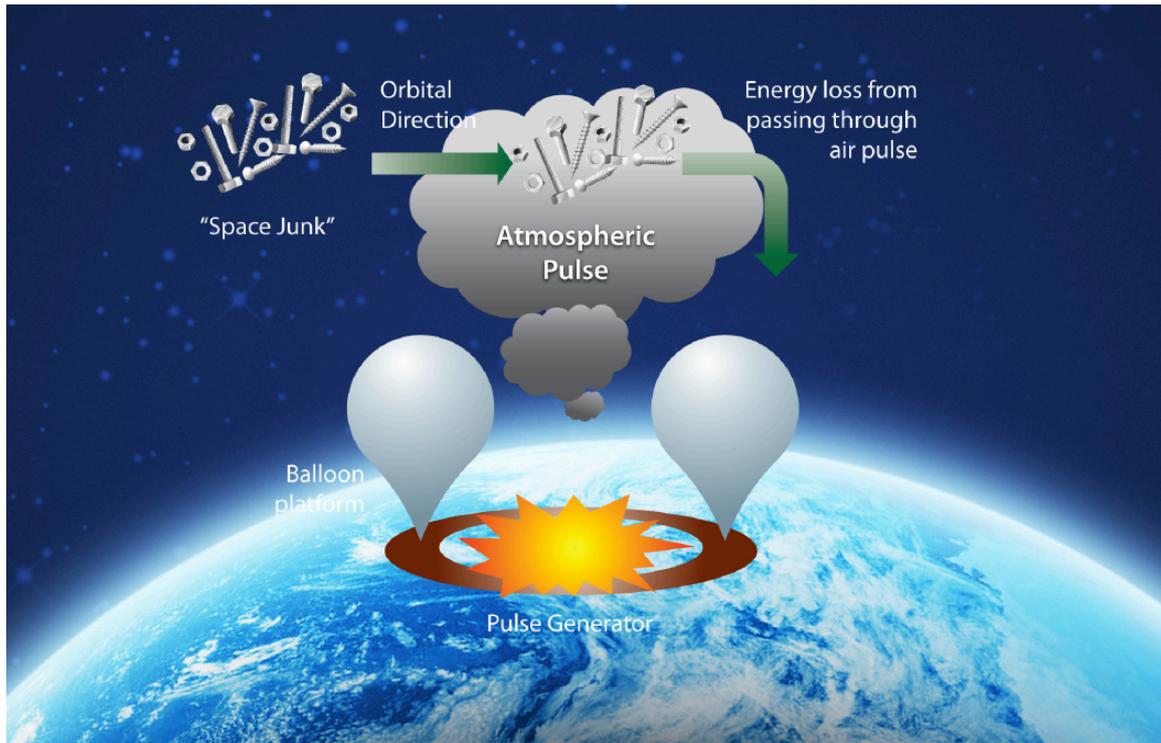


Figura 27. Representación SpaDE [12]

La idea sería utilizar una plataforma aérea (como por ejemplo un globo de gran altitud) para propulsar pulsos de aire atmosférico en el espacio. La altitud operacional de la plataforma estaría entre los 25 y los 35 km, para minimizar efectos de resistencia desde la densa parte inferior de la atmósfera.

Una ventaja podría ser la seguridad en el sentido de que no emplea ningún dispositivo (como podría ser una red o un gancho) en órbita, donde cualquier mal funcionamiento podría generar nueva basura espacial. A su vez, constituye una alternativa de bajo coste.

El aspecto menos atractivo de esta propuesta es la cantidad de combustible requerido para impulsar los gases hasta la órbita baja terrestre. Otro inconveniente sería que para eliminar mucha basura con un solo pulso atmosférico ésta tiene que estar próxima, lo cual puede ser complejo dado que este tipo de método aún no ha sido utilizado.

- Correas electrodinámicas.

El último de los conceptos y probablemente el más eficiente propone un sistema de propulsión alternativo a los anteriores. Éste consiste en la utilización de los llamados “electrodynamic tethers” o correas electrodinámicas, que son largas correas o cables finos y conductivos que desplegados en el espacio pueden ser utilizados para generar potencia a expensas de la energía cinética del movimiento orbital, o para conseguir una fuerza de empuje o resistencia a través de la interacción entre cargas en movimiento y campos magnéticos. Al no emplear combustible, este tipo de sistemas constituyen una solución de bajo coste en comparación a muchos de los métodos vistos anteriormente.

Las correas espaciales se llevan utilizando más de 50 años, en 1966 el Gemini-11 de la NASA ya desplegó una correa de 30 m. Desde entonces, numerosas misiones han empleado este tipo de tecnología, ya que son numerosas las aplicaciones que comprende. El CHARGE-1 en 1983 consiguió desplegar una correa conductiva de 500 m, y en 1996 el TSS-1R llegó a extender al completo una correa electrodinámica de 19.6 km. De especial importancia es el “Plasma Motor Generator” (PMG) del DoD de 1993, del que se hablará más adelante.

Dentro del campo de la eliminación de basura espacial, también son varias las propuestas existentes que emplean las correas electrodinámicas.

Una de las ideas, propuesta por Bharat Chaudhary [67], sugiere la creación de un gran cilindro metálico orbital que emplearía correas electrodinámicas y paneles solares para generar un gran campo eléctrico. El proyecto es conocido como Deorbiting Cylindrical Orbiter (DeCOrb). La idea consiste en que la basura atravesaría el cilindro con el resultado de que su velocidad se reduciría lo suficiente para tender a la desorbitación. Sin embargo, este método sólo serviría para basura espacial de tamaño pequeño y son muchísimas las cuestiones por abordar, como cuál sería el tamaño óptimo del cilindro, cómo se llevaría a cabo la evitación de colisiones, cuál sería la forma óptima del vehículo etc.

Una idea más ambiciosa es la creación de un dispositivo conducido electro-magnéticamente capaz de llevar a cabo la eliminación de una gran cantidad de basura espacial. En este sentido destaca el proyecto “Electrodynamic Debris Eliminator” (EDDE, “Eliminador Electrodinámico de Basura Espacial”, *Figura 28*) [14] de Star Technology and Research y Tether Applications.

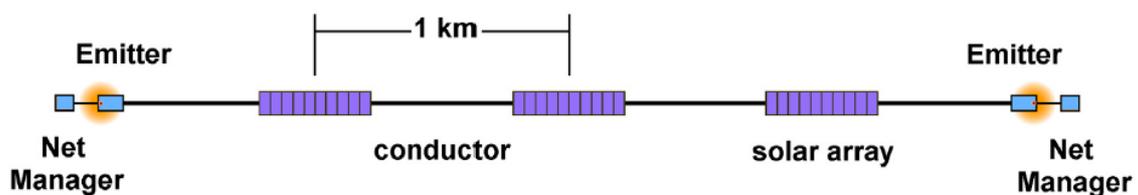


Figura 28. Diseño del vehículo EDDE [14]

Los aspectos fundamentales de EDDE serían los siguientes:

- Su longitud sería de alrededor de 10 km, pero su masa sería relativamente baja, siendo relativamente fácil de lanzar a la órbita baja terrestre como carga secundaria.
- Sería maniobrable para prácticamente todas las inclinaciones, incluyendo órbitas polares. Según sus diseñadores, puede cambiar su plano orbital a razón de 1.5° por día.
- La combinación de potencia de los paneles solares y de la interacción del “tether” con el campo magnético de la Tierra generaría suficiente potencia eléctrica para transportar al EDDE de lugar a lugar sin necesidad de utilizar propulsores químicos. Se calcula que cada vehículo EDDE podría ascender alrededor de 200 km al día.

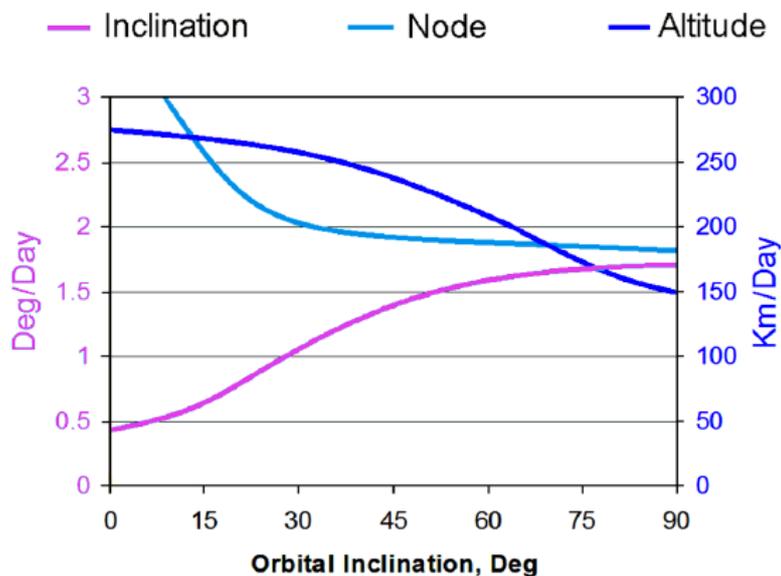


Figura 29. Rendimiento EDDE en transferencias orbitales [14]

- Los impulsores afirman que un vehículo EDDE sería capaz de eliminar 100 elementos de basura espacial de la órbita baja terrestre en un tiempo de 3 años. En la *Tabla 2*. se comparan distintos sistemas de propulsión para llevar a cabo la tarea de eliminar 2500 objetos de LEO con una masa mayor a 2 kg. Se puede apreciar como el VASIMR, del que hablábamos anteriormente, requeriría 25 toneladas en órbita para eliminar toda esa basura, más de 20 veces la masa de 12 vehículos EDDE que estaría cerca de 1 tonelada.

Propulsion System	Isp, sec	Est. Number of Vehicles	Est.Total Mass in Orbit
Bipropellant	300	900	800 tons
NH ₃ Arcjet	800	300	250 tons
Ion Rocket	3,000	120	65 tons
VASIMR	10,000	30	25 tons
EDDE	---	12	1 ton

Tabla 2. Requerimientos de Sistemas de Propulsión para ADR [14]

Por último, también destacar el proyecto BETs [24], llevado a cabo por la UPM (Universidad Politécnica de Madrid), así como importantes proyectos de JAXA y Tethers Unlimited.

12. Proyecto.

12.1. Introducción.

Una vez realizado el análisis de los distintos métodos existentes, vamos a realizar una propuesta en base a las conclusiones extraídas. Los métodos más eficientes en referencia al número de elementos que eliminan en cada misión se entiende que son los clasificados en el punto 11.4. *Métodos innovadores one-by-many*. Sin embargo, como ya se ha comentado, muchos de ellos están muy lejos de llevarse a cabo y no son más que meros proyectos.

Dentro de este grupo de métodos el escogido para la presente propuesta es el de las correas electrodinámicas, ya que su especial característica de no emplear combustible (“propellantless”) lo hace óptimo en términos de eficiencia y bajo coste. Así, el vehículo contará con una correa electrodinámica, como las comentadas en el apartado anterior, así como con un “elemento capturador” para acoplarse a la basura espacial de mayor tamaño y posteriormente descender su órbita por debajo de la Estación Espacial Internacional para que acabe quemándose en la atmósfera.

El vehículo tendrá paneles solares que le aportarán la potencia al tether que será utilizada para producir una fuerza propulsiva, como se explicará en el apartado 12.2.2. *Tether como generador y como propulsor*. Además, también se emplearán kits de desorbitación pasiva para los objetos de menor tamaño, que les ayudarán a descender con una mayor rapidez.

A continuación se explicarán los fundamentos físicos de las correas electrodinámicas, para luego pasar al diseño y presupuesto del vehículo propuesto, y terminar citando algunos ejemplos que han ayudado a madurar la tecnología de las correas electrodinámicas y extrayendo algunas conclusiones.

12.2. Fundamentos físicos.

12.2.1. Gradiente de gravedad.

Las fuerzas de gradiente de gravedad son fundamentales para todas las aplicaciones de las correas electrodinámicas, así como para el despliegue de las mismas correas. Como bien explican M.L. Cosmo y E.C. Lorenzini en el libro de la NASA "Tethers in Space" [4], cuando el vehículo es orientado de manera que existe una separación vertical entre las dos masas, la masa superior experimenta una mayor fuerza centrífuga que gravitacional y la masa inferior una mayor fuerza gravitacional que centrífuga. El resultado de esto es un par de fuerza aplicado al sistema, forzándolo a mantener una orientación vertical. Esta orientación es estable con masas tanto iguales como desiguales. Desplazar el sistema de la vertical local produce fuerzas de recuperación en cada una de las masas, que actúan para devolver al sistema a la orientación vertical (*Figura 30*).

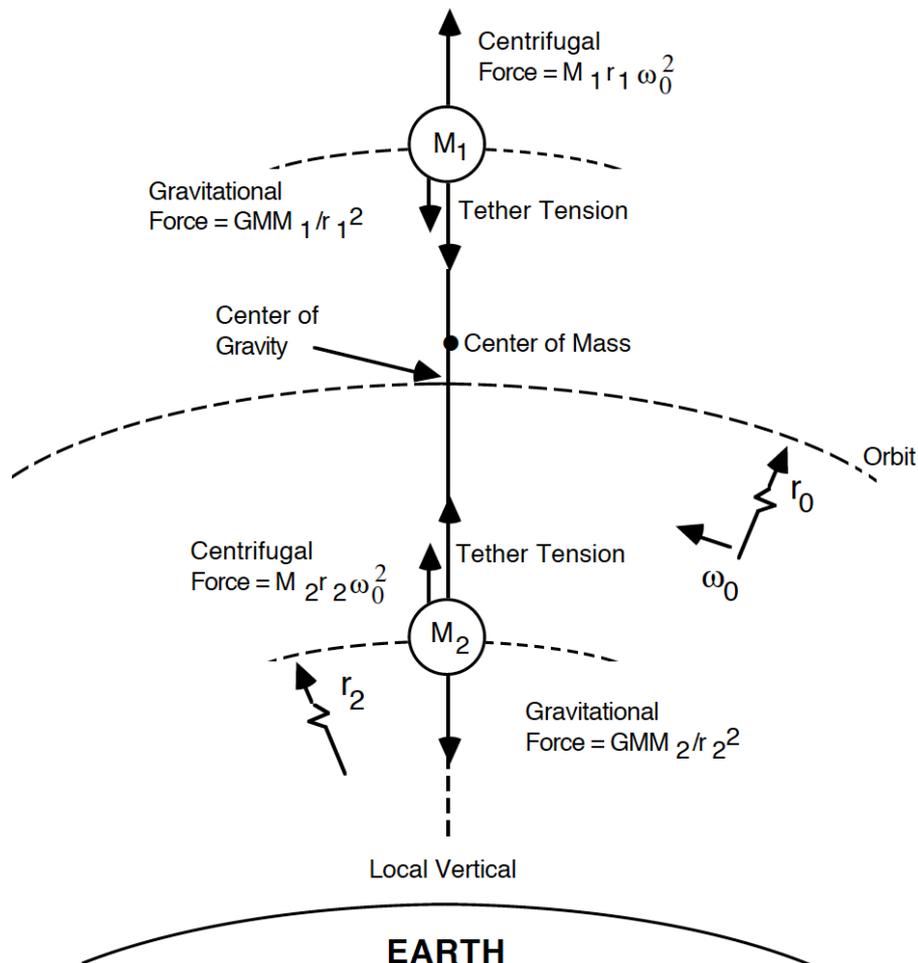


Figura 30. Fuerzas en vehículos edt (electrodynamic tether) [4]

Ya que la aceleración gravitacional varía de manera no lineal con la distancia al centro de la Tierra, el centro de gravedad de nuestro vehículo no coincidirá exactamente con su centro de masa, como se puede observar en la *Figura 30*. La separación se hace más pronunciada a medida que la longitud del "tether"

aumenta. Sin embargo, la separación no es dramática para sistemas que no utilizan longitudes extremadamente altas, como podría ser el caso de la misión SEDS-1 de la NASA en la que se desplegó una correa de 20 km. Para el propósito de esta explicación, se asumirá que el centro de masas coincide con el centro de gravedad.

Las fuerzas gravitacional y centrífuga son iguales y equilibradas en el centro de gravedad (C.G), localizado en el punto medio de la correa cuando las dos masas finales son iguales. Cuando orbita alrededor de la Tierra, el centro de gravedad está en caída libre, pero las dos masas finales no lo están. Ellas están sujetas a orbitar con la misma velocidad angular que el centro de gravedad. Para el centro de gravedad en una órbita circular, igualando la fuerza centrífuga y la gravitacional,

$$\frac{GMM_0}{r_0^2} = M_0 r_0 \omega_0^2 \quad , \text{obteniendo}$$

$$\omega_0^2 = \frac{GM}{r_0^3} \quad , \text{donde}$$

G = constante universal gravitacional ($6.673 \times 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$),

M = masa de la Tierra ($5.979 \times 10^{24} \text{ kg}$),

M_0 = masa total de la correa (kg),

r_0 = distancia entre el C.G del sistema y el centro de la Tierra (m), y

ω_0 = velocidad angular orbital del C.G (s^{-1}).

Sabemos que: $\omega_0 = \frac{V_0}{r_0}$ y $\omega_0 = \frac{2\pi}{T_0}$

donde V_0 es la velocidad orbital del C.G (m/s) y T_0 es el periodo orbital del C.G (s). Si despejamos la velocidad orbital y el periodo de cada una de las expresiones e introducimos la expresión anterior de velocidad angular obtenemos las siguientes expresiones:

$$V_0^2 = \frac{GM}{r_0} \quad T_0^2 = \frac{4\pi^2 r_0^3}{GM}$$

Se puede apreciar como la velocidad orbital, el periodo y la velocidad angular dependen del radio orbital y son independientes de la masa de la correa.

Si las masas no estuvieran conectadas por la correa tendríamos, sustituyendo en las expresiones obtenidas:

$$\omega_1^2 = \frac{GM}{(r_0+L)^3} \quad V_1^2 = \frac{GM}{(r_0+L)} \quad \rightarrow V_1 < V_2$$

$$\omega_2^2 = \frac{GM}{(r_0-L)^3} \quad V_2^2 = \frac{GM}{(r_0-L)}$$

donde L es la longitud desde el C.G hasta la masa (m).

Se puede observar como sin la correa, la masa de arriba se movería a una velocidad más baja que la masa inferior, que se movería a una velocidad mayor. La correa, por lo tanto, acelera a la masa superior y desacelera a la masa inferior. Esto sucede por lo que comentábamos al principio, porque la masa superior experimenta una mayor aceleración centrífuga que gravitacional y la masa inferior una mayor aceleración gravitacional que centrífuga. El resultado es un equilibrio en la tensión de la correa. Incluso cuando el sistema es desviado de su orientación vertical, se producen las fuerzas de recuperación necesarias. Las masas experimentan esta tensión como gravedad artificial.

La fuerza de gravedad artificial y la tensión de la correa son iguales a la fuerza gradiente de gravedad, que en una masa m conectada a la correa a una distancia L de su centro de gravedad, es igual a la diferencia entre las fuerzas centrífuga y gravitacional en él. Un valor aproximado puede ser dado por

$$F_{GG} \approx 3Lm\omega_0^2 ,$$

siendo negativo para la masa por debajo del centro de gravedad. La fuerza actúa a lo largo de la correa y alejándose del centro de gravedad. Además, la aceleración y fuerza del gradiente de gravedad aumenta cuando la distancia al centro de gravedad aumenta y cuando el radio orbital del C.G disminuye.

El gradiente de gravedad decrece rápido cuando el radio orbital aumenta: disminuye de 4×10^{-4} g/km en LEO y 1.6×10^{-6} g/km en GEO. Se podría mantener constante o variarlo desenrollando y enrollando la correa.

12.2.2. Tether como generador y como propulsor.

Considerando un gradiente de gravedad vertical estabilizado en una correa conductora y aislada, la cual termina con “contactores” de plasma en ambos extremos (*Apartado 12.2.3. Contactores de plasma*). Cuando este sistema orbita la Tierra, corta transversalmente el campo magnético de la Tierra. Las líneas de campo van del norte magnético al sur magnético, pero el polo norte geográfico es el sur magnético, tal y como aparece representado en la parte izquierda de la *Figura 31*. Esto produce una fuerza electromotriz (EMF) a lo largo de la longitud de la correa, que viene dada por la ecuación:

$$EMF = \int (\vec{v} \times \vec{B}) \cdot d\vec{l}$$

donde

EMF = fuerza electromotriz (“electromotive force”) a lo largo de la longitud de la correa (voltios)

\vec{v} = velocidad de la correa relativa al campo magnético (m/s)

\vec{B} = fuerza de campo magnético (webers /m²), y

$d\vec{l}$ = longitud diferencial de la correa en la dirección del flujo de corriente positivo (m)

En la parte derecha de la *Figura 31*, aparece representada esta fuerza electromotriz, perpendicular al campo magnético y a la velocidad. Se puede observar que las órbitas ecuatoriales y de baja inclinación producirán mayores fuerzas electromotrices, ya que la máxima EMF se produce cuando la velocidad de la correa y el campo magnético son perpendiculares.

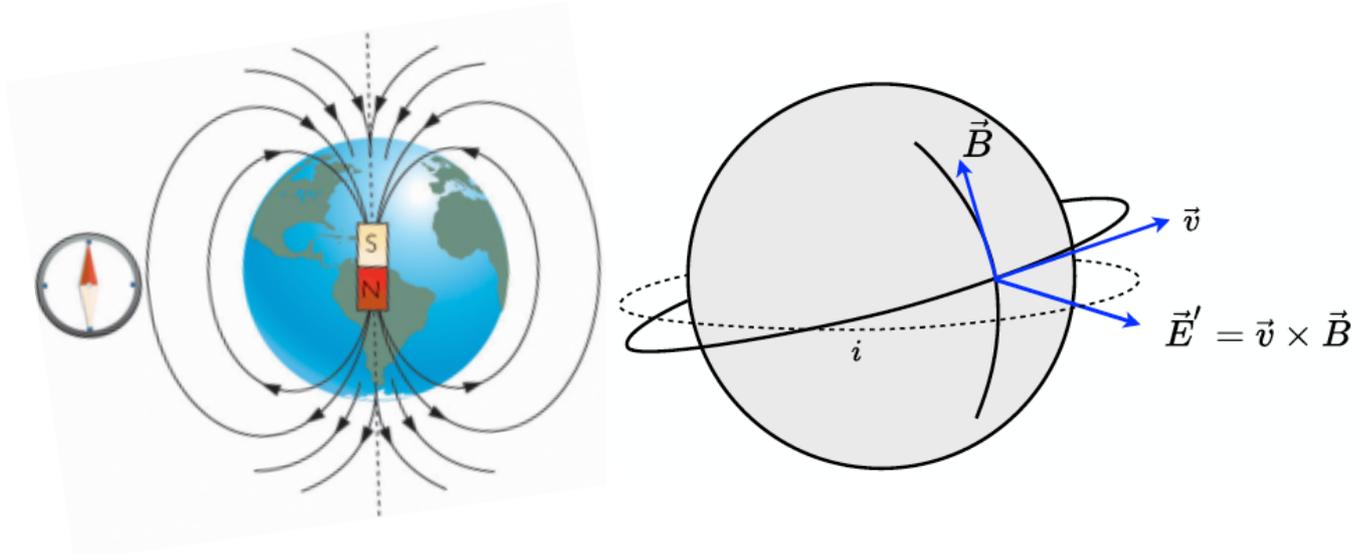


Figura 31. Líneas de campo magnético y fuerza electromotriz resultado del producto vectorial [54,55]

Esta fuerza electromotriz genera una corriente I , que cuando se hace fluir a lo largo de la longitud de la correa interacciona con el campo magnético de la Tierra, generando una fuerza de Lorentz en la correa que viene dada por:

$$\vec{F} = \int (I \vec{dl}) \times \vec{B} = I \int (\vec{dl} \times \vec{B})$$

donde ahora

\vec{F} = Fuerza ejercida en la correa (N)

I = Corriente de la correa (amperios)

La dirección de esta fuerza F viene dada por la dirección de la corriente.

Si la corriente fluye en respuesta a esta EMF inducida, esta fuerza será de resistencia y decrecerá la órbita del vehículo “tether”. El sistema podrá ser utilizado además como fuente de energía eléctrica, obtenida a expensas del movimiento orbital. En este caso, el flujo de electrones sería hacia abajo, es decir, se recogerían electrones en el extremo superior y se liberarían en el extremo inferior, por lo que la corriente, cuyo sentido es opuesto al flujo de electrones (o flujo de carga negativa), iría hacia arriba. Juan Sanmartín explica esto en [32], señalando que para desorbitar se requiere un flujo de corriente hacia arriba. En la *Figura 32* se puede apreciar como el flujo de corriente positiva va hacia arriba (“negative current” hacia abajo), ya que el flujo de electrones es hacia abajo.

Si por el contrario, se quiere ascender la órbita, es necesaria la utilización de suministros de energía a bordo (a partir de paneles solares y baterías) para invertir la dirección de la corriente y hacer que esta fluya en la dirección opuesta a la EMF inducida. En este caso, el flujo de electrones sería hacia arriba (se recogerían electrones en la parte inferior y se liberarían en la superior), por lo que el sentido de la corriente sería hacia abajo, como se puede apreciar en la *Figura 33*. En este caso, el empuje es obtenido a expensas de la energía a bordo.

Así, se puede utilizar el mismo sistema alternativamente en dos modos: en un modo de desorbitación o generador de energía (energy-harvesting or de-orbit mode) y en un modo empuje (boost mode).

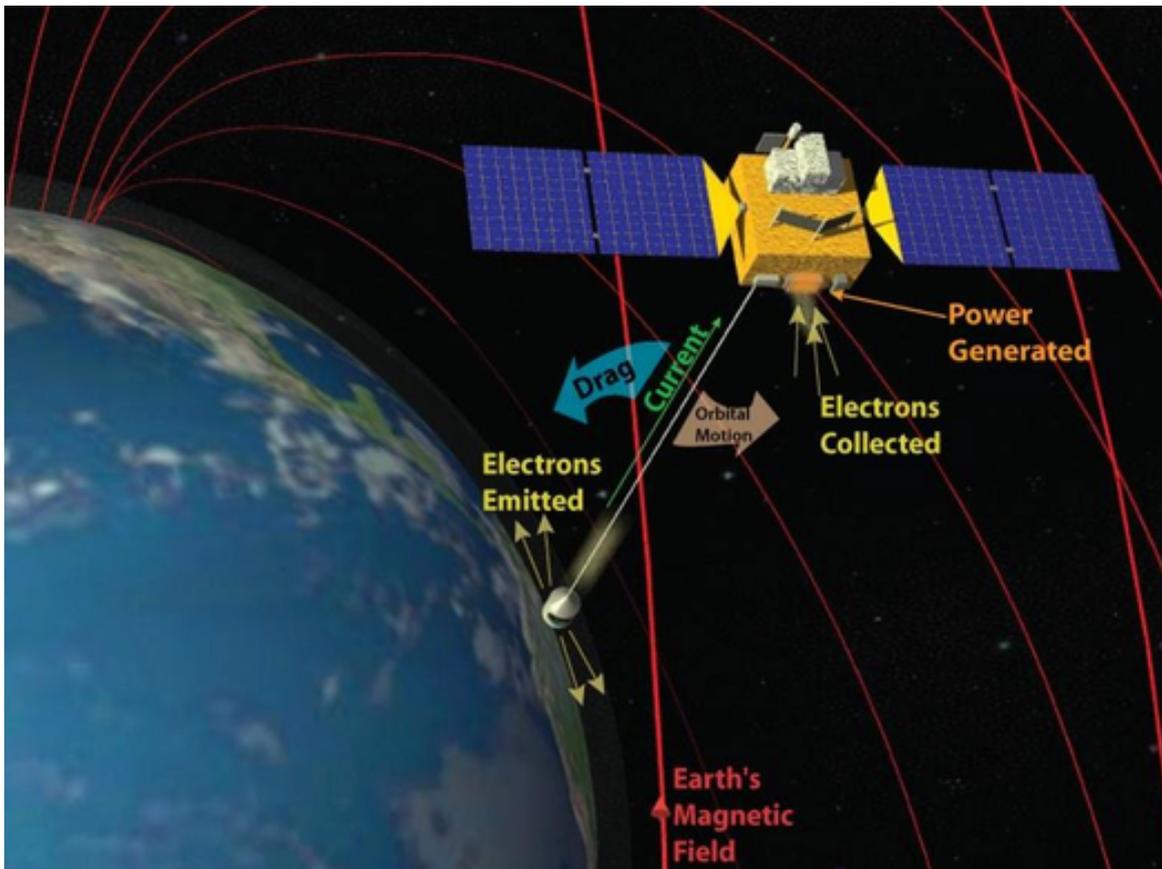


Figura 32. Tether en modo de desorbitación o generador de energía (energy-harvesting or de-orbit mode) [56]

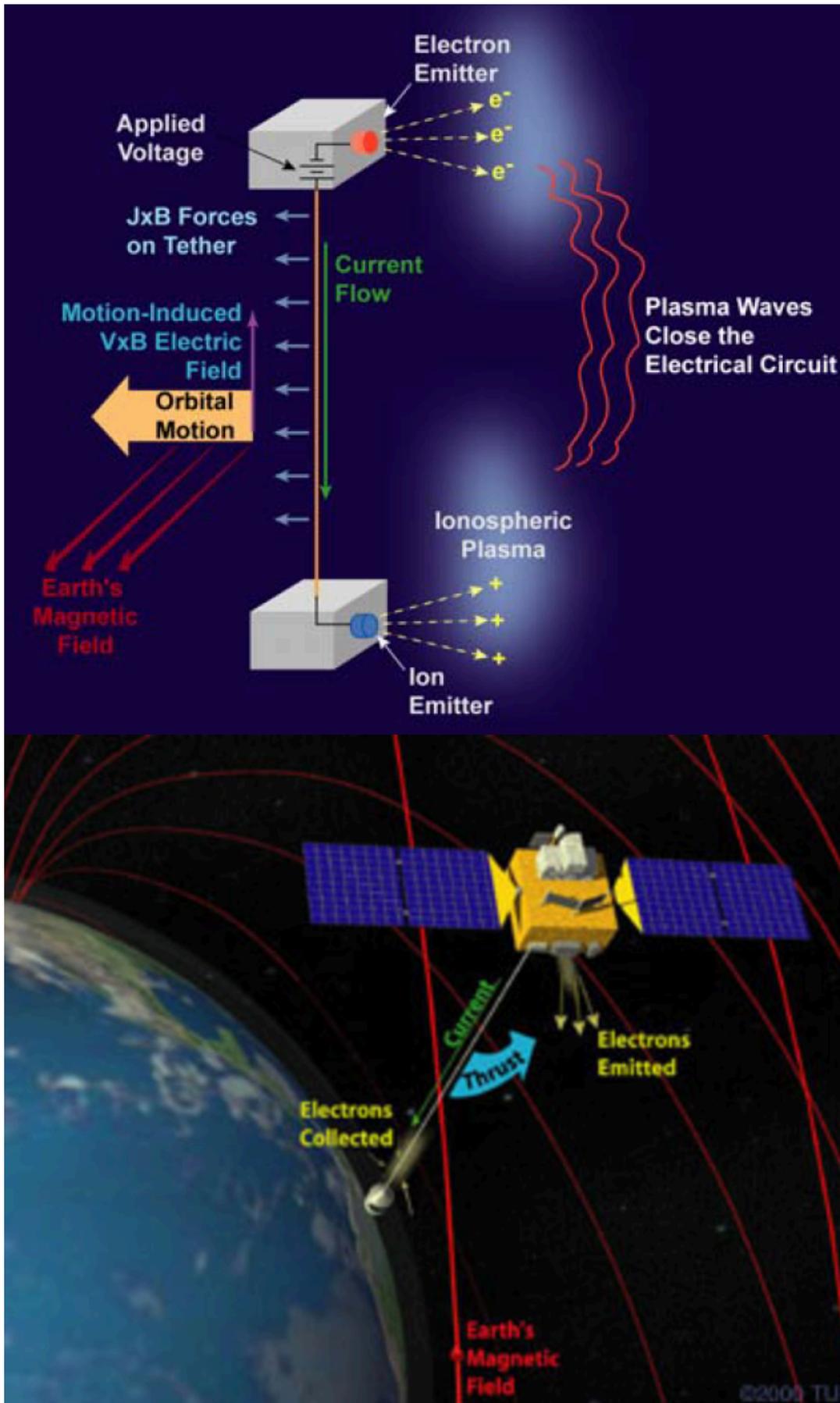


Figura 33. Tether en modo empuje ("boost mode") [31], [57]

12.2.3. Contactores de plasma.

La fuerza electromotriz generada a lo largo de la longitud de la correa cuando ésta orbita la Tierra actúa para crear una diferencia de potencial en la correa haciendo positivo a la masa superior respecto a la inferior. En relación a producir una corriente a partir de esta diferencia de potencial, los extremos de la correa tienen que tener contacto eléctrico con el plasma del entorno, por lo que se colocarán contactores de plasma en ambos extremos para establecer un bucle de corriente a través de la correa, el plasma externo y la ionosfera conocido como "phantom loop" ("bucle fantasma").

Se pueden considerar diferentes tipos de contactores de plasma, como por ejemplo un conductor de gran área en ambos extremos, o un conductor de gran área en el extremo superior y un cañón de electrones en el inferior, que los distribuiría sobre una región de contacto efectiva [4].

En lugar de grandes superficies conductoras, también se podrían emplear lámparas de cátodos huecos (hollow cathode) en cada uno de los extremos de la correa, que generarían y expandirían una nube de plasma altamente conductivo. Los cátodos huecos requieren también energía eléctrica a bordo, menos que los cañones de electrones, pero tiene el gran inconveniente de que también necesitan un pesado suministro de gas, como se comentará en el apartado 12.3. *El vehículo propuesto.* En la *Figura 34* aparecen dos diagramas de los cátodos huecos como fuente de plasma.

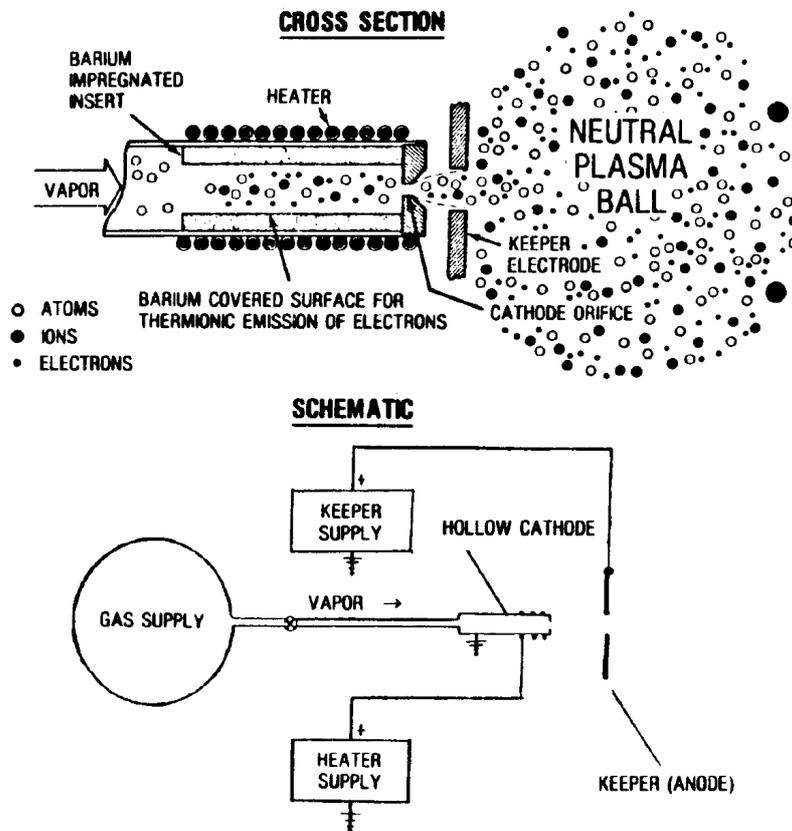


Figura 34. Diagramas del cátodo hueco contactor de plasma [4]

Otras buenas opciones para los contactores de plasma, y con una menor penalidad en el peso, ya que no necesitarían de suministros ni depósitos externos, serían tanto el uso de emisores termoiónicos de electrones TC (“Thermionic Cathode”), basados en el efecto termoiónico; como el de emisores de campo FEACs (“Field Emission Array Cathodes”).

En el primero, el emisor de estos electrones es el cátodo, que se calienta mediante una resistencia o filamento de tungsteno puro, toriado o recubierto de una capa de óxido de bario. El esquema de este efecto aparece en la *Figura 35*.

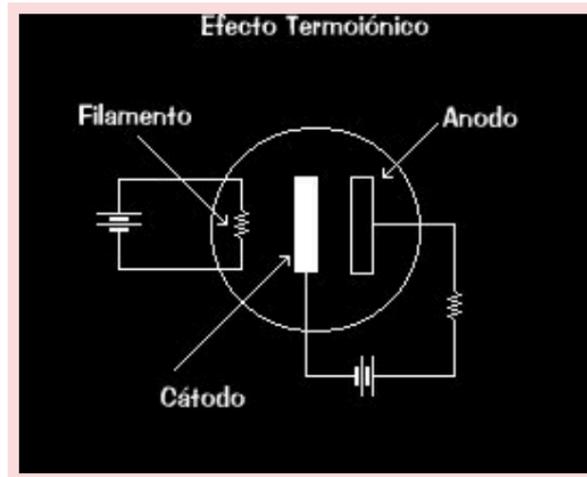


Figura 35. Efecto termoiónico

La diferencia principal entre ambas tecnologías es que el TC es un sistema compuesto por dos partes en lugar de una: el emisor termoiónico seguido de un cañón de electrones. El rendimiento del emisor termoiónico viene dado por la ecuación de Richardson-Dushman (*Figura 36*, superior), donde el número de electrones liberado depende de la temperatura del material, una función ϕ y una constante A determinada por el material emisor. La emisión del cañón de electrones puede ser modelada por la ecuación que aparece en la parte inferior de la *Figura 36*, que tiene en cuenta la eficiencia de la emisión, la geometría y la aceleración potencial [31].

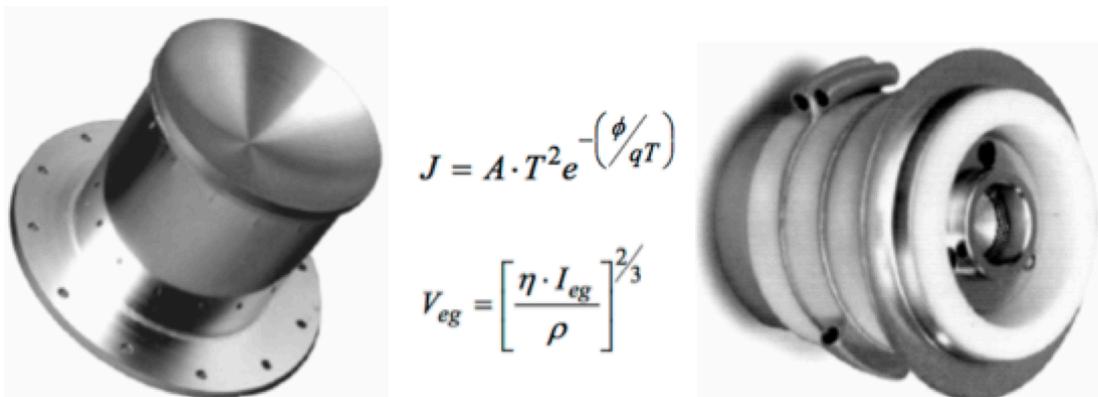


Figura 36. Emisor termoiónico (izquierda, ecuación superior), y cañón de electrones (derecha, ecuación inferior) [31]

En la ecuación superior se puede ver como el emisor termoiónico puede regular la suma de electrones generados por el cañón de electrones controlando la temperatura. Esta tecnología ha sido probada tanto en laboratorio como en el espacio con la misión TSS-1R. Un inconveniente sería que requiere altas potencias para operar.

Por último, en los emisores de campo FEACs, los electrones generan un túnel, en lugar de escapar como en la emisión termoiónica. Para un metal a baja temperatura, el proceso aparece representado en la *Figura 37*. El metal, lleno de electrones al nivel de Fermi (temperatura de cero absoluto), se encuentra varios electronvoltios por debajo del nivel de vacío. El nivel de vacío representa el potencial de energía de un electrón fuera del metal, en la ausencia de campos externos. La corriente emitida por un FEAC puede modelarse por la ecuación de Fowler-Nordheim, que aparece a la derecha de la *Figura 37*. Los parámetros A y B son constantes que deben determinarse de manera experimental por el material emisor en unidades de A/V^2 y V respectivamente, para obtener un valor J para la densidad de corriente emitida [31].

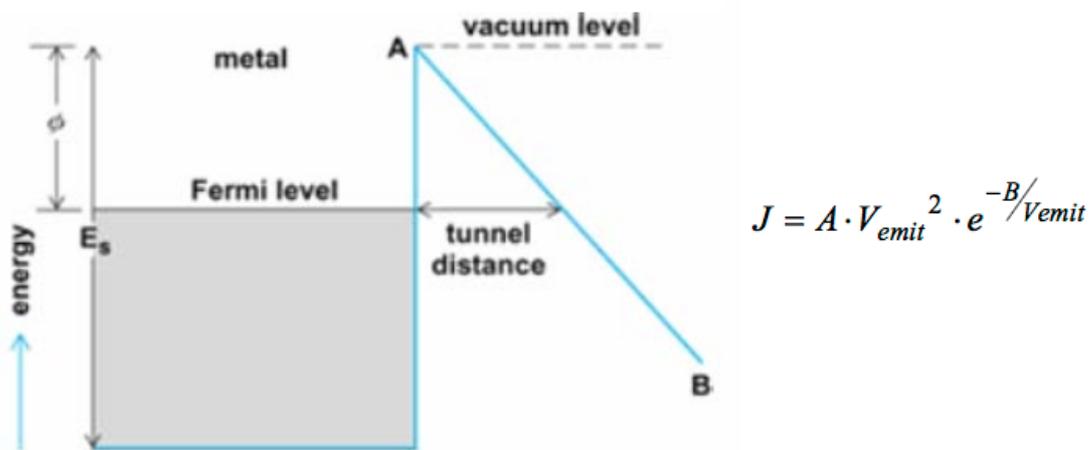


Figura 37. Nivel de energía para emisión de campo con un metal a temperatura de cero absoluto y ecuación para la corriente emitida [31]

En la *Figura 38* aparece un esquema de un emisor de campo:

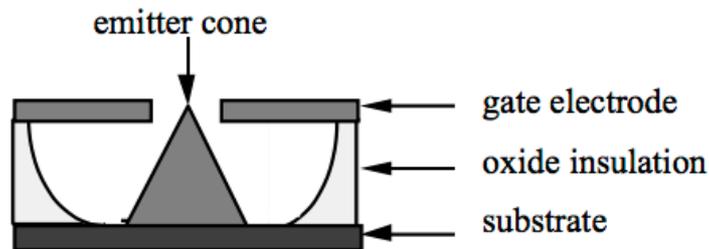


Figura 38. Emisor de campo simple [31]

La empresa SRI International es pionera en este tipo de tecnología. Una buena ventaja es que los requerimientos de potencia son muy bajos, teóricamente sólo requiere ~60 V para emitir una corriente de 10 A. El mayor inconveniente podría ser que esta tecnología no se ha empleado en el espacio, tan sólo ha sido utilizada experimentalmente en laboratorios.

12.3. El vehículo propuesto.

El vehículo propuesto, como se ha comentado, utilizará la corriente eléctrica a lo largo de una correa electrodinámica para reaccionar contra el campo magnético de la Tierra y desplazarse de una manera continua sin necesidad de combustible. El vehículo recogerá los electrones del plasma de la ionosfera en uno de los extremos y los liberará en el otro extremo, utilizando algún tipo de contactores de plasma de los comentados en el apartado anterior 12.2.3. *Contactores de plasma.*

La fuerza generada se escala con la corriente x longitud del conductor x campo magnético perpendicular al conductor, y es perpendicular al conductor y al campo magnético, como se puede observar en la *Figura 33*. Los fundamentos físicos para la utilización de la correa electrodinámica del vehículo propuesto como generadora de empuje han sido explicados en el apartado 12.2.2. *Tether como generador y como propulsor.* A continuación se explicarán los distintos componentes del vehículo, así como su diseño y modus operandi.

La **correa electrodinámica** o “tether” estará compuesta principalmente por dos componentes: una cinta flexible con baja resistividad eléctrica, y una cubierta que evite descargas eléctricas y proteja al cable. El material protector debe ser capaz de evitar la degradación por el ataque del oxígeno atómico presente en LEO y tener suficiente resistencia para no sufrir daños. De los conductores de baja resistividad el aluminio tiene la combinación apropiada de alta conductividad y propiedades mecánicas adecuadas para la correa conductora [33]. La capa protectora será un compuesto de fibra unidireccional que le aportará fuerza y resistencia a la rotura. El aluminio conductor representa la mayor masa de la correa con un grosor de 0,5 cm, mientras que la capa protectora tendrá un grosor de 0,25 cm. La longitud total de la correa será de 3 km y su masa de 357,8 kg.

Como se ha dicho, el vehículo contará con **paneles solares**, concretamente dos paneles solares flexibles, uno a cada lado, que le aportarán la potencia necesaria para la propulsión a partir de la energía solar incidente. Éstos paneles solares tienen que tener una baja masa y ser robustos, además de aportar la suma de potencia correspondiente. Por ello, se emplearán los paneles extensibles RAPDAR (“Roll-out and Passively Deployed Array”), que forman parte de los paneles solares conocidos como “Thin Film Photovoltaic” (TFPV), y que aportan unos altos niveles de potencia en una configuración ligera [26].

En la *Tabla 3* aparecen los distintos paneles RAPDAR para aplicaciones con distintos requerimientos de potencia. En la cuarta columna de dicha tabla aparecen remarcadas con un rectángulo negro las características de los paneles

solares seleccionados para el vehículo propuesto. Se trata de los paneles RAPDAR TFPV con una eficiencia del 11,5%, que presentan la combinación adecuada, sin un área excesivamente grande y sin suponer una penalización en masa elevada. Así, como se puede observar en dicha tabla, los paneles sin desplegar ocupan un volumen de 0,19 m³, tienen una masa 30,3 kg y la potencia total que aportan es de 10,2 kW.

Array Size		10 kW EOL					GEO 20 kW EOL					GEO 100 kW		
Array Type		Ultra Flex	Ultra Flex	RAPDAR	RAPDAR	RAPDAR	Rigid Panel	Ultra Flex	RAPDAR	RAPDAR	RAPDAR	Rigid Panel	RAPDAR	RAPDAR
Cell Type		TFPV	MJ	TFPV	TFPV	MJ	MJ	MJ	TFPV	TFPV	MJ	MJ	TFPV	TFPV
Efficiency		11.5%	25%	8.5%	11.5%	25%	25%	25%	8.5%	11.5%	25%	25%	8.5%	11.5%
A P r o r w e a y r	BOL Power (kW)	10.2	11.1	12.7	11.7	10.9	11.90	26.5	25.5	23.0	24.9	25.0	127.7	115.69
	EOL Power (kW)	9.5	9.9	10.0	10.2	9.8	10.50	20.2	20.1	20.0	20.3	20.2	100.7	100.69
	BOL Specific Power (W/ kg)	161	204	352.31	380	185	95	219	382	420	185	106	469	528
	EOL Specific Power (W/kg)	150	182	278	331	166	84	167	301	365	151	86	370	459
	% Improvement on Rigid Panel	79%	117%	231%	293%	98%	0%	94%	250%	325%	76%	0%	N/A	N/A
A P r o r w e a r	Wing Aspect Ratio	1.1	1.1	3.2	2.6	1.1	1.7	1.1	3.6	2.6	1.1	3.3	16.0	16
	Array Area	103	34	109	74	33	40	79	218	145	75	80	1089	729
	BOL Areal Power (W/m ²)	99	324	117	159	331	297	337	117	106	331	311	117	158.7
	EOL Areal Power (W/m ²)	92	290	92	138	298	263	257	92	92	270	252	92	92.46
	% Improvement on Rigid Panel	-65%	10%	-65%	-48%	13%	0%	2%	-63%	-63%	7%	0%	N/A	N/A
Mass/ m ²	Areal Mass(Kg/m ²)	0.80	1.59	0.33	0.42	1.79	3.12	1.53	0.31	0.38	1.79	2.94	0.25	0.30
	% Improvement on Rigid Panel	-74%	-49%	-89%	-87%	-42%	0%	-48%	-90%	-87%	-39%	0%	N/A	N/A
	Array Stowed Volume (m ³)	0.48	0.16	0.22	0.19	0.11	1.06	0.37	0.56	0.51	0.59	2.30	1.18	0.89
P a c k a g i n g	BOL Packaging (kW/m ³)	21	70	57	61	102	11	73	46	45	42	11	109	130
	EOL Packaging (kW/m ³)	20	62	45	53	92	10	55	36	39	34	9	86	113
	% Improvement on R/ MJ	97%	520%	350%	432%	818%	0%	511%	300%	338%	280%	0%	850%	1158%
	Structure Packaging (m ² /m ³)	214	212.5	486	386	308	37.7358	213.514	390	286	126	35	925	820
	% Improvement on Rigid Panel	466%	463%	1189%	922%	716%	0%	514%	1020%	722%	264%	0%	N/A	N/A
A P r o r w e a y r W t i n e s	Deployed 1st Frequency (Hz)	0.4	0.4	0.25	>0.25		0.41	0.12	0.25	>0.25		0.1	0.23	0.23
	Stowed 1st Freq (Hz)	45	40	>35	>35		43	35	>35	>35		43	>35	>35
	PV Assembly (kg)	11.7	18	4.2	2.8	16.8	21	44	8.4	5.6	38.3	45.0	36.9	24.67
	Harness Mass (kg)	2.1	1.6	0.3	0.3	0.6	2.7	3.2	0.5	0.4	1.7	7.2	3.5	2.89
	Structure (kg)	13.3	4.8	9.9	8.6	9.2	26.1	10.1	19.0	16.0	20.7	52.1	82.2	68.40
	Mechanisms (kg)	0.6	0.6	0.0	0.0	0.0	1	0.6	0.0	0.0	0.0	1.7	0.0	0
	Yoke & Root Assy (kg)	1.9	1.4	2.8	2.8	2.8	6.5	1.9	4.6	4.6	4.6	6.5	12.0	12.01
	Tie Downs (kg)	0.8	0.6	0.8	0.8	0.8	4.8	0.8	0.8	0.8	0.8	4.8	1.6	1.6
	Wing Mass (kg)	30	27	18	15	30	62.1	60.6	33	27	66	117	136	109.575
	% Improvement on Rigid Panel	-51%	-57%	-71%	-75%	-51%	0%	-48%	-72%	-77%	-44%	0%	N/A	N/A

Tabla 3. Radars RAPDAR para aplicaciones entre 10kW y 100kW [26]

En cuanto a los **contactores de plasma**, como se ha comentado, una primera opción sería emplear lámparas de cátodo hueco similares a las utilizadas en la misión PMG (“Plasma Motor Generator”) de la NASA y cuyo esquema aparece en la *Figura 34*. Como se ha dicho, los cátodos huecos necesitan un depósito con el gas para ser expulsado, en este caso xenón, ya que incrementaría el tiempo de vida y la eficiencia operacional en mayor medida que otros gases nobles como el argón. Como se puede ver en la *Tabla 4*, la masa requerida de xenón sería muy alta, siendo poco eficiente para nuestro vehículo ligero, ya que supondría una masa de 14 kg de xenón para un año. La *Tabla 4* ha sido extraída del informe final de la misión PMG [36] de la NASA.

	Weight (lb)	Mass (kg)
Expellant tankage	6.0	3.0
Xenon supply (1 year)	31.0	14.0
Regulation system	8.5	3.9

Tabla 4. Masa necesaria de xenón en cada uno de los extremos [36]

Por ello, para conseguir la emisión de electrones sin utilizar consumibles adicionales y no asumir unos requerimientos muy elevados de potencia, se emplearán los emisores de campo FEAC o “Field Emissive Array Cathodes”, instalados en ambos extremos de la correa electrodinámica. TUI (Tethers Unlimited, Inc) ha estado trabajando junto a SRI (Stanford Research Institute) durante muchos años en este tipo de dispositivos para misiones de correas electrodinámicas y tiene más de 20 diferentes. Actualmente TUI y SRI están colaborando con DARPA en una especificación de la interfaz para el empleo de estos dispositivos FEAC en misiones espaciales con correas electrodinámicas, mostrando especial interés en misiones de nanosatélites, como por ejemplo para la misión VSE (Vision for Space Exploration) de la NASA. En la *Figura 39* se puede observar el pequeño tamaño del dispositivo FEAC desarrollado por SRI.

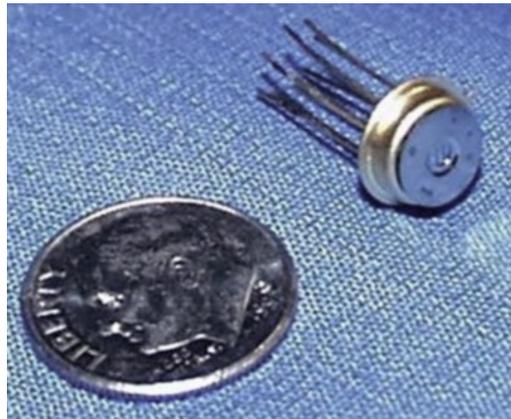


Figura 39. Dispositivo FEAC [31]

La estructura del vehículo consistiría en una **estructura CubeSat** de 12 unidades como la que aparece en la *Figura 40*, de la empresa Innovative Solutions in Space (ISIS). La masa de ésta es de 2 kg. En los CubeSat se incluirán los distintos sensores, el sistema de control de actitud, la computadora de a bordo y el sistema de comunicación, dos baterías y dos cámaras “Argus 1000 Infrared Spectrometer”, que aportarán una monitorización del entorno.

Además, contará con **dos redes Spectra extensibles ligeras** de gran tamaño para capturar los objetos, como las comentadas en el apartado 11.1. *One-by-one o captura simple*. Estas redes extensibles, con una masa de 3,744 kg cada una, se encontrarían almacenadas en las unidades CubeSat ubicadas tanto en un extremo como en el otro, de manera que en función de la orientación existente en el momento de aproximarse al objeto se podría utilizar una red u otra. Estas redes se desacoplarán de la estructura para realizar la captura, de

manera similar a como aparece representado en la *Figura 41*, extraída de un proyecto de la ESA. La correa enrollada se encontrará almacenada en una de las unidades inferiores de la estructura.



Figura 40. Estructura CubeSat 12U [59]

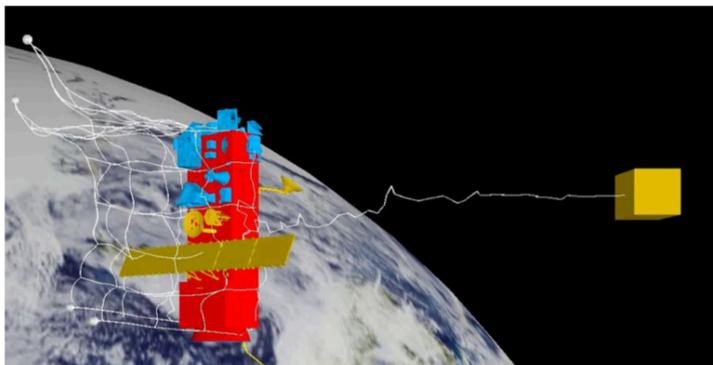
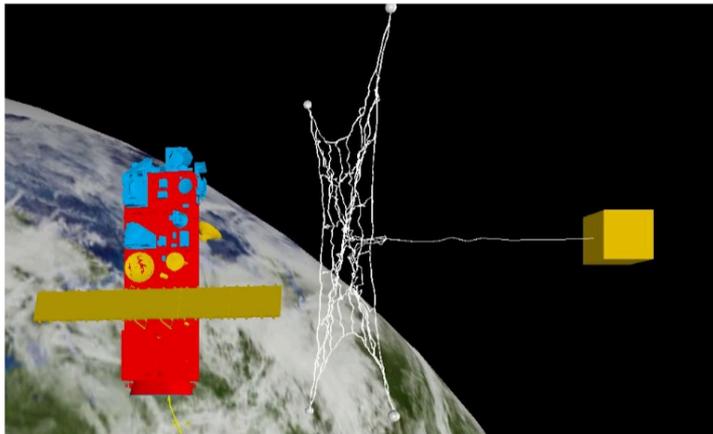


Figura 41. Red desacoplable para captura [58]

Dos de los CubeSat también tendrán la capacidad de desacoplarse del vehículo y podrán ser utilizados para acoplar “kits de desorbitación” a los objetos de menor tamaño para ayudarlos a descender con una mayor rapidez, disminuyendo considerablemente el tiempo de reentrada; o incluso aún más ambicioso, para tener la opción de transportar y entregar diferentes cargas de pago tanto de la Tierra a órbita como de órbita a la ISS para posibles reparaciones.

Estos “kits de desorbitación” serían sistemas de desorbitación pasiva como los explicados en el apartado 11.3. *Sistemas de desorbitación pasiva implementados al final de la vida útil.*, concretamente podría emplearse el producto conocido como AEOLDOS [29], un módulo de desorbitación para satélites pequeños adecuado para la estructura CubeSat seleccionada. El módulo cuenta con 3 partes que almacenadas tendrían un volumen de 0,4U y una masa de 372 g. En total el vehículo contará con 10 módulos, que se almacenarán en las cuatro unidades centrales de la estructura Cubesat 12U de la *Figura 40*. Al desplegarse consistirán en velas de arrastre de 3 m², como la que aparece en la *Figura 42*, que aportarán la resistencia necesaria para reentrar en la atmósfera en los 25 años propuestos por las directrices de IADC. Éstos módulos se utilizarán con basura espacial de tamaño muy pequeño, del orden de 3 kg y se acoplarán a la basura a altitudes entre 650 y 750 km. Además serviría para impulsar esta tecnología que pretende jugar un importante papel en la eliminación de basura espacial.

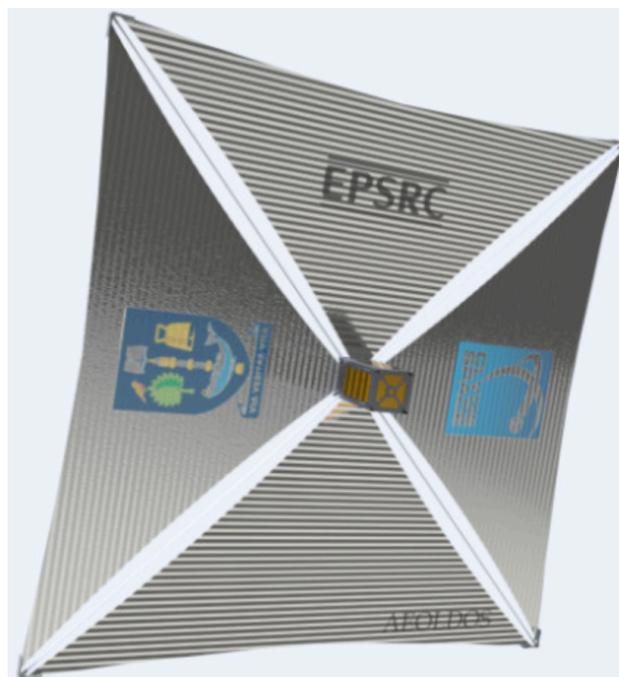


Figura 42. Vela de arrastre AEOLDOS desplegada [29]

En la *Figura 43* se puede observar el **diseño** del vehículo propuesto realizado con AutoCad, en la que aparece el alzado, planta y perfil del vehículo. Además, en la *Figura 44* aparece el diseño en tres dimensiones. Dado la gran diferencia de tamaño entre los pequeños CubeSats y la larga longitud de la correa (30 cm aproximadamente frente a 3 km), sólo se representa una parte de ésta.

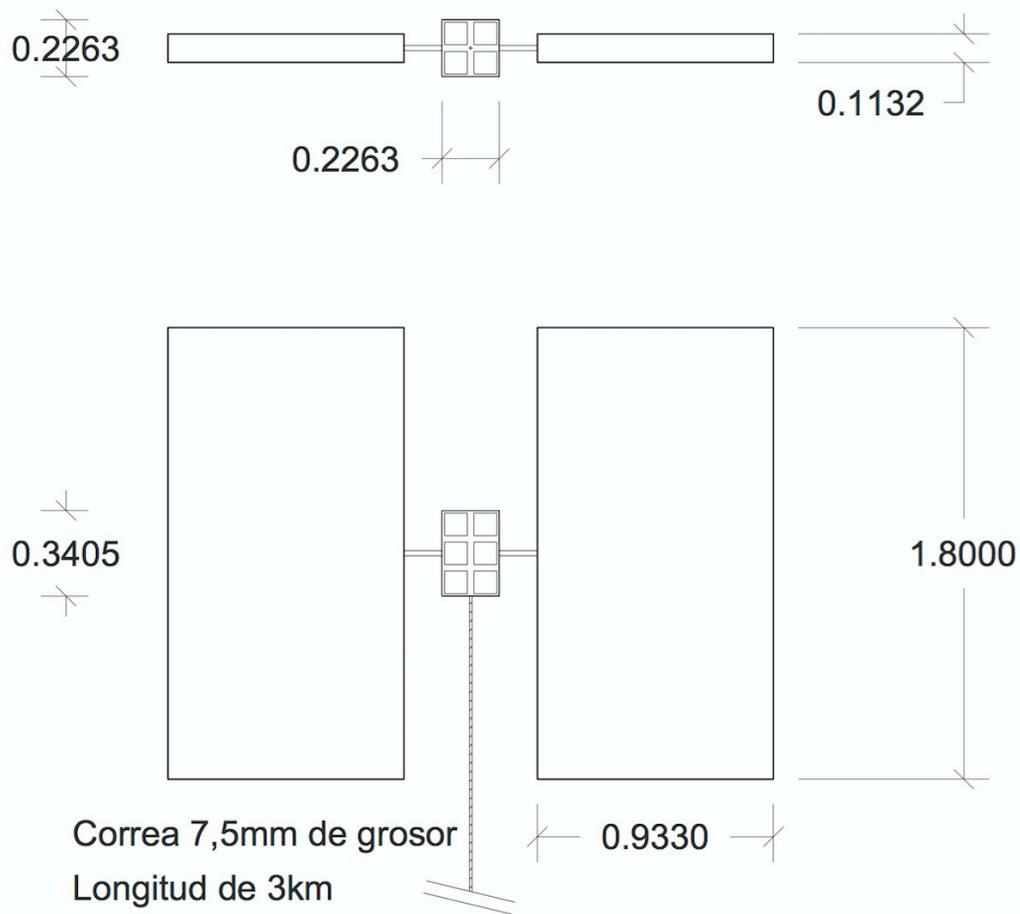


Figura 43. Alzado, planta y perfil del vehículo propuesto (medidas en m)

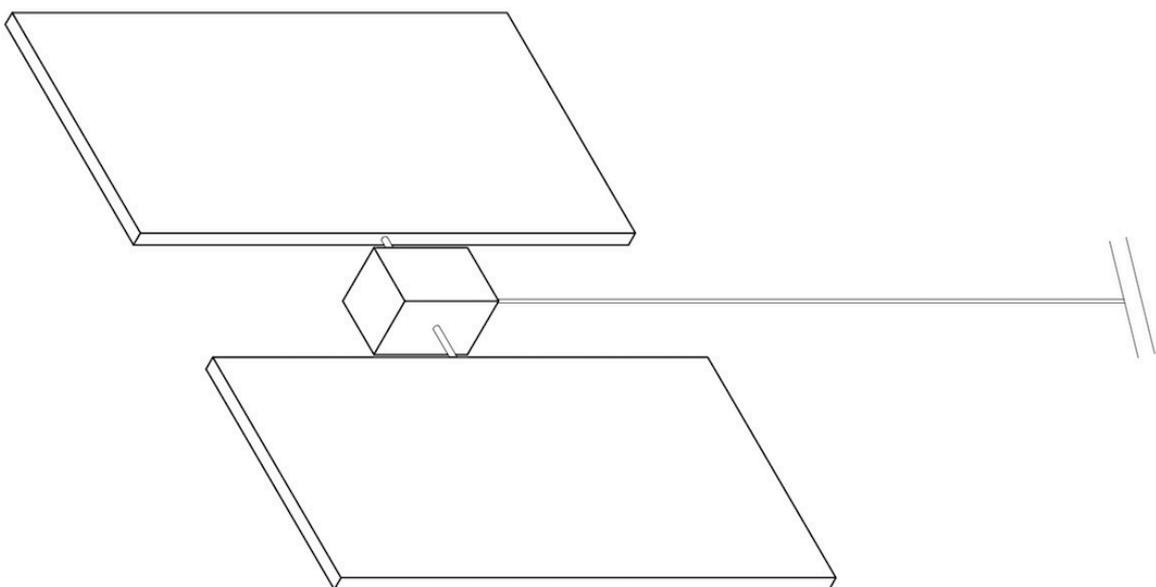


Figura 44. Diseño del vehículo en 3 dimensiones

El vehículo, con una masa total de 426 kg (*Tabla 7*), operaría en la órbita baja terrestre, concretamente en la zona congestionada localizada entre los 700 km y los 1050 km, a inclinaciones relativamente bajas, y tendría una vida útil de aproximadamente 5 años. Las redes podrían capturar objetos con una masa máxima de 500 kg.

Como se comentó en el apartado 4. *El síndrome de Kessler.*, el tiempo de vida de un objeto espacial antes de reentrar en la atmósfera aumenta considerablemente con la altitud a la que se encuentra su órbita. Los tiempos concretos aparecen en la *Tabla 5*.

Satellite Altitude	Lifetime
200 km	1 day
300 km	1 month
400 km	1 year
500 km	10 years
700 km	100 years
900 km	1000 years

Tabla 5. Tiempo de vida en función de la altitud orbital [60]

Además, en la *Figura 45*, se pueden observar una representación gráfica de los tiempos para la reentrada en función de la altitud orbital, para distintos objetos espaciales. Se han marcado con puntos azules los distintos valores de la *Tabla 5* y se ha añadido en rojo el eje temporal en años para una mayor claridad.

El vehículo liberaría la basura capturada a una altitud entre 320 km y 370 km, pero siempre por debajo de la ISS que se encuentra a 400km. De esta manera tan sólo tardaría entre un mes y unos pocos meses en reentrar a la atmósfera.

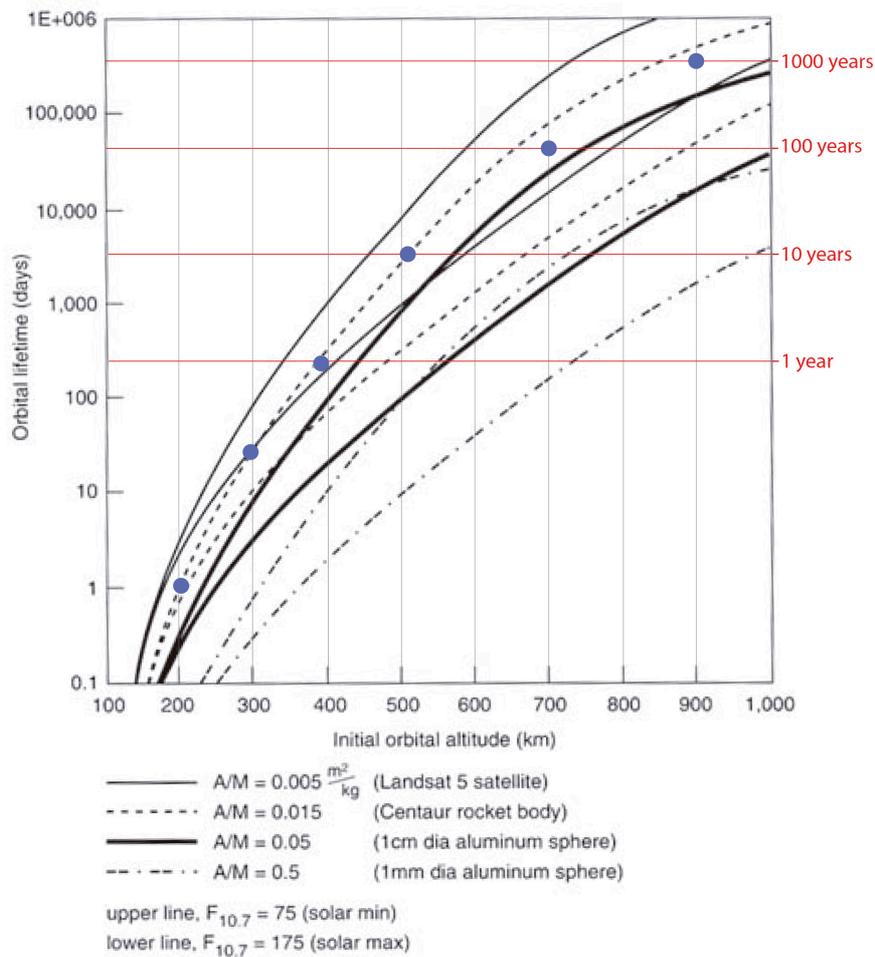


Figura 45. Gráfica del tiempo de reentrada en función de la altitud [61]

Para un voltaje nominal de 1kV y una potencia aportada por los paneles solares de 10 kW, se tiene una intensidad en la correa de 10 A. Para esta intensidad se tiene una fuerza de empuje para el vehículo de 0,9 N, tal y como aparece calculado al final en el ANEXO. El resultado obtenido para el delta-V en el ascenso es de 182,3 m/s al, valor razonable que concuerda con los delta-V de vehículos tether similares. Para una masa de 926 kg (426 kg + escombros capturados de 500 kg), se tiene un ΔV de 83,97 m/s.

Así, de acuerdo a los valores obtenidos en el ANEXO, para capturar un escombros de 500 kg orbitando la Tierra a una altitud de 800 km, el vehículo tardaría aproximadamente 5 días en ascender desde los 300-400 km y capturarlo, y otros 5 días en descender por debajo de la ISS, de manera que el tiempo medio por escombros sería aproximadamente de 10 días. Esto significa que el vehículo podría realizar cerca de 180 maniobras en sus 5 años de vida útil, en las que podría capturar etapas superiores abandonadas o vehículos espaciales relativamente pequeños (con una masa de 500 kg o menos), eliminando una masa total de basura espacial de aproximadamente 100.000 kg.

12.4. Presupuesto.

Gracias a sus pequeñas dimensiones, el vehículo propuesto podría transportarse como carga de pago secundaria en vehículos como Delta 4, Atlas 5 o Falcon 9, por lo que no supondría los elevados costes que supone un lanzamiento propio. Según los precios de la web de spaceflight [28], éste costaría 995.000 \$ (808.450 €), como se puede observar en la *Tabla 6*.

DETAIL	CONTAINERIZED		
	3U	6U	12U
PAYLOAD TYPE	3U	6U	12U
LENGTH (CM)	34.05	34.05	34.05
HEIGHT/DIA (CM)	10	10	22.63
WIDTH (CM)	10	22.63	22.63
MASS (KG)	5	10	20
PRICE-LEO	\$295	\$545	\$995
PRICE-GTO	\$915	\$1,400	\$2,750

Pricing in thousands (USD)

Tabla 6. Precio de lanzamiento de CubeSat [28]

De acuerdo a datos obtenidos de la UPM, el coste de cada CubeSat se estima en 300.000 €. Las baterías cuestan 6300 € cada una y las cámaras Argus 23.700 € cada una. Los paneles, de acuerdo a la información obtenida en [26], tienen un costo por watio de 500 \$/W, que supone un coste total de 5 M€.

Las dos redes, con su respectivo sistema para controlar el desacoplamiento, la captura y el acoplamiento tienen un coste total de 4 M€.

El presupuesto total aparece en la *Tabla 7*, en la que se enumeran cada uno de los costes en euros, estableciendo cuatro categorías: materiales, personal, otros costes y lanzamiento. De acuerdo al capítulo “Cost Modeling” de [37], el precio que aparece es el correspondiente al RDT&E (Research, Development, Test & Evaluation) que consiste en la suma de los costes de investigación, desarrollo, prueba y evaluación de un producto. En una segunda columna se ha añadido además la masa de cada uno de los componentes en kg, siendo ésta de 426 kg como ya se había comentado.

	Precio (€)	Masa (kg)
1. Materiales		
1.1. Paneles Solares	5.100.000	30,3
1.2. Dispositivos FEAC	1.000	0,02
1.3. Estructura 12U	25.000	2
1.4. Kits AEOLDOS	50.000	3,7
1.5. Tether reforzado	10.000	357,8
1.6. Cámara Argus (2 unidades)	47.400	0,46
1.7. Sistema Control Actitud	1.600	0,16
1.8. Sistema de Comunicación	8.500	0,075
1.9. Baterías (2 unidades)	12.600	8
1.10. Computadora de a bordo	9.850	0,094
1.11. CubeSat (12 unidades)	3.600.000	16
1.12. Sistema Redes	8.000.000	7,5
Total Materiales	16.865.950	426,109
2. Personal		
Total Personal (2 trabajadores, 5 años)	180.000	
3. Otros costes		
3.1. Instalaciones	150.000	
3.2. Software	10.000.000	
3.3. Mantenimiento	505.978,5	
Total Otros Costes	10.655.978,5	
4. Lanzamiento		
Total Lanzamiento	808.450	
TOTAL	28.510.378,5	

Tabla 7. Presupuesto total y masa de los distintos materiales

Como se puede observar en la *Tabla 7*, el presupuesto completo del proyecto completo sería aproximadamente de 30 M€. Este presupuesto es relativamente bajo en comparación a otras misiones espaciales pero hay que tener en cuenta que se trata de un vehículo pequeño, que es lanzado como carga secundaria y por lo tanto no tiene los gastos que supone un lanzamiento propio y que además, no necesita combustible.

12.5. Desarrollo de la tecnología “tether”.

Varios vuelos espaciales han conseguido demostrar con éxito el despliegue de correas electrodinámicas y su operación en órbita. Las misiones SEDS-1 y SEDS-2 de la NASA Marshall desplegaron una correa de 20 km.

El vehículo PMG o “Plasma Motor Generator” de la NASA Johnson, que ha aparecido en alguna ocasión a lo largo del trabajo, demostró una operación en la que se utilizaba la correa electrodinámica como generador y como motor. El TiPS demostró, con un “tether” de 2 mm de grosor y 4 km de longitud, que éste podía tener un largo tiempo de vida. Tanto SEDS-1, SEDS-2, como PMG y TiPS fueron diseñados y fabricados por Joe Carroll de TAI (Tether Applications).

A su vez, Joe Carroll también diseñó y fabricó correas electrodinámicas para las misiones ProSEDS y METS, la primera utilizaba un “tether” de 5 km de longitud para demostrar la desorbitación de una etapa superior Delta II, y la segunda de un “tether” de 7,5 km, pero ambas fueron canceladas.

El TEPCE, un nuevo sistema de correas electrodinámicas, está siendo desarrollado por NRL. Éste consiste en 3 unidades CubeSat para demostrar la emisión, colección y la propulsión electrodinámica. A su vez, la compañía Tethers Unlimited mencionada también a lo largo del trabajo cuenta con numerosos proyectos para diferentes misiones de correas electrodinámicas.

Además, el proyecto EDDE, ya explicado, pretende jugar un papel muy importante en el ámbito de la eliminación activa de basura espacial, siendo referente en términos de efectividad en el ámbito de la ADR.

12.5. Conclusión.

Tras la realización de este trabajo son varias las conclusiones extraídas.

La primera de ellas ya aparece en el título, y es el problema real que supone la enorme cantidad de basura espacial actual. Tras haber aprendido sobre el Síndrome de Kessler y conocer la reacción en cascada de la que habla, que generará más y más basura, parece evidente la necesidad de actuar para solucionar este problema.

En cuanto a las barreras legales, para poder actuar en orden a eliminar esta basura espacial, es totalmente necesaria la creación de un organismo internacional regulador que establezca un marco jurídico acorde a la realidad actual. A su vez, también existen unas barreras económicas que podrían solucionarse mediante el pago de tasas por los usuarios del espacio en función de la cantidad de basura que vayan a generar en un futuro.

En relación a las medidas tomadas para combatir la continua creación de basura espacial, considero muy importante la pasivación de las etapas superiores, gracias a la cuál se han evitado las explosiones. Sin embargo, debido a la gran cantidad de basura y a la poca concienciación existente, considero poco restrictiva la directriz de los 25 años para la eliminación de cualquier objeto puesto en órbita, viendo necesaria una reducción en el plazo de tiempo a 20 años o incluso menos si fuera posible. En este sentido, destacaría el uso de sistemas de desorbitación pasiva al final de la vida útil de un satélite, que le ayudaría a conseguir una reentrada y por lo tanto dejar de ser “basura”, en un tiempo mucho menor.

Por lo que respecta a los métodos, otra de las conclusiones es la ineficiencia que presentan las misiones o proyectos “one-by-one”, esos en los que sólo se elimina un único escombros de basura espacial. Considero este tipo de misiones excesivamente caras y lentas, ya que suponen una enorme cantidad de dinero para la poca basura que eliminarían.

Así, entiendo necesaria la utilización de métodos one-by-many en el campo de la ADR (Eliminación Activa de Basura Espacial). Dentro de éstos, hay que destacar el gran número de proyectos que sólo surgen de manera teórica y no se vuelve a saber nada de ellos, proyectos que no se van a llevar a cabo, al menos en un futuro próximo. Por la fiabilidad de los fundamentos y del proyecto en sí, me parece especialmente importante el proyecto VASIMR de Franklin Chang Díaz.

Pero si hay una solución realmente efectiva a largo plazo, capaz de eliminar toda la basura espacial, entiendo que ésta la constituyen las correas electrodinámicas, ese medio de propulsión alternativo que presenta la gran ventaja de no emplear combustible, característica que las hace predilectas en términos de eficiencia y bajo coste. Por lo tanto, en mi opinión, los proyectos enfocados a una eliminación activa de basura espacial deberían emplear correas electrodinámicas.

13. Bibliografía.

- [1] Grossi, M.D. (1984, Julio). *Spaceborn Long Vertical Wire as a Self-Powered ULF-ELF Radiator*. IEEE Journal of Oceanic Engineering.
- [2] Greenwood, D.T. (1965). *Principles of Dynamics*. New Jersey.
- [3] Bergin, C. (2015, 8 de Junio). *ISS dodges Minotaur debris via PDAM*. Enlace web: <https://www.nasaspaceflight.com/2015/06/iss-dodges-minotaur-debris-pdam/>
- [4] Cosmo, M.L., Lorenzini, E.C. (1997). *Tethers in Space Handbook*. NASA Marshall Space Flight Center.
- [5] Bayajid, S. (2014). *Bare-tape scaling laws for de-orbit missions in a space debris environment*. Departamento Física Aplicada a la Ingeniería Aeronáutica, ETSIA, Madrid.
- [6] Naciones Unidas (2002). *Tratados y principios de las Naciones Unidas sobre el espacio ultraterrestre*. Nueva York.
- [7] NASA's Orbital Debris Program Office (2011). *Briefing to the NASA Advisory Council*.
- [8] Mehrholz, D., Leushacke, L., Flury, W., Jehn, R. (2002). *Detecting, Tracking and Imaging Space Debris*. Boletín 109 de la ESA,.
- [9] Krag, H., Klinkrad, H., Markkanen, J., Leushacke, L. (2002). *Detection of small-size space debris with the FGAN and EISCAT radars*,
- [10] Baudet, L., Ruffiot M. (2016). *Active Debris Removal: from the main barriers to the definition of a business model*. Toulouse.
- [11] Lei Lan, Jingyang Li, Hexi Baoyin (2013). *Debris Engine: A potencial thruster for space debris removal*. Universidad Tsinghua, Pekín.
- [12] Gregory, D., Mergen, J.F., Ridley, A. (2012). *Space Debris Eliminator (SpaDE) Phase 1 Final Report*. Universidad de Michigan.
- [13] NASA's Academy of Program/Project & Engineering Leadership (2013). *Orbital Debris Management & Risk Mitigation*, 2013.
- [14] Pearson, J., Levin, E., Oldson, J., Carroll, J. (2011). *ElectroDynamic Debris Eliminator (EDDE): Design, Operation, and Ground Support*
- [15] Harris, E. (2013). *ElectroDynamic Debris Eliminator*. Enlace web: <http://www.star-tech-inc.com/id121.html>

- [16] David, L. (2012, 5 de Abril) .*How Huffing and Puffing Could Remove Space Junk*. Enlace web: <https://www.space.com/15178-space-junk-removal-spade.html>
- [17] Yost, B. (2017, 27 de Marzo). NASA. *Passive Deorbit Systems*. Enlace web: <https://sst-soa.arc.nasa.gov/12-passive-deorbit-systems>
- [18] Forshaw, J. L., Aglietti, G., Salmon, T., Retat, I., Roe, M., Burgess, C., Chabot, T., Pisseloup, A., Phipps, A., Bernal, C., Chaumette, F., Pollini, A. and Steyn, W. H. (2017). *Remove Debris Mission*. Enlace web: <https://www.surrey.ac.uk/surrey-space-centre/missions/removedebris>
- [19] Ibáñez, I. (2015, 2 de Noviembre). *La era de los CubeSats*. Enlace web: <http://www.infoespacial.com/ie/2015/11/02/opinion-cubesats.php>
- [20] Kramer. H. J. (2002). *Space tethers. Observation of the Earth and Its Environment: Survey of Missions and Sensors*. Enlace web: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/space-tethers>
- [21] De las Mercedes, M. (2013). *Space Junk: a legal problem of the era*. Enlace web: <http://p3.usal.edu.ar/index.php/aequitasvirtual/article/view/1361/1722>
- [22] Chang Díaz, F., Seedhouse, E.(2017). *To Mars and Beyond, Fast!*. Costa Rica- Estados Unidos.
- [23] Chang Díaz, F. (2017). *VASIMR Space Propulsion*. Enlace web: <http://www.adastrarocket.com/aarc/VASIMR>
- [24] UPM (2014, 3 de Marzo). *Un paso más cerca del fin de la basura espacial, proyecto BETs sobre deorbitado de basura espacial*. Enlace web: http://www.upm.es/Investigacion?fmt=detail&prefmt=articulo&id=9f45f39669864410VgnVCM10000009c7648a_____
- [25] Hoyt, R. (2007). *Space Debris Mitigation Technologies*. Tethers Unlimited, Inc.
- [26] Barrett. R., Campbell. D., Lake.M., Adams. L., Taylor. R., Abrahamson.E., Scherbarth. M., Welsh. J., Freebury. G., Beidleman. N., Abbot. J. (2006, 26 de Junio). *Development of a Passively Deployed Roll-Out Solar Array*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [27] Sorge, M., Peterson. G. *How to clean space: disposal and active debris removal*. Enlace web: <http://www.aerospace.org/crosslinkmag/fall-2015/how-to-clean-space-disposal-and-active-debris-removal/>
- [28] Space Flights. Enlace web: <http://spaceflight.com/schedule-pricing/#pricing>

- [29] Harkness. P., McRobb. M., Lützkendorf. P., Milligan. R., Feeney. A., Clark.C. (2013, 28 de Junio). *Development status of AEOLDOS - A deorbit module for small satellites*.
- [30] Jensen. K., Morris. D., Gilchrist. B., Gallimore. A. (2000, 16-19 de Julio). *Developing Field Emitter Array Cathode Systems for Electrodynamic Tether Propulsion*. Universidad de Michigan.
- [31] Voronka. R. N., Hoyt. P.R., Slostad. J. ,Gilchrist. B., Fuhrhop. K. (2006, 1 de Mayo). *Modular Spacecraft with Integrated Structural Electrodynamic Propulsion*. Tethers Unlimited. Preparado para NIAC (NASA Institute for Advanced Concepts). Atlanta.
- [32] Sanmartín. J., Ahedo.E. (2002, Abril). *Analysis of Bare-Tether Systems for Deorbiting Low-Earth-Orbit Satellites*. Universidad Politécnica de Madrid.
- [33] Sanmartín. J., Johnson. L., Lorenzini. E., Martínez. M., Irwin.V. (2000). *Electrodynamic Tethers for Spacecraft Propulsion*.
- [34] Bilén. S., McTerman. J., Gilchrist. B., Bell. I., Voronka.N., Hoyt. R. (2010, 2 de Septiembre). *Electrodynamic Tethers for Energy Harvesting and Propulsion on Space Platforms*.
- [35] ASTRIUM, DLR, CILAS (2011, 30 de Noviembre). *Laser debris removal architecture*. CleanSpace project.
- [36] NASA (1987, 1 de Septiembre). *Study of Plasma Motor Generator (PMG) tether system for orbit reboost*.
- [37] Larson. W. J, Wertz. J. R. (1999). *Space Mission Analysis and Design*.
- [38] Escritores “New World Encyclopedia” (2015, 15 de Octubre). *Space Debris*. Enlace web: http://web.newworldencyclopedia.org/entry/Space_debris
- [39] Riebeek. H., Simmon. R. (2009, 4 de Septiembre). *Catalog of Earth Satellite Orbits*. Enlace web: <https://earthobservatory.nasa.gov/Features/OrbitsCatalog/>
- [40] Grey. S. (2015, 22 de Diciembre). *Space debris 1957 – 2015*. Enlace web: <http://www.stugrey.com/2015/12/22/Space-Debris-1957-2015/>
- [41] Kessler. D. J., Cour-Palais. B. G. (1978, 1 de Junio). *Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt*.
- [42] Kessler. D. J. (1991). *Collisional cascading: The limits of population growth in low earth orbit*.

- [43] Adams. K. (2015, 22 de Septiembre). Junk in Space Could Have Impact on Earth. Enlace web: <https://www.marketplace.org/2015/09/22/tech/junk-space-could-have-impact-earth>
- [44] Wikipedia (2018, 9 de Marzo). *Goldstone Deep Space Communications Complex*. Enlace web: https://en.wikipedia.org/wiki/Goldstone_Deep_Space_Communications_Complex
- [45] Wikipedia (2018, 4 de Abril). *Haystack Observatory*. Enlace web: https://en.wikipedia.org/wiki/Haystack_Observatory
- [46] Loginov. S., Yakolev. M., Mikhailov. M., Makarov. Y., Popkova. L., Gorlov. A., Bulynin. Y. (2009, 30 de Marzo). *Activity of Russian Federation on Space Debris Problem*. Enlace web: <http://lfvn.astronomer.ru/report/0000048/010/index.htm>
- [47] Wikipedia (2018, 5 de Marzo). *Orbital Express*. Enlace web: https://en.wikipedia.org/wiki/Orbital_Express
- [48] Reintsema. R., Thaeter. J., Rathke. A., Naumann. W., Rank. P., Sommer. J. (2010, 1 de Septiembre). *DEOS – The German Robotics Approach to Secure and De-Orbit Malfunctioned Satellites from Low Earth Orbits*.
- [49] NASA (2017, 13 de Diciembre) *Space Test Program-H5 (STP-H5)*. Imagen de la NASA: ISS050E052652, realizada durante la “Expedition 50”. Enlace web: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/experiments/1998.html
- [50] Infoespacial (2012, 23 de Mayo). *Cleanspaceone: Suiza construirá una flota de Satélites con Tentáculos para recoger basura*. Enlace web: <http://www.gtd.es/de/blog/cleanspaceone-suiza-contruira-una-flota-de-satelites-con-tentaculos-para-recoger-basura>
- [51] ESA (2016) 12 de Abril). *Clean Space*. Enlace web: http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/Clean_Space/e.Deorbit
- [52] Higgins. T. (2016). *CubeSat DeOrbit System Video*. OldDominion University. Enlace web: <http://slideplayer.com/slide/9049881/>
- [53] Kramer. H. J. (2002). *CanX-7 (Canadian Advanced Nanospace eXperiment-7)*. Enlace web: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/canx-7>
- [54] OpenCourseWare (2015). *Session Electrodynamic Tethers*. Enlace web: https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-522-space-propulsion-spring-2015/lecture-notes/MIT16_522S15_Lecture25.pdf

- [55] EcuRed (2017) *Campo Magnético Terrestre*. Enlace web: www.portalplanetasedna.com.ar/magnetismo.htm portalplanetasedna
- [56] Bilén. G.S, McTernan. K., Gilchrist. B. E., Bell. I. C, Liaw. D., Voronka. N. R., Hoyt. R. P. (2012). *Energy Harvesting on Spacecraft Using Electrodynamic Tethers*.
- [57] Johnson. L. (2015) *Space Tethers and Elevators*. Enlace web: <http://www.baen.com/spacetethers>
- [58] Wormnes. K., Le Letty. R., Summerer. L., Schonenborg. R., Dubois-Matra. O., Luraschi. E., Cropp. A., Krag. H., Delaval. J. (2013). *ESA Technologies for Space Debris Remediation*.
- [59] Innovative Solutions In Space (2018). *12-Unit CubeSat structure*. Enlace web: <https://www.isispace.nl/product/12-unit-cubesat-structure/>
- [60] Australian Space Academy (2000). *Satellite Orbital Lifetimes*. Enlace web: <http://webcache.googleusercontent.com/search?q=cache:7dyl0gYo0IkJ:www.spaceacademy.net.au/watch/debris/orblife.htm+&cd=1&hl=es&ct=clnk&gl=es&client=safari>
- [61] MathWorks (2016, 26 de Febrero). *Vectorized Orbital Decay Routine For Space Objects Between 180 and 500 km Altitude*. Enlace web: <https://es.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/55371-vectorized-orbital-decay-routine-for-space-objects-between-180-and-500-km-altitude>
- [62] Clyde Space (2018). *Aerodynamic End of Life Deorbit Systems for CubeSats*. Enlace web: <https://www.clyde.space/products/59-aerodynamic-end-of-life-deorbit-system-for-cubesats>
- [63] NASA (2018, Febrero). *Orbital Debris Quarterly News*. Enlace web: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/quarterly-news/pdfs/odqnv22i1.pdf>
- [64] Matney. M. (2015). *Gabbard Plot Discussion*. Enlace web: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150009502.pdf>
- [65] Naciones Unidas (2007). *Directrices para la reducción de desechos espaciales de la Comisión sobre la Utilización del Espacio Ultraterrestre con Fines Pacíficos*.
- [66] Kaushal S., Arora. N., McNally. K., Coadou. J. P., Pachpande. N. (2015). *De-Orbit Kit Technology for Space Debris Mitigation*. Instituto de Ciencia y Tecnología Klawad, India.
- [67] Chaudary. B. (2009). *Unconventional Methods for Space Debris Removal*.

ANEXO

- Empuje máximo proporcionado por el tether.

$$\vec{F} = I\vec{L} \times \vec{B} = (10 \text{ A}) \cdot (3000 \text{ m}) \cdot (3 \cdot 10^{-5} \text{ T}) = \mathbf{0,9 \text{ N}}$$

- ΔV equivalente por día.

Para una masa de 426 kg la aceleración es:

$$a = \frac{F}{m} = \frac{0,9}{426} = 2,11 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$$

Este empuje equivale a un ΔV por día que se puede calcular aproximadamente:

$$\begin{aligned} \Delta V &= a \times t = (2,11 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2) \cdot (86400 \text{ s/día}) = \\ &= \mathbf{182,304 \text{ (m/s) /día}} \end{aligned}$$

Supongamos ahora la captura de una masa de 500 kg en una órbita circular a 800 km de altitud, con un empuje de 0,9 N.

En este caso, la aceleración imprimida a la masa total (500 kg + 426 kg) sería de:

$$a = \frac{F}{m} = \frac{0,9}{926} = 9,7 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2$$

que equivaldría aproximadamente a un ΔV de:

$$\begin{aligned} \Delta V &= a \times t = (9,7 \times 10^{-4} \text{ m/s}^2) \cdot (86400 \text{ s/día}) = \\ &= \mathbf{83,97 \text{ (m/s) /día}} \end{aligned}$$

- ΔH por día.

Considerando un radio de la Tierra de 6371210 m y un parámetro gravitacional $\mu = 0,3986005 \times 10^{15} \text{ m}^3\text{s}^{-2}$, la velocidad para una órbita circular a 800 km de altitud sería:

$$V_{\text{cir}800\text{km}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} = \sqrt{\frac{0,3986005 \times 10^{15}}{6371210+800000}} = 7455,43 \text{ m/s}$$

Partimos de la ecuación del efecto de fuerza tangencial:

$$\frac{dr}{dt} = \frac{2r^2}{\mu} V \frac{F_T}{m}$$

Agrupando términos tenemos:

$$\frac{dr}{r^2} = \frac{2V}{\mu} \frac{F_T}{m} dt$$

Suponiendo $V = \text{cte} = 7455,43 \text{ m/s}$, integramos:

$$\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_2} = \int_0^t \frac{2V}{\mu} \frac{F_T}{m} dt \quad [1]$$

Resolviendo la ecuación [1] para $t = 1 \text{ día} = 86400 \text{ s}$, $r_1 = 7171210 \text{ m}$, una masa total $m = 926 \text{ kg}$, y una aceleración negativa debido a que se trata de un descenso; podemos obtener el valor de r_2 y por lo tanto, cuánta distancia podría descender el vehículo propuesto en un día:

$$\frac{1}{7171210} - \frac{1}{r_2} = \frac{2 \cdot 7500}{0,3986005 \times 10^{15}} \cdot \left(-\frac{0,9}{926}\right) \cdot 86400$$

$$r_2 = 7012299,862 \text{ m}$$

Por lo tanto, cada día puede descender:

$$\Delta r = 158910,138 \text{ m} \approx 160 \text{ km}$$

Si ahora queremos saber cuánta distancia podría ascender el vehículo en un día una vez liberada la basura a una altitud de 350 km, tan sólo tenemos que resolver de nuevo la ecuación [1], pero ahora con una aceleración positiva, con una masa $m = 426 \text{ kg}$ y con $r_1 = 350000 \text{ m} + 6371210 \text{ m} = 6721210 \text{ m}$.

$$\frac{1}{6371210} - \frac{1}{r_2} = \frac{2 \cdot 7500}{0,3986005 \times 10^{15}} \cdot \frac{0,9}{426} \cdot 86400$$

$$r_2 = 7046138,967 \text{ m}$$

Por lo tanto, cada día puede ascender:

$$\Delta r = 324928,967 \text{ m} \approx 300 \text{ km.}$$

El vehículo capturará la basura entre los 750 km y los 1000 km. Se establece una media de dos días para el ascenso y tres días para la aproximación y captura. A su vez, se estima que el vehículo tardará otros 5 días en descender con la basura capturada y liberarla por debajo de la Estación Espacial Internacional.