

Misiones y tecnologías de eliminación activa de desechos espaciales

Sanjurjo-Rivo, Manuel ^{1,*}, Sánchez-Arriaga, Gonzalo¹, Fajardo, Pablo¹ y Pulido, Rosa².

¹ Universidad Carlos III de Madrid, Dpto. Bioingeniería e Ingeniería Aeroespacial. Avda. de la Universidad, 30, Leganés. 28911.

² ISDEFE

* Autor Principal y responsable del trabajo; Correo electrónico: manuel.sanjurjo@uc3m.es

Resumen: Desde el lanzamiento del Sputnik 1 en 1957, la población de desechos espaciales en órbita baja alrededor de la Tierra ha aumentado de manera monótona. Existen evidencias sólidas que indican que tal población ha superado el umbral de densidad crítico que da lugar a una cadena de colisiones y su fragmentación (síndrome de Kessler). Por ese motivo, distintas agencias espaciales y organismos internacionales están desarrollando programas dedicados a la reducción de los riesgos asociados a la basura espacial. Entre otros, se está prestando atención a los riesgos relacionados con la colisión entre satélites, la re-entrada incontrolada y la fragmentación de los satélites una vez acabada su vida útil. Las medidas se pueden categorizar en prevención, mitigación y eliminación de residuos. Siguiendo un trabajo, dentro también del marco de la Red Horizontes y dedicado a la prevención, que incluye principalmente la vigilancia y el seguimiento de objetos en órbita, esta ponencia resume el estado del arte de las tecnologías relacionadas con la eliminación activa de desechos espaciales. Estas tecnologías incluyen a los dispositivos de captura de objetos no cooperativos en órbita y a las tecnologías de desorbitado. Tras resumir la necesidad de misiones de eliminación de basura espacial y las iniciativas existentes en la actualidad, la ponencia presenta un análisis crítico de los tipos de misiones propuestas, junto con un estudio de las ventajas y desventajas de cada una de ellas. A continuación, se discuten y comparan las tecnologías de desorbitado (activas y pasivas) y se revisan las tecnologías más comunes propuestas para la captura. En base a ellas, se presentan las conclusiones de la ponencia que incluyen recomendaciones sobre las tecnologías más prometedoras y el papel que España puede jugar en el desarrollo de las mismas.

Palabras clave: de 3 a 6 palabras clave

1. Introducción

La actividad humana en el espacio en los últimos 60 años ha posibilitado la provisión de nuevos y mejorados servicios en tierra, como las telecomunicaciones o los sistemas globales de posicionamiento; así como el incremento en el conocimiento del sistema solar y el universo. Actualmente hay un elevado número de actividades humanas que son dependientes del correcto funcionamiento de los activos espaciales. No obstante, la actividad espacial ha tenido también consecuencias negativas. Entre ellas, el crecimiento de la población de objetos residentes en el espacio que no se encuentran operativos: los desechos espaciales. La población de estos desechos no ha dejado de crecer desde el lanzamiento del Sputnik 1 y la operación segura en determinadas órbitas está amenazada por su presencia (ver, por ejemplo, Resumen en 1).

La posibilidad de que la población de desechos espaciales creciera de manera exponencial fue predicha en los años 70 por Kessler y Cour-Palais [2]. Apuntó al fenómeno de las colisiones en órbita como un proceso relevante en la generación de nuevos fragmentos, y acuñó el término de cascada de colisiones para referirse a la situación en la que el número de fragmentos en órbita crece de manera sostenida debida a las colisiones entre ellos, sin necesidad de aporte de nuevos objetos. Este escenario, se conoce actualmente como síndrome de Kessler [3]. Sin embargo, no es hasta los años 90 cuando el interés de las agencias espaciales por este problema se traduce en la creación del Comité de coordinación inter-agencias para los desechos espaciales (*Inter-Agency Space Debris Coordination Committee*, IADC en sus siglas en inglés) [4]. A partir de ese momento, existen departamentos en las agencias espaciales dedicados al estudio de este problema, y a cargo de programas e iniciativas para la reducción, mitigación y seguimiento de la basura espacial. La Agencia Espacial Europea (ESA) dispone de un grupo de trabajo dedicado al *space debris* desde 1988, que ha ido creciendo en tamaño y recursos desde entonces. En los últimos años, la ESA también ha desarrollado el programa Clean Space para afrontar el problema de la utilización sostenible del espacio de manera más holística.

Las actividades que se han llevado a cabo se dividen en monitorización, mitigación y eliminación. La monitorización consiste en realizar el seguimiento y en el desarrollo de modelos de población. La actividad de seguimiento, en sus siglas en inglés, SST (*space surveillance and tracking*) está dirigida principalmente a alertar sobre posibles colisiones de objetos en órbita y fue tratada en una comunicación previa del DESEID [5]. La mitigación, por su parte, se centra en evitar que la población de residuos aumente, no generando nuevos fragmentos o desechos en el futuro. Para ello, la IADC ha elaborado una serie de recomendaciones [6].

Este trabajo está dedicado a las actividades de eliminación. La necesidad de llevar a cabo misiones de eliminación activa de desechos espaciales para evitar su crecimiento ha sido analizada en detalle en el artículo de Liou et. al. [7]. Estudios previos habían apuntado que la población de desechos seguiría creciendo según el proceso descrito por Kessler y Cour-Palais [2] incluso aunque no se produjeran más lanzamientos. Liou analizó la evolución a largo plazo, 200 años, de distintos escenarios: 1) inacción y lanzamiento sostenido de nuevos objetos al espacio; 2) eliminación activa de dos objetos al año; 3) eliminación activa de cinco objetos al año. Se llevaron a cabo simulaciones de la evolución de la población de desechos asumiendo que las actividades de mitigación fuesen altamente exitosas: no existirían nuevas explosiones en órbita y que la vida media de los objetos en órbita baja era de 25 años o menos en un 90% de los casos. A pesar de ello, en el escenario 1, la población de desechos en órbita baja (LEO) aumentaría en alrededor de un 75% en 200 años. Por el contrario, la eliminación activa de cinco objetos al año conseguiría mantener casi constante la población de basura espacial en ese periodo. Estos y otros trabajos pusieron de manifiesto la necesidad de realizar misiones ADR (*Active Debris Removal*), es decir, misiones dedicadas a capturar basura espacial y traerla de vuelta a la Tierra para eliminarla durante la re-entrada (desorbitar). En la última década, se han llevado a cabo distintos estudios de viabilidad de esta clase

VI Congreso Nacional de I+D en Defensa y Seguridad, 2018

de misiones, los cuales prestaron especial atención a las nuevas tecnologías que hay que desarrollar y madurar. Uno de los más detallados ha sido el realizado por ESA sobre ENVISAT, un satélite de observación de 8 toneladas que quedó inoperativo en 2012 [8]. Además de las exigencias técnicas, existen otras consideraciones de carácter legislativo sobre la propiedad de los desechos y las responsabilidades sobre los mismos que no se tratarán en este trabajo (véase, por ejemplo, [9, 10]).

Si bien el diseño de una misión ADR exige un estudio en detalle de todos los subsistemas que componen el vehículo espacial dedicado [11, 12], las tecnologías específicas de la misma o más requeridas son las de desorbitado, las de guiado, navegación y control (GNC) en operaciones de proximidad, y las tecnologías de captura. En esta ponencia se tratan, en la sección 2, las tecnologías de GNC y, en la 3, las de captura. En la sección 4, se hace un análisis crítico de las tecnologías de desorbitado. Finalmente, en la sección 5, se incluyen las conclusiones del trabajo.

2. Tecnologías de GNC para misiones de ADR

Independientemente del concepto de misión ADR, el vehículo espacial encargado de ello ha de realizar operaciones en las proximidades del objeto a eliminar. Dado que éste será habitualmente no-cooperativo, y no estará controlado, será necesario establecer con precisión el estado dinámico en que se encuentra antes de realizar un acercamiento. Por todo ello, el subsistema de GNC en estas misiones se encuentra altamente requerido.

Existen trabajos [13, 14] que revisan los retos que es necesario resolver en el GNC para realizar encuentros y/o ataques, con objetos no cooperativos, no controlados, y utilizando elementos de captura no totalmente rígidos [15]. Los desarrollos tecnológicos se han llevado a cabo tanto en los sensores, como en el procesado de imágenes, así como en métodos de guiado y control avanzados. Las soluciones presentadas han de tener en cuenta las distintas fases de la misión (*phasing, approach, fly-around, captura, de-orbitation*), presentando habitualmente distintas soluciones de GNC para cada una de ellas. La navegación se realiza con sensores activos (cámaras, LIDAR) o pasivos (cámaras 2D o 3D en visible o infrarrojo, IMUs). Los sensores han de proporcionar la información necesaria para estimar la posición, actitud y movimiento relativo entre el objeto y el vehículo. Para ello, el procesado de imágenes proporcionado por los sensores ha de producirse con la frecuencia necesaria para la operación sea segura en proximidad y en algunos casos puede ser cercana al tiempo real. Ejemplos de soluciones propuestas se pueden encontrar en la literatura, por ejemplo en la misión e.Deorbit de la ESA [16]. Otro aspecto crítico del GNC en este tipo de misiones son los algoritmos de guiado y control, dado que es necesario realizar una estimación de alta precisión del estado dinámico tanto del vehículo como del objeto a desorbitar, así como la generación de comandos de manera robusta (que tengan en cuenta la incertidumbre asociada a las estimaciones con las que trabaja). Algunos de los últimos trabajos en este campo están dedicados al modelado de alta fidelidad del sistema durante todas las fases de la misión centrados en aspectos como la flexibilidad del sistema conjunto vehículo-objeto a desorbitar, y su estabilidad dinámica [15]. También son relevantes los trabajos encaminados a utilizar control adaptativo y robusto en las misiones ADR [17].

En varias de los estudios propuestos por la ESA y la Comisión Europea, la industria y la academia española han estado presentes. Un listado no exhaustivo de proyectos liderados o participados por la industria española en este campo son: eDeorbit [16], ROGER (*Robotic geostationary orbit restorer*) [18], HYPPOS: Hybrid Propulsion Solutions for Space Debris Remediation Study [19], LEOSWEEP [20].

3. Captura de objetos no cooperativos en órbita

Los métodos de captura de objetos no cooperativos en espacio han sido estudiados de manera extensa en los últimos años en relación a las misiones ADR, aunque no todos los métodos de desorbitado exigen que el desecho espacial sea capturado. De hecho, existen revisiones recientes que recogen este esfuerzo para desarrollar tecnologías que permitan realizar la captura en órbita [21]. Normalmente las tecnologías de captura se han clasificado, de acuerdo a la rigidez del mecanismo utilizado, como rígidas o flexibles [21].

En la primera categoría se encuentran las variantes al brazo robótico, el cual se ha sugerido para tratar de cumplir con los requisitos más exigentes de una misión (captura de un objeto no cooperativo y no controlado). El brazo robótico puede ser único, como el propuesto por DLR en la misión DEOS [22], múltiple, como el del programa de Reino Unido relacionado con vuelo tripulados ATLAS (*Advanced Teleactuated Robotic System*) [23] o, con tentáculos, una de las opciones consideradas en el proyecto eDeorbit de la ESA [24], entre otros. Este último, puede disponer de brazo robótico o no, dependiendo del sistema de captura. Entre las mayores ventajas de la captura con brazo robot se encuentran la madurez y robustez de la tecnología, con experiencia de vuelo en varias misiones. Sin embargo, normalmente su masa es mayor que las de las tecnologías flexibles y hay que hacer un mayor esfuerzo en términos de precisión y control durante la maniobra de aproximación y captura.

Por su parte, los métodos de captura flexible se pueden clasificar en función del elemento utilizado para ella en los siguientes tipos: captura con red, amarra o arpón. La captura usando una red ha sido descrita en detalle en el estudio de la ESA ROGER [18]. La red dispondría de cuatro masas en los extremos que serían disparadas por un sistema pretensado, de manera que la red se extendiese alrededor del objetivo y se cerrase sobre él. Es un sistema que está siendo estudiado de manera intensiva en la ESA como solución para el problema de la captura de desechos espaciales de distinto tamaño. No obstante, se trata de una tecnología (común en el caso de las flexibles) de difícil control, y testeo en tierra. Por su parte, en el concepto de la amarra, se dispone un elemento en su extremo encargado de asir el objeto a desorbitar. En el extremo de la amarra, se encuentra un dispositivo con tres enganches que capturaría el objeto a desorbitar, lo cual requiere que el objetivo cuente con un punto de enganche. Este concepto ha sido estudiado en detalle en el sistema TSR (Tethered Space Robot) [25], entre otras. Además, la amarra aprovecha los estudios y las misiones realizadas que han utilizado esta tecnología. Finalmente, el arpón (unido con una amarra o cable) se lanzaría desde el vehículo y penetraría en el objeto a desorbitar. En este caso, no es necesario disponer de un lugar en el objeto para asirlo y es compatible con distintos tamaños de desecho. Entre las mayores desventajas de la captura flexible se incluyen su difícil modelado y control (sobre todo en el momento post-captura). En el caso del arpón existe riesgo de generación de nuevos fragmentos o ruptura del objeto a desorbitar. Además, a diferencia del brazo robot en donde toda la captura se hace lentamente y de manera controlada, las tecnologías flexibles tienen normalmente un solo disparo que no debe fallar. Entre sus ventajas destacan su baja masa y requisitos menos exigentes en la maniobra de aproximación.

4. Tecnologías de desorbitado

La tecnología de desorbitado es aquella que se encarga de disminuir la altura de la órbita hasta provocar la reentrada del objeto. Tanto en un escenario de ADR, que involucra la captura de un

objeto y su desorbitado, como en uno de autoeliminación, es decir llevando abordo un kit de desorbitado y activándolo una vez finaliza la misión, la tecnología de desorbitado es imprescindible. Por ello, y según la población de basura espacial aumente y la legislación se endurezca, se espera que se abra un interesante mercado de tecnologías de desorbitado. Esas perspectivas están estimulando el interés no sólo por desarrollar y madurar las tecnologías de desorbitado, sino también por tratar de anticipar cuál de ellas dominará el futuro mercado. Como veremos, esta última pregunta no es fácil de contestar, pues los requisitos son muy variados y en algunos casos difícilmente cuantificables con la información actual. Entre los que se han mencionado en la literatura se incluyen [1;26]: (i) colocar el tiempo de desorbitado T_D por debajo de 25 años para las órbitas de interés (típicamente altura mayor de 800km y alta inclinación), (ii) masa pequeña relativa al satélite que se desorbita, (iii) tecnología escalable hasta ser capaz de desorbitar toneladas, (iv) si el desorbitado es largo, maniobrabilidad para evitar colisiones con otros objetos, (v) simple y fiable, y (vi) disminuir el producto del área frontal por el tiempo de desorbitado ($A \times T_D$). A esta lista hay que añadir otras consideraciones como el coste y el alineamiento de la tecnología con otros intereses industriales. Permitir la reentrada controlada puede ser un requisito adicional, pero seguramente no sea crítico en el futuro si se implementa la filosofía *Design-for-Demise* dirigida a provocar la desintegración del satélite durante la reentrada.

Las tecnologías de desorbitado pueden dividirse en dos grandes familias. Las activas funcionan bajo el principio de acción-reacción e incluyen la propulsión química y la eléctrica, las cuales tienen ambas una madurez alta. Además, la química es la única de todas las tecnologías que permite reentrada controlada. En [27], se presenta una evaluación de las actuaciones de estas tecnologías en escenarios de desorbitado. Sin embargo, la propulsión química tiene problemas con el requisito (ii). Un estudio de ESA concluyó que para desorbitar satélites de 200 kg, 1000 kg y 2000 kg, la masa del kit de desorbitado basado en propulsión química representaría alrededor de un 7%, 16.5% y 22% [28]. El uso de propelente sólido ofrece claras ventajas, ya que se puede obtener un alto empuje con un sistema relativamente simple y fiable [29]. Sin embargo, pueden presentar problemas en términos de emisión de partículas y toxicidad del combustible. Es por ello que también se buscan soluciones con propulsión híbrida [30]. La propulsión eléctrica puede ser ciertamente una buena alternativa, especialmente si ya se encuentra abordo por otro requisito de misión. Sin embargo, hay que tener presente que necesita potencia eléctrica, combustible, y un buen apuntamiento durante el largo desorbitado, lo cual dificulta los requisitos (ii) y (v).

Las pasivas operan bajo un mecanismo físico totalmente diferente y también incluyen dos subgrupos. Las velas o sistemas de aumento de resistencia utilizan la resistencia aerodinámica resultado del movimiento relativo entre un sólido (la vela) y un fluido (el aire). Las amarras espaciales electrodinámicas desorbitan gracias a la resistencia de Lorenz que ocurre entre conductores en movimiento relativo (la amarra y el plasma ionosférico) en presencia de un campo magnético (el geomagnético). Estas tecnologías no necesitan propelente, lo cual resulta obviamente en una ventaja importante en términos de masa y simplicidad. En Europa las velas han alcanzado un TRL de entre 5 y 6 gracias al proyecto ADEO de la ESA [31]. Sin embargo, precisamente por el mecanismo físico con el que operan, las velas prácticamente no cumplen ninguno de los requisitos: (a) la densidad del aire es muy pequeña a las alturas críticas (mayores de 800km) por lo que cumplir $T_D < 25$ años conduce a velas gigantescas para las masas de interés, (b) no es escalable por motivos estructurales y de despliegue, (c) en principio no permite maniobrabilidad, y, lo más importante, (d) no reduce el producto $A \times T_D$, el cual mide la probabilidad de colisión. Por otro lado, no es difícil

demostrar que, en términos de masa y para las órbitas críticas, las amarras son entre uno y dos órdenes de magnitud más eficientes que las velas, más de un orden de magnitud mejor que la propulsión química, y algo menos de un orden de magnitud mejor que la propulsión eléctrica (ver Fig. 1 en [26]). Por ello, discutimos a continuación con algo más de detalle el estado del arte de las amarras espaciales haciendo énfasis en el marco europeo y español.

4.1. Amarras espaciales Electrodinámicas

Una amarra espacial electrodinámica es un conductor largo unido a un objeto en órbita. Si existe un buen contacto eléctrico con el plasma ambiente, el movimiento relativo de la amarra con respecto al plasma ambiente y la presencia del campo geomagnético resultan en una corriente eléctrica a lo largo de la amarra. La fuerza de Lorentz del campo geomagnético sobre la corriente en la amarra produce el desorbitado del objeto sin necesidad de usar propelente o potencia eléctrica. Tras más de tres décadas de investigación, y un buen número de misiones espaciales, las amarras espaciales electrodinámicas han logrado importantes avances. Dos de ellos son la sustitución de la amarra conductora con aislante por la desnuda [32] y el cambio de sección transversal circular a una geometría tipo cinta [33]. Como resultado, estos dispositivos son ahora muy robustos ante el impacto de micrometeoritos y más eficientes en misiones de desorbitado.

Actualmente existen dos tipos de amarras electrodinámicas. El primero consiste en una cinta conductora equipada en un extremo con un emisor de electrones activo [32]. Las dimensiones típicas de la cinta, normalmente fabricada de aluminio, son del orden del centímetro de ancho, decenas de micras de espesor y varios (pocos) kilómetros de longitud. La cinta captura electrones del plasma ambiente de manera pasiva y el emisor cierra el circuito eléctrico. La selección del emisor depende de la corriente esperada en la amarra y puede incluir desde un emisor de efecto campo a un cátodo hueco. Los emisores activos necesitan potencia, la cual puede ser suministrada por la propia amarra penalizando ligeramente las actuaciones de desorbitado. En el caso del cátodo, es necesario llevar gas abordo, el cual limita el tiempo de operación del dispositivo. La amarra con emisor activo alcanzó TRL 4 en Europa gracias al proyecto FP7/Space BETs [34].

Precisamente en el marco de aquel proyecto se propuso un segundo tipo de amarra electrodinámica. En lugar de un emisor activo, la amarra se recubre con un material de baja función de trabajo que emite electrones de manera pasiva por efecto termiónico [35]. Más tarde se señaló que el efecto fotoeléctrico también ayuda a cerrar el circuito, por lo que se acuñó el término amarra con baja función de trabajo, LWT de sus siglas en inglés, que incluye ambos mecanismos físicos [36]. En un LWT, un segmento de la amarra captura electrones y el complementario los emite. Representa un viejo sueño de la industria aeroespacial ya que permite generar empuje en órbita de manera pasiva, sin usar consumible alguno y sin necesidad de potencia abordo. Es más, como toda amarra electrodinámica, un LWT tiene dos modos de operación. En modo pasivo desorbita el satélite y genera potencia que puede ser usada abordo [37]. Si el satélite tiene potencia disponible y el LWT se despliega de manera adecuada [38], un LWT puede consumir potencia y generar empuje para aumentar la altura de la órbita. Esta cualidad y la ausencia de consumibles abre un abanico muy amplio de aplicaciones comerciales nuevas. Uno que se ha estudiado ya es el desorbitado de adaptadores de carga útil desde órbita de transferencia geoestacionaria [39].

Sin embargo, llevar el concepto de LWT a la práctica requiere superar un problema de materiales importante: el desarrollo de un recubrimiento compatible con el entorno espacial, con función de trabajo menor que 1.5eV, y propiedades ópticas (absortividad y emisividad) comprendidas en cierto

VI Congreso Nacional de I+D en Defensa y Seguridad, 2018

rango para mantener la amarra caliente de forma pasiva [36]. La Agencia Estatal de Investigación ha financiado recientemente un proyecto en curso dedicado precisamente a atacar por primera vez este problema (ver sección de Agradecimientos). En paralelo, una propuesta FET-OPEN enviada por un consorcio internacional a la Comisión Europea se encuentra en lista de espera. El consorcio responsable tiene un marcado componente español ya que incluye a la Universidad Carlos III de Madrid (coordinador) y a SENER Ingeniería y Sistemas. También se ha puesto en marcha una red internacional de expertos en amarras y materiales con baja función de trabajo para estimular el desarrollo de la tecnología, y con presencia de miembros de ESA, NASA y JAXA. En 2019, Madrid acogerá la próxima International Conference on Tethers in Space. Su larga tradición en amarras espaciales y el liderazgo que ha tomado en estas acciones indican que España ocupa un lugar privilegiado para desarrollar un kit de desorbitado basado en amarras espaciales (con emisor activo o de tipo LWT).

5. Conclusiones

El estado actual de la población de basura espacial, que ya obliga a dedicar importantes recursos a labores de vigilancia y ejecución de maniobras de evasión de colisión, junto con las predicciones suministrados por los modelos, indican que el interés por las tecnologías y servicios asociados a la basura espacial experimentaran un crecimiento importante en las próximas décadas. Aun siendo vitales las acciones en prevención y mitigación, la única solución a largo plazo que hace sostenible el entorno espacial es la eliminación. Estas incluyen en el medio y corto plazo misiones de ADR con el fin de eliminar objetos que ya están en órbitas y estabilizar a la población (actualmente bajo el síndrome de Kessler). En esa fase son necesarias las tres tecnologías descritas en esta ponencia: GNC, captura, y desorbitado. Seguramente, una vez la población esté estabilizada y salga del síndrome de Kessler, solamente la tecnología de desorbitado será necesaria ya que cada satélite podrá llevar a bordo un dispositivo dedicado a ese fin. Tal solución parece más económica que implementar misiones de ADR.

Debido a la variedad de requisitos que deben cumplir las tecnologías de desorbitado, la discusión sobre cuál de ellas es la más adecuada sigue abierta. Es posible que ninguna de ellas domine claramente en el futuro y la elección dependa de consideraciones particulares de la misión como las características de la órbita (altura e inclinación), masa del objeto a desorbitar, disponibilidad de potencia a bordo y/o de un sistema de propulsión (eléctrica o química), y de la necesidad de realizar reentrada controlada. En cualquier caso, las amarras espaciales electrodinámicas parecen destacar por su potencial disruptivo, aunque aún necesitan recorrer un camino en términos de desarrollo tecnológico y maduración. Dicho camino es más largo en el caso de la amarra con baja función de trabajo, que sin embargo presenta una serie de ventajas únicas como la ausencia de consumibles. España ocupa una posición privilegiada para desarrollar y transferir al mercado tecnologías basadas en LWTs.

Agradecimientos

Agradecemos a la Red Horizontes ISDEFE. El trabajo de GSA está parcialmente financiado por el Ministerio de Economía, Industria y Competitividad de España (RYC-2014-1535) y la Agencia Estatal de Investigación (AEI) de España (ESP2017-82092-ERC).

Referencias

1. Sanmartín, R., Sánchez-Arriaga, Seguridad Espacial: una solución práctica para el problema de los residuos espaciales en órbita, III Seminario sobre Actividades Espaciales y Derecho, Instituto Iberoamericano de Derecho Aeronáutico y Del Espacio y de la Aviación Comercial, 2013, pp 71-82
2. Kessler DJ, Cour-Palais BG. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*. 1978 Jun 1;83(A6):2637-46.
3. Kessler DJ, Johnson NL, Liou JC, Matney M. The kessler syndrome: implications to future space operations. *Advances in the Astronautical Sciences*. 2010 Feb 6;137(8):2010.
4. Johnson N. Origin of the Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. 2014 (url: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150003818.pdf>, accessed 09/18)
5. Sanjurjo-Rivo M, Fajardo P, Sánchez Mayorga J. Horizonte ISDEFE: Espacio. Analisis del marco institucional y de las principales lineas de desarrollo e investigacion actuales en el area Vigilancia y Seguimiento espaciales (SST). DESEID 2016.
6. Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. IADC space debris mitigation guidelines. IADC-02-01 Revision. 2007 Sep;1.
7. Liou JC, Johnson NL, Hill NM. Controlling the growth of future LEO debris populations with active debris removal. *Acta Astronautica*. 2010 Mar 1;66(5-6):648-53.
8. Bombardelli C, Urrutxua H, Merino M, Ahedo E, Peláez J, Summerer L. A plan to Deorbit Envisat. In *Proceedings of the 2nd European Workshop on Active Debris Removal*, Paris 2012 Jun 18.
9. Ansdell M. Active Space Debris Removal: Needs, Implications, And Recommendations For Today's Geopolitical Environment. *Journal of Public & International Affairs*. 2010 Mar 1;21.
10. Tallis, J. Remediating Space Debris Legal and Technical Barriers, *Strategies Studies Quaterly* 2015, pp 86-99.
11. Wormnes K, Le Letty R, Summerer L, Schonenborg R, Dubois-Matra O, Luraschi E, Cropp A, Krag H, Delaval J. ESA technologies for space debris remediation. In *6th European Conference on Space Debris* 2013 Apr 22 (Vol. 1, pp. 1-8). ESTEC, Noordwijk, The Netherlands: ESA Communications.
12. Kumar K, Ortiz Gómez N, Jankovic M, Romero Martín JM, Topputo F, Walker SJ, Kirchner F, Vasile M. Agora: Mission to demonstrate technologies to actively remove Ariane rocket bodies. In *International Astronautical Congress Paper IAC-15 A 2015* (Vol. 6, p. 6).
13. Kervendal E, Chabot T, Kanani K. GNC challenges and navigation solutions for active debris removal mission. In *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control 2013* (pp. 761-779). Springer, Berlin, Heidelberg.
14. Colmenarejo, P., Avilés, M. & di Sotto, E. *CEAS Space J* (2015) 7: 187. <https://doi.org/10.1007/s12567-015-0088-y>
15. Benvenuto R, Salvi S, Lavagna M. Dynamics analysis and GNC design of flexible systems for space debris active removal. *Acta Astronautica*. 2015 May 1;110:247-65.
16. Telaar J, Ahrns I, Estable S, Rackl W, Stefano MD, Lampariello R, Santos N, Serra P, Canetri M, Ankersen F, Gil-Fernandez J. Gnc architecture for the e. deorbit mission. In *Proc. 7th Eur. Conf. Aeronaut. Space Sci.* 2017 Jul.
17. Huang P, Zhang F, Meng Z, Liu Z. Adaptive control for space debris removal with uncertain kinematics, dynamics and states. *Acta Astronautica*. 2016 Nov 1;128:416-30.
18. Bischof B. ROGER-Robotic geostationary orbit restorer. In *54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law 2003* (pp. IAA-5).
19. Tonetti S, Cornara S, Faenza M, Verberne O, Langener T, de Miguel GV. Active Debris Removal and Space Debris Mitigation using Hybrid Propulsion Solutions. In *Stardust Final Conference 2018* (pp. 163-180). Springer, Cham.
20. Ruiz M, Urdampilleta I, Bombardelli C, Ahedo E, Merino M, Cichocki F. The fp7 leosweep project: Improving low earth orbit security with enhanced electric propulsion. In *Space Propulsion Conference 2014* May 19 (No. 2980908).

VI Congreso Nacional de I+D en Defensa y Seguridad, 2018

21. Shan M, Guo J, Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. *Progress in Aerospace Sciences*. 2016 Jan 1;80:18-32.
22. Reintsema D, Thaeter J, Rathke A, Naumann W, Rank P, Sommer J. DEOS—the German robotics approach to secure and de-orbit malfunctioned satellites from low earth orbits. In *Proceedings of the i-SAIRAS 2010 Aug* (pp. 244-251). Sapporo, Japan: Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA).
23. Ellery A. A robotics perspective on human spaceflight. *Earth, Moon, and Planets*. 1999 Nov 1;87(3):173.
24. Biesbroeck R. The e. Deorbit study in the concurrent design facility. In *The CleanSpace: Workshop, Darmstadt 2012 Sep*.
25. Huang P, Cai J, Meng Z, Hu Z, Wang D. Novel method of monocular real-time feature point tracking for tethered space robots. *Journal of Aerospace Engineering*. 2013 Jul 2;27(6):04014039.
26. Sanchez-Arriaga, G., Sanmartín, J., Lorenzini, E.C., Comparison of Technologies for Deorbiting Spacecraft From Low-Earth-Orbit at End of Mission, *Acta Astronautica*, 2017, 138, pp. 536-542. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.12.004>.
27. Ionel, A. Performance Evaluation of Propulsion Systems as LEO Deorbiting Devices, *International Journal of Engineering*, **2017**, 3, pp 39-48.
28. T. Soares et al, SPADES CDF Study Report, SPADES, assessment of solid propellant autonomous, deorbit System, 2013, CDF Study Report: CDF-137(A).
29. Schonenborg, R. A., Solid Propulsion de-orbiting and re-orbiting. *Proceedings in the 5th European Conference on Space Debris*, 2009
30. Tonetti, S., et al, Active Debris Removal and Space Debris Mitigation Using Hybrid Propulsion Solutions, *Conference Proceeding in the 7th European Conference on Space Debris*, 2017, ESA/ESOC, Germany.
31. Sinn, T. et al, Results of the Deployable membrane & ADEO Passive De-orbit subsystem activities leading to a drag sail demonstrator, *Conference Proceeding in the 7th European Conference on Space Debris*, 2017, ESA/ESOC, Germany.
32. Sanmartín, J., Martínez-Sánchez, M., Ahedo, E. “Bare Wire Anodes for Electrodynamic Tethers,” *Journal of Propulsion and Power*,” Vol 9, No 3, May-June, **1993**, 353-360.
33. Sanmartín, J., and Estes, R. B, “The Orbital-Motion-Limited Regime of Cylindrical Langmuir Probes”, *Physics of Plasmas*, 6, 1, **1999**, 395-405.
34. Sanmartín, J. et al, *BETs: Propellant less de orbiting of space debris by bare electrodynamic tethers*. 2012, "Let's embrace space". Publications Office of the European Union, Luxembourg, pp. 506-513. ISBN 978-92-79-22207-8.
35. Williams, J. D., Sanmartín, J. R., Rand, L. P., "Low work-function coating for an entirely propellantless bare electrodynamic tether”, *IEEE Trans. On Plasma Science*, 40, 5, 1441-1445, 2012.
36. Sanchez-Arriaga, G., Chen, X. Modeling and Performance of Electrodynamic Low-Work-Function Tethers with Photoemission Effects, *Journal of Propulsion and Power*, 2018, Vol 34 (1), pp. 213-220
37. Bombardelli, C., Sánchez-Arriaga, G. Sistema de generación de potencia eléctrica en órbita por medio de cables conductores flotantes, 2017, Patente ES2562713B2.
38. Sánchez-Arriaga, G., Bombardelli, C., Sistema de propulsión en órbita por medio de cables conductores flotantes, 2017, Patente ES2569540B2.
39. Sanchez-Arriaga, G., Chen, X., Lorenzini, E., "Optimal design and deorbiting performance of thermionic bare tethers in Geostationary Transfer Orbits”, *Journal of Propulsion and Power*, 2017, Vol 33 (2), pp. 425-432