

(01-051) - Preliminary study for the evaluation of asteroid capture missions using multi-criteria and fuzzy logic methodologies.

Ramírez López, Nelson ¹; Peña-Asensio, Eloy ²; Sánchez Lozano, Juan Miguel ³

¹ Escuela de Técnicas de Mando, Control y Telecomunicaciones, Ministerio de Defensa, ² Politécnico de Milán, ³ Centro Universitario de la Defensa de San Javier

Asteroids, defined as metal-rock fragments ranging in size from just a meter to several kilometers, represent not only a window into the understanding of the birth and evolution of the solar system, but also a potential source of natural resources. This study focuses on the analysis of criteria and alternatives for the design of space missions that bring asteroids closer to Earth, known as capture. Given the diversity of these celestial bodies, which present significant challenges in terms of movement, geometry, and structure, as well as the capture orbits themselves and the techniques used, mission analysis requires a meticulous approach. With the aim of performing a future application based on the combination of multi-criteria decision-making methodologies and fuzzy logic techniques, this study addresses the complexity of selecting the most appropriate parameters to define the best capture options.

Keywords: asteroids; orbits; decisión matrix; criteria; fuzzy methodologies

Estudio preliminar para la evaluación de misiones de captura de asteroides mediante metodologías multi-criterio y lógica difusa

Los asteroides, definidos como fragmentos métalo-rocosos que varían en tamaño desde apenas un metro hasta varios kilómetros, representan no solo una ventana hacia el entendimiento del nacimiento y evolución del sistema solar, sino también una fuente potencial de recursos naturales. Este estudio se enfoca en el análisis de los criterios y alternativas para el diseño de misiones espaciales que acerquen asteroides a la Tierra, lo que se conoce como captura. Dada la diversidad de estos cuerpos celestes, que presentan retos significativos en términos de movimiento, geometría y estructura, así como las propias órbitas de captura y las técnicas utilizadas, el análisis de misión requiere una aproximación meticulosa. Con el objetivo de realizar una aplicación futura basada en la combinación de metodologías de toma de decisiones multicriterio y técnicas de lógica difusa, este estudio aborda la complejidad de seleccionar los parámetros más adecuados para definir las mejores opciones de captura.

Palabras clave: asteroides; órbitas; matriz de decisión; criterios; metodologías difusas

Correspondencia: Juan Miguel Sánchez Lozano (juanmi.sanchez@tud.upct.es)

Agradecimientos: JMS-L y EP-A han realizado este estudio en el marco del Proyecto de la Fundación Séneca (22069/PI/22) financiado por la Comunidad Autónoma de la Región de Murcia a través de la convocatoria de Ayudas a proyectos para el desarrollo de investigación científica y técnica por grupos competitivos, incluida en el Programa Regional de Fomento de la Investigación Científica y Técnica de Excelencia (Plan de Actuación 2022). JMS-L también agradece el apoyo de los proyectos de investigación del Ministerio de Ciencia e Innovación (PID2020-112754GB-I00 y PID2021-128062NB-I00).



©2024 by the authors. Licensee AEIPRO, Spain. This article is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial-NoDerivatives 4.0 International License (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>).

1. Introducción

Los asteroides son cuerpos celestes rocosos, metálicos o metalorocosos que orbitan alrededor del Sol con un tamaño que oscila entre un metro y varios cientos de kilómetros de diámetro, y que no cumplen los criterios para ser clasificados como planetas (no presentan dominancia orbital) ni satélites (no orbitan un planeta) (Koschny y Borovicka, 2017). Los avances tecnológicos actuales permiten el desarrollo de misiones espaciales para no solo visitar asteroides, sino también modificar su trayectoria (o la de una porción significativa de su masa) para posibilitar su estudio e incluso explotación tripulada. Dichas misiones se clasifican como de captura o retorno de muestras.

En 2012 el Instituto de Estudios Espaciales Keck (Brophy et al., 2012) demostró que era posible desarrollar una misión espacial con la capacidad de detectar, capturar y posicionar en órbita del sistema Tierra-Luna un asteroide cercano a la Tierra (NEA, por sus siglas en inglés) de unos 500.000 kg en una franja de tiempo menor de una década. A partir de este estudio preliminar se desarrolló la misión Asteroid Redirect Mission (ARM) de la NASA que perseguía tres objetivos fundamentales: 1) la identificación de asteroides candidatos para realizar la captura a través del desarrollo de campañas de observación y caracterización; 2) el desarrollo de un vehículo espacial no tripulado con la capacidad de llegar al asteroide objetivo, capturarlo completamente (o una cantidad importante de masa) y acercarlo a una órbita del sistema Tierra-Luna; y, finalmente, 3) realizar un vuelo espacial tripulado que pudiera encontrarse con el asteroide capturado para analizar parámetros como su composición y estructura interna, y evaluar su potencial para la utilización de recursos.

A pesar de la cancelación de la misión ARM en 2017, los avances científicos y técnicos derivados han capturado el interés de la ciencia y la industria aeroespacial. El estudio y la explotación de asteroides abren caminos para abordar objetivos científicos (SBAG, 2020), como la investigación de la formación y evolución del Sistema Solar, el desarrollo de técnicas de defensa planetaria ante asteroides potencialmente peligrosos y el aprovechamiento in situ de recursos asteroidales (ISRU) (National Research Council, 2010). Además, estos avances impulsan objetivos estratégicos sectoriales, como el desarrollo de sistemas avanzados de guiado y navegación para misiones en cuerpos celestes menores, la formación de acuerdos internacionales científico-técnicos y el fomento del interés público por el espacio.

Es relevante destacar que las misiones de minería espacial contribuyen a los objetivos de desarrollo sostenible. Estas misiones podrían establecer hitos en el desarrollo de una industria extractiva en el espacio, promoviendo la innovación y el acceso a materiales escasos en la Tierra, como el platino. Este metal es esencial para mejorar la eficiencia en procesos industriales, incluyendo el desarrollo de celdas de combustible para vehículos eléctricos y catalizadores que reducen las emisiones de gases contaminantes. Además, la optimización del uso de recursos extraterrestres en sistemas de propulsión podría disminuir la contaminación en la Tierra al reducir la masa inicial de lanzamiento y, por lo tanto, el propulsante utilizado para salir de la atmósfera.

De esta manera, en este estudio se presentará de una manera rigurosa y sistemática el proceso de diseño de una misión espacial de captura de asteroides, considerando por una parte los objetivos tanto principales como secundarios de la misión, como por otra las diferentes alternativas de diseño que la tecnología actual ofrece. Así, se planteará el esquema de un sistema de toma de decisiones multicriterio y multiobjetivo, considerando incluso la lógica difusa, que permita analizar de una manera objetiva, ordenada y formal las alternativas óptimas acorde a los requisitos planteados.

2. Marco Teórico

La misión ARM, concebida más como una misión de demostración de capacidades tecnológicas que puramente científica, representó un hito en la carrera espacial ya que planteaba, por primera vez, la posibilidad de capturar un asteroide y posicionarlo en una órbita del sistema Tierra-Luna. Este enfoque abría la puerta a estudios detallados, los cuales no son posibles mediante observaciones remotas o el análisis de pequeñas muestras o polvo devueltas a la Tierra.

Varias misiones espaciales se han diseñado para determinar la composición y las propiedades geológicas de los asteroides a través de toma de muestras y su devolución a la Tierra para su posterior estudio. Algunas de ellas, como la misión NEAR Shoemaker, están diseñadas para realizar estudios detallados en las inmediaciones de un asteroide mientras que otras están especialmente concebidas para la recolección de muestras como Hayabusa, Hayabusa II u Osiris-Rex, que recogieron muestras de regolito de los asteroides Itokawa, Ryugu y Bennu respectivamente. Aunque los aportes científicos de estas misiones han sido significativos, debe notarse, que no son suficientes para asentar las bases de la explotación de los recursos que presentan los asteroides, lo cual constituye el objetivo principal de este análisis.

Por otra parte, y alineado con el objetivo secundario planteado en este análisis para la caracterización de asteroides, algunas misiones espaciales han centrado sus esfuerzos en la realización de estudios y pruebas asociados a la defensa planetaria. Entre estos esfuerzos se destaca la misión DART (Double Asteroid Redirection Test), dirigida al sistema binario Didymos donde impactó en el asteroide menor, Dimorphos. Esta hazaña posibilitó el estudio de una de las técnicas más destacadas de la defensa planetaria: la deflexión (desviación de la trayectoria) a través de impactos cinéticos. Cabe destacar también la misión Hera, que investigará no solo la modificación de la trayectoria de Dimorphos provocada por DART, sino también la composición y las propiedades físicas tanto de la superficie como de la subsuperficie de este cuerpo celeste, incluyendo el análisis del cráter resultante del impacto.

Finalmente, cabe puntualizar que la NASA desarrolló el programa NHATS (Near-Earth Object Human Space Flight Accessible Targets Study) en el que se pretendía estudiar la viabilidad de desarrollar misiones tripuladas a distintos NEOs. Sin embargo, los resultados que de este programa se desprenden no son directamente extrapolables a las misiones de captura de asteroides. Las limitaciones logísticas del desarrollo de una misión tripulada, entre ellas especialmente la masa desplegada y el tiempo máximo de duración de misión (limitada a menos de un año en el caso de misiones tripuladas) no hacen posible, hoy en día, que sea viable realizar la captura de un asteroide mediante una misión tripulada.

Por tanto, analizar las diferentes configuraciones relacionadas con misiones de captura de asteroides implica tener en consideración múltiples factores o criterios. De hecho, en los últimos años han comenzado a aplicarse técnicas, originariamente centradas en resolver problemas de índole económico, en la rama de la ingeniería aeroespacial, las denominadas metodologías de toma de decisiones multi-criterio (MCDM, por sus siglas en inglés). Estas técnicas ya han sido aplicadas en estudios de clasificación de asteroides potencialmente peligrosos (Sánchez-Lozano & Fernández-Martínez, 2016) e incluso en la priorización de sus potenciales fechas de impacto (Sánchez-Lozano et al., 2019). Además, en estudios de esta naturaleza es frecuente encontrar criterios o parámetros que influyen en el proceso de evaluación, y que son difíciles de cuantificar de forma precisa (riesgo de la misión, nivel o madurez de la tecnología aplicada, son muestras claras de ello). Es por ello por lo que estas metodologías MCDM suelen ser combinadas con técnicas basadas en inteligencia artificial como la lógica difusa, con el objetivo de resolver problemas en este ámbito. Ejemplos de esta combinación la podemos encontrar en estudios tales como la evaluación de diferentes técnicas de desvío de NEAs (Sánchez-Lozano et al., 2020; Fernández-Martínez & Sánchez-Lozano, 2021).

3. Metodología

3.1 Selección de criterios

En el transcurso del presente análisis se describirán diferentes estudios de priorización relacionados con la selección de los asteroides candidatos idóneos, la evaluación de las diferentes misiones o técnicas de captura asociadas, la elección entre los distintos sistemas de propulsión disponibles, así como el análisis de las órbitas de estacionamiento en las que se posicionará el asteroide. Todos los estudios anteriormente descritos están basados en múltiples criterios en conflicto que influyen en la priorización. A modo de ejemplo cabe mencionar la composición del asteroide (base de carbono, base de silicio o metálico), su tamaño velocidad heliocéntrica y de rotación (spin) para la selección del candidato idóneo, el nivel de madurez de la tecnología o el riesgo de la misión para la evaluación de las diferentes técnicas de captura, o el empleo de procesos químicos, termonucleares o eléctricos para la evaluación de los diferentes sistemas de propulsión.

3.2 Metodologías de toma de decisiones multicriterio y lógica difusa

La propuesta metodológica está basada en la aplicación de técnicas MCDM a través de la combinación de metodologías de toma de decisiones multiatributo (MADM, por sus siglas en inglés) con enfoques multiobjetivo y herramientas de lógica difusa. La base de la resolución de cualquier problema de decisión, empleando metodologías MADM, se sustenta en la evaluación de un conjunto de alternativas en las que es necesario escoger la mejor opción, y para ello intervienen múltiples criterios que están en conflicto. De forma similar es posible definir las metodologías multiobjetivo, en este caso, el conjunto de alternativas no está predeterminado a priori, sino que será proporcionado por el análisis MADM previo. Técnicas clásicas tales como el Proceso Analítico Jerárquico (AHP) diseñado por Thomas Saaty (1980), la metodología TOPSIS (Technique for Order Preference by Similarity to Ideal Solution) propuesta por (Hwang & Yoon, 1981), VIKOR (VlseKriterijumska Optimizacija I Kompromisno Resenje) desarrollada por Opricovic & Tzen (2004), u otras de reciente creación como la Solución de Compromiso Combinada (CoCoSo) elaborada por (Yazdani, et al., 2019) y MARCOS (Measurement of Alternatives and Ranking according to COmpromise Solution) (Stevic et al., 2020), serán analizadas para su ejecución en el proceso.

De igual modo, en problemas de decisión como los propuestos en este estudio existirán parámetros o criterios cuya naturaleza sea de tipo cualitativa, y que su importancia en la decisión sea tal que resulte necesario incluirlos en el proceso de priorización y/o evaluación. Para ello, la teoría de los conjuntos difusos propuesta por Lofti A. Zadeh permitirá identificar las valoraciones de tales criterios mediante grados de pertenencia a través de funciones de membresía (Zadeh, 1965, 1975).

Por lo tanto, las metodologías multiatributo permitirán obtener las priorizaciones de los diversos problemas de decisión planteados, resultando posible posteriormente evaluar, bajo un enfoque multiobjetivo, los conjuntos de soluciones obtenidos. Tal y como se ha indicado anteriormente, se recurrirá también a técnicas basadas en la lógica difusa en aquellos problemas de decisión en los que intervengan criterios cuya valoración tenga un marcado carácter subjetivo.

4. Diseño de la Misión

A la hora de realizar el diseño de una misión espacial dedicada a la captura y reposicionamiento de un asteroide es necesario analizar los requisitos que deben cumplir los asteroides candidatos, las técnicas de captura de asteroides asociadas, las diferentes alternativas de sistemas de propulsión disponibles y las órbitas de estacionamiento las que se posicionará el asteroide. En primer lugar, a la hora de evaluar la idoneidad de un determinado

asteroide como candidato es necesario evaluar cuál es el objetivo último de la misión planteada: el estudio y caracterización de asteroides con el fin de poder explotar sus recursos. A este respecto, cabe señalar que los asteroides se clasifican en tres grandes grupos según su composición:

- Los asteroides con base de carbono, que están compuestos hasta en un 40% de volátiles extraíbles, aproximadamente a partes iguales de agua y compuestos con carbono.
- Los asteroides con base de silicio, que contienen poca agua, pero son ricos en níquel, hierro, cobalto, y ocasionalmente metales preciosos como rodio, oro y platino.
- Los asteroides de tipo metálico, que están compuestos principalmente de hierro y níquel.

Atendiendo a los parámetros anteriores (Tholen, 1989), el hecho de que los asteroides de base de carbono tengan gran cantidad de volátiles, entre ellos agua, es un factor clave que podría decantar la toma de decisiones en esta dirección. Además, este tipo de asteroides tienden a ser porosos y fáciles de cortar o triturar debido a su baja resistencia mecánica lo que facilita los procesos de extracción de sus recursos.

Para que las misiones de captura de asteroides sean viables, es necesario que la órbita del asteroide transite inicialmente cerca del sistema Tierra-Luna, con perihelios entre 0.7 y 1.3 unidades astronómicas, según lo establecido por Strange et al., (2013). Además, las ventanas de lanzamiento deben alinearse con estas órbitas para que la misión sea factible dados los límites de la tecnología de propulsión existente. Específicamente, los incrementos de velocidad que el vehículo capturador debe proporcionar están limitados a menos de 200 m/s. Con estas restricciones, se espera que la duración total de la misión oscile entre 5 y 10 años.

Otro parámetro esencial es el tamaño y densidad del propio asteroide que no sólo influirá en el diseño de la misión a través la masa (el estado tecnológico impone una limitación en las masas capturadas de entre 50 y 500 toneladas) sino también porque el diámetro, en combinación con el albedo determinan la capacidad de observación y caracterización del asteroide desde la superficie terrestre con suficiente antelación como para poder programar una misión de captura. Estos condicionantes acotan un abanico de tamaños del asteroide que comprende desde diámetros de 7 a 100 metros. Es este segundo caso, la misión debería centrarse en la captura de un boulder (roca más o menos grande) que se encuentre en su superficie con un diámetro de unos 4 metros, lo que se traduciría en una masa capturada del orden de 70 toneladas aproximadamente.

Finalmente, debe considerarse su estado de rotación (Takahashi et al., 2013). Este requisito es especialmente aplicable a un diseño de misión donde se pretenda una captura completa del asteroide ya que, para minimizar las fuerzas transmitidas entre el asteroide y el mecanismo de captura, el vehículo deberá alinearse con el eje de giro y alcanzar un estado de rotación similar al del asteroide. En la práctica con la tecnología disponible esto se traduce en periodos de rotación menores de 2 revoluciones por minuto. En el caso de que la misión pretenda capturar un boulder de la superficie de un asteroide mayor, este requisito no sería tan restrictivo ya que los cuerpos de este tamaño tienen periodos de rotación mucho más elevados (Muirhead y Brophy, 2014).

A modo de síntesis, en la Tabla 1 se presentan los principales parámetros que condicionan la selección de un asteroide como objetivo de la misión de captura.

Por otro lado, es necesario revisar las opciones de captura disponibles. De manera general, estos mecanismos pueden clasificarse en dos grandes grupos: aquellos en los que el vehículo capturador y el asteroide quedan unidos de manera mecánica y aquellos en los que el vehículo capturador modifica las propiedades físicas del asteroide para desviar su trayectoria sin necesidad de realizar un anclaje sólido.

Tabla 1: Principales parámetros que condicionan la selección de un asteroide como objetivo de la misión de captura

Característica	Parámetro óptimo	Observación
Composición	Base de carbono	Buenas características de explotación, pero bajo albedo.
Órbita	$\Delta v_{\text{capturador}} < 200 \text{ m/s}$ $t_{\text{misión}} < 10 \text{ años}$	Se requiere que la órbita original del asteroide pasa cerca del sistema Tierra-Luna en los periodos de estudio.
Tamaño	$7 \text{ m} \leq d_{\text{captura completa}} \leq 10 \text{ m}$ $2 \text{ m} \leq d_{\text{captura boulder}} \leq 4 \text{ m}$	Determina la observabilidad y la masa capturada
Rotación	Eje de rotación estable $\omega < 2 \text{ r.p.m}$	Especialmente relevante en el caso de que se pretenda la captura completa de un asteroide pequeño

Dentro del primer grupo, se destacan dos mecanismos principales: el uso de redes o bolsas desplegables y el uso de brazos robóticos o anclajes mediante microperforadores. La primera opción permite la captura de asteroides completos con mínima alteración de su superficie. Además, se trata de un mecanismo relativamente simple cuya efectividad ya ha sido probada de manera experimental por la NASA durante las pruebas conceptuales de la misión ARM (Gates et al., 2015). La segunda alternativa es un método mecánicamente mucho más complejo que el anterior especialmente concebido para la captura de boulders de un asteroide más grande. Este tipo de dispositivos permitiría no sólo la captura del boulder si no también amortiguar las fuerzas en caso de aterrizaje sobre el asteroide y transferir un impulso inicial de partida a la hora de retornar al sistema Tierra-Luna con la carga ya capturada.

Dentro del segundo grupo de mecanismos de captura pueden destacarse los siguientes. En primer lugar, las técnicas de deflexión a través de la modificación del campo gravitacional alrededor del asteroide que provoca la presencia del vehículo (gravity tractor) o la combinación del vehículo capturador con una parte de la masa recolectada del propio asteroide (enhaced gravity tractor). Este tipo de métodos tiene la ventaja de que no es necesario realizar maniobras de rendez-vous sobre el asteroide, pero el inconveniente de que su efectividad depende de la relación de masas asteroide/vehículo capturador, siendo necesario contar con una astronave atractora con masa elevada que sea capaz de operar y controlar su órbita durante las décadas que duraría la desviación.

En segundo lugar, es posible desviar la trayectoria del asteroide confiriéndole energía a través del impacto con el capturador o con uno o varios impactadores. Esta técnica presenta la desventaja de que la efectividad no sólo dependerá de la relación de masas asteroide/impactador, sino que es necesario contar con una caracterización adecuada del asteroide para poder minimizar la incertidumbre asociada a los efectos del impacto.

En tercer lugar, algunas técnicas están basadas en cambiar la órbita del asteroide infiriéndole energía en forma de explosiones de gran potencia en su superficie o inmediaciones. Estas técnicas presentan la desventaja de que su efectividad es muy sensible respecto a las incertidumbres asociadas a la caracterización del asteroide y la interacción con la explosión.

En cuarto lugar, el uso de láseres que evaporen la superficie del asteroide y generen un empuje con un principio similar, pero a menor escala que los motores cohete, y el uso de

técnicas de modificación de albedo del asteroide posibilitan que por efecto de la presión solar modificada la órbita pueda ser desviada. En ambos casos, debe notarse que se trata de técnicas experimentales que presentan la desventaja de necesitar ser aplicadas durante periodos de tiempo muy extensos para conseguir modificaciones orbitales relevantes.

Por último, cabe señalar la alternativa de modificación de la trayectoria a través del acople de velas solares al asteroide, que permitirían potenciar de manera relevante los efectos de la presión de radiación solar sobre la órbita del mismo. El reto en el uso de este tipo de sistemas consiste no sólo en el diseño del mecanismo de anclaje, despliegue y control de la vela si no también en el diseño de la trayectoria teniendo en cuenta los efectos de la presión de radiación solar.

Por otra parte, las capacidades de los sistemas de propulsión juegan un papel esencial en el análisis y diseño de cualquier misión espacial. Estos sistemas tienden a clasificarse en sistemas de propulsión químicos, sistemas de propulsión termonucleares y sistemas de propulsión eléctricos. A efectos de este análisis, limitaremos el estudio a los sistemas que se relacionan en la Tabla 2, donde se recogen, además los parámetros más característicos que, combinado con las ecuaciones básicas de la teoría de motores cohete, procurarían un $\Delta v_{\text{capturador}}$ suficiente para el cumplimiento de la misión de captura y redirección.

Tabla 2: Alternativas de sistemas de propulsión espacial más relevantes.

Tipo	Familia	Empuje (N)	Impulso específico (s)
Químico de combustible sólido	Químico	$\leq 10^7$	≤ 300
Químico de combustible líquido	Químico	$\leq 10^8$	≤ 500
Fisión	Termonuclear	$\leq 10^6$	≤ 1000
Arco eléctrico	Eléctrico	≤ 1	≥ 250
Iónica	Eléctrico	≤ 0.5	≥ 250
Plasma	Eléctrico	≤ 5	≥ 3000

Debe notarse aquí que del estudio de estos parámetros se desprende que los sistemas de propulsión que tienen un empuje elevado por el contrario tienen un impulso específico más humilde y viceversa. Por este motivo, las misiones en las que prime el tiempo de viaje, como las misiones tripuladas, se preferirá recurrir a sistemas con empuje elevado mientras que las misiones que precisen operar durante tiempos más prolongados se tenderá a adoptar soluciones con mayor eficiencia/impulso específico.

Por último, de cara a completar el diseño de la misión, debe evaluarse cuál es la órbita del sistema Tierra-Luna idónea para el reposicionamiento una vez capturado el asteroide. Para ello es necesario evaluar una serie de requisitos aplicables a la órbita como:

- Debe ser alcanzable con los $\Delta v_{\text{capturador}}$ límite marcados anteriormente.
- Debe ser una órbita estable al menos 100 años o en caso de requerir correcciones orbitales que estas sean mínimas.
- Debe ser accesible por misiones de exploración humana en tiempos razonables.
- Debe encontrarse en órbitas donde los recursos que ofrece el asteroide sean valiosos.

- Debe garantizar que, en caso de fallo durante el proceso de posicionamiento, el asteroide no suponga ningún riesgo para la Tierra.

Revisados estos requisitos, conviene proponer una serie de órbitas candidatas para cumplirlas. A efectos de la misión estudiada, pueden establecerse tres grandes grupos de alternativas orbitales:

1. Órbitas de estacionamiento alrededor de la Tierra, bien en órbitas terrestres bajas, a una altura de unos 150-2000 km sobre el nivel del mar, bien en órbitas geoestacionarias, esto es a una altura de unos 35800 km sobre la superficie terrestre y sin inclinación respecto del plano ecuatorial o bien órbitas más alejadas pero contenidas dentro del volumen cislunar. Debe notarse que, aunque este tipo de órbitas son especialmente útiles en el posicionamiento de satélites artificiales alrededor de la Tierra, podrían entrar en conflicto con alguno de los requisitos anteriores, entre ellos el requisito de asegurar que no se produzcan reentradas en la Tierra, y particularmente en el caso de las órbitas bajas, que sea necesario realizar de manera recurrente maniobras de control para evitar su decaimiento.
2. Órbitas de estacionamiento selenocéntricas, esto es, orbitas principalmente alrededor de la Luna que tienden la desventaja de ser susceptibles a la irregularidad del campo gravitatorio lunar (Konopliv et al. 2001).
3. Órbitas alrededor de puntos de equilibrio en el sistema Tierra-Luna. De entre ellas se destaca las órbitas alrededor de los puntos de equilibrio resultantes del problema de los tres cuerpos aplicado al sistema Tierra-Luna, los puntos de Lagrange L1, L2, L3, L4 o L5. Aunque si un análisis limitado al sistema Tierra-Luna demostraría que los puntos L1, L2, y L3 son dinámicamente estables mientras que L4 y L5 no lo son, las perturbaciones que ocasionan sobre estos puntos la atracción gravitatoria del Sol y otros grandes cuerpos celestes, haría necesario, en cualquier caso, realizar periódicamente maniobras de mantenimiento orbital o recurrir al uso de órbitas de estacionamiento intermedias y cuasiestables como las órbitas retrógradas directas alrededor de la Luna (Condon y Williams, 2014).

5. Análisis de Trayectorias

En este apartado se presentan las diferentes etapas que tienden a conformar la parte no tripulada de una misión con las características anteriormente señaladas basándose en el análisis de la literatura. Debe notarse que, para realizar el estudio detallado de la trayectoria orbital de una misión espacial, es necesario realizar un análisis muy minucioso y computacionalmente demandante que queda lejos del alcance de este trabajo. Por tanto, las etapas a continuación presentadas deben ser consideradas como meras directrices que serán poco a poco concretadas conforme el problema de decisión multicriterio y multiobjetivo vaya desarrollándose. Así, de manera general, se puede establecer que la trayectoria orbital de una misión de captura de asteroides está constituida por:

1. Posicionamiento en órbita con un vehículo lanzador, generalmente en órbita terrestre baja.
2. Una vez separado del vehículo lanzador, los propulsores embarcados llevarían la nave siguiendo una trayectoria espiral de empuje continuo a una órbita terrestre elevada donde la asistencia gravitatoria lunar situaría el vehículo en una trayectoria de escape. Debe notarse aquí que, dependiendo de las prestaciones del vehículo lanzador y la masa embarcada, es posible diseñar una trayectoria de escape en la cual una vez liberado del vehículo lanzador, el capturador tenga velocidad suficiente para evitar la trayectoria espiral de empuje continuo y recurrir directamente a la asistencia gravitatoria de la Luna.

3. Una vez en las cercanías del asteroide se realizarían maniobras de reposicionamiento y estabilización y se procedería bien a la captura del asteroide completo o la de un boulder.
4. El vehículo transportaría la captura de vuelta a las proximidades del sistema Tierra-Luna, donde a través de una asistencia gravitatoria lunar, se posicionaría el conjunto en una órbita del sistema.
5. Finalmente, el asteroide y la nave realizarían maniobras para alcanzar una órbita de estacionamiento estable que cumpla con los requisitos anteriormente definidos.

A la hora de diseñar cada una de las etapas anteriores, es necesario remarcar la interrelación entre los diferentes parámetros de diseño fundamentales de la trayectoria, esto es, $\Delta V_{\text{capturador}}$, el tiempo total de vuelo de la misión y la masa que se pretende capturar, que están directamente relacionadas con las capacidades del sistema propulsivo, del vehículo lanzador y la cantidad de combustible disponible a bordo.

Por otro lado, conviene subrayar que la masa del conjunto determinará la cantidad de combustible necesaria para inferir un $\Delta V_{\text{capturador}}$ al conjunto. Por ende, en el caso de que se recurra a sistemas de captura con unión mecánica entre el capturador y el asteroide, si se precisa minimizar el tiempo de desarrollo de la misión interesaría optimizar la trayectoria de encuentro hacia el asteroide mientras que para ahorrar combustible interesaría concentrar los esfuerzos de optimización de la trayectoria de retorno.

En el diseño de la trayectoria de retorno al sistema Tierra-Luna y su colocación en la correspondiente órbita de aparcamiento, es crucial garantizar que, en caso de fallo, la trayectoria del asteroide no represente un riesgo de impacto contra la Tierra. Asegurar esta condición a lo largo de todo el proceso de captura y posicionamiento resulta desafiante. Por ello, es necesario integrar este requisito con los criterios de selección del asteroide objetivo, que también están enfocados en la seguridad. Estos incluyen la preferencia por asteroides de composición carbonácea y que el tamaño del asteroide capturado no exceda un diámetro de 10 m.

6. Discusión

A la vista de los objetivos, condicionantes y alternativas presentadas en los apartados anteriores, conviene destacar cuáles son los principales desafíos y limitaciones que desde el punto de vista técnico y operacional deben ser analizados para garantizar el éxito de la misión.

En primer lugar, el diseño preciso de trayectorias orbitales que incluyan modelos dinámicos de empuje continuo por parte del sistema propulsivo constituye un reto tecnológico en sí mismo. De esta manera, la conjugación del uso de herramientas software que integren estos modelos como Mystic (Whiffen, 2006) con el análisis de los criterios de diseño aquí presentados posibilitaría realizar un análisis de la misión mucho más exacto y holístico.

En segundo lugar, el diseño a bajo nivel de los sistemas de guiado, navegación y control, especialmente en las etapas de captura y reposicionamiento final en la órbita de almacenamiento constituyen un desafío ya que si bien estos sistemas han sido ampliamente probados y desarrollados en misiones destinadas a o que tomaban como referencia cuerpos celestes de mayor tamaño, la complejidad de su diseño aumenta exponencialmente cuando el objetivo se trata de un cuerpo de menor tamaño como los aquí discutidos.

En tercer lugar, conviene remarcar de nuevo que, debido a la complejidad de diseñar una trayectoria de regreso y reposicionamiento en la órbita de almacenamiento que asegure que no se desarrollen condiciones de impacto potencialmente peligroso con la Tierra, es necesario, en cualquier caso, recurrir a criterios de seguridad adicionales a la hora de la selección de asteroides candidatos que deben conjugarse con los criterios de selección basados en el aprovechamiento de sus recursos, su órbita original, tamaño y rotación.

Todos estos objetivos pueden ser tratados bajo el enfoque de la teoría de la decisión empleando algoritmos y metodologías MCDM, con el soporte añadido que las técnicas basadas en la lógica difusa le confieren. Por tanto, una vez analizados en detalle los diferentes problemas de decisión a resolver, mostrando de forma clara la complejidad y los retos que cada uno de ellos presenta, se pone de manifiesto el recorrido y la ruta a seguir con la finalidad última de definir las mejores opciones de captura.

7. Conclusiones

Los diferentes retos y desafíos para abordar una misión de captura de asteroides han sido definidos de manera detallada, exponiendo cuáles son los potenciales criterios que deben ser considerados, así como las diferentes opciones o alternativas a evaluar. De esta forma, ha sido posible demostrar como en cada uno de ellos nos encontramos ante un problema de decisión en el que, para su resolución, es posible aplicar algoritmos y técnicas basadas en la teoría de decisión, y en concreto en el ámbito de la toma de decisiones multicriterio.

De igual modo se confirma como entran en juego factores o criterios que van a resultar difícil de cuantificar de forma precisa. Los riesgos inherentes a la misión, los riesgos potenciales de impacto contra nuestro planeta en caso de fallo, el tiempo aproximado en la ejecución de la misión o incluso el estado de madurez de las diferentes tecnologías y sistemas, son criterios que requieren del empleo de técnicas basadas en la inteligencia artificial como la lógica difusa. Su inclusión constituirá un factor clave para la completa definición de todos los agentes implicados en problemas de decisión de esta naturaleza.

Una vez efectuado este análisis, se dispone de una hoja de ruta en el ámbito de la investigación de misiones de captura de asteroides. El primer paso debe estar enfocado en la selección del asteroide candidato idóneo, considerando para ello todos los parámetros descritos que influirán en el proceso. A continuación, es preciso priorizar las diferentes alternativas o técnicas de captura potenciales, analizando no sólo la idoneidad de las técnicas descritas en el presente estudio, sino también la incorporación de desarrollos de reciente creación. Posteriormente las tecnologías o sistemas de propulsión, junto con las potenciales órbitas de estacionamiento, de las técnicas de captura idóneas seleccionadas deben ser evaluadas. Sólo de esta manera se dispondrá de una visión integral del extraordinario desafío que implica abordar este tipo de misiones.

Referencias

- Brophy, J. R., Friedman, L. D., & Culick, F. E. C. (2012). Asteroid retrieval feasibility. *IEEE Aerospace Conference*.
- Condon, Gerald & Williams, Jacob. (2014). Asteroid Redirect Crewed Mission Nominal Design and Performance. *13th International Conference on Space Operations, SpaceOps 2014*. 10.2514/6.2014-1696
- Gates, M., Muirhead, B., Naasz, B. J., McDonald, M. A., Mazanek, D. D., Stich, S., Chodas, P. W., & Reuter, J. (2015). NASA's Asteroid Redirect Mission concept development summary. *IEEE Aerospace Conference*.
- Hwang, C.L. & Yoon, K. *Multiple attribute decision methods and applications*. Springer, Berlin, Germany, 1981.
- Konopliv, A. S., Asmar, S. W., Carranza, E., Sjogren, W. L., & Yuan, D. (2001). Recent Gravity Models as a Result of the Lunar Prospector Mission. *Icarus*, 150(1), 1-18.
- Koschny, D., & Borovicka, J. (2017). Definitions of terms in meteor astronomy. *WGN, Journal of the International Meteor Organization*, 45(5), 91-92.
- Muirhead, B., & Brophy, J. R. (2014). Asteroid Redirect Robotic Mission feasibility study. *IEEE Aerospace Conference*.
- National Research Council (2010), Defending Planet Earth: Near-Earth-Object Surveys and Hazard Mitigation Strategies. *The National Academies Press*.
- Opricovic, S., & Tzeng, G.H. (2004). The compromise solution by MCDM methods: a comparative analysis of VIKOR and TOPSIS. *European Journal of Operational Research*, 156, 445-55.
- Saaty, T.L. *The analytic hierarchy process*. McGraw Hill, New-York, USA, 1980.
- Sánchez-Lozano, J.M., & Fernández-Martínez, M. (2016). Near-Earth object hazardous impact: A Multi-Criteria Decision Making approach. *Scientific Reports* 6, 37055. <https://doi.org/10.1038/srep37055>.
- Sánchez-Lozano, J.M., Fernández-Martínez, M., & Lamata, M.T. (2019). Near-Earth Asteroid impact dates: A Reference Ideal Method (RIM) approach. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 81, 157-168. <https://doi.org/10.1016/j.engappai.2019.02.010>.
- Sánchez-Lozano, J.M., Fernández-Martínez, M., Saucedo-Fernández, A.A. & Trigo-Rodríguez, J.M. (2020). Evaluation of NEA deflection techniques. A fuzzy Multi-Criteria Decision Making analysis for planetary defense, *Acta Astronautica*, 176, 383-397. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.06.043>.
- Fernández-Martínez, M., & Sánchez-Lozano, J.M. (2021). Assessment of Near-Earth Asteroid Deflection Techniques via Spherical Fuzzy Sets, *Advances in Astronomy*, 2021, 6678056, 1-12. <https://doi.org/10.1155/2021/6678056>
- SBAG (2020), Goals and Objectives for the Exploration and Investigation of the Solar System's Small Bodies. ver. 2.0.2020, 44 p., en <http://www.lpi.usra.edu/sbag/goals/>
- Stevic, Z., Pamucar, D., Puska, A., & Chatterjee, P. (2020). Sustainable supplier selection in healthcare industries using a new MCDM method: Measurement of alternatives and ranking according to COMpromise solution (MARCOS). *Computers and Industrial Engineering*, 140, 106231. doi: 10.1016/j.cie.2019.106231.

Strange, N.J., Landau, D., Mcelrath, T.P., Lantoine, G., Lam, T., Mcguire, M.L., Burke, L.M., Martini, M., & Dankanich, J.W. (2013). Overview of Mission Design for NASA Asteroid Redirect Robotic Mission Concept. *International Electric Propulsion Conference*.

Takahashi, Y., Busch, M. W., Scheeres, D. J. (2013). Spin State and Moment of Inertia Characterization of 4179 Toutatis. *The Astronomical Journal* 146, no. 4, 95-105.

Tholen, D. J. (1989). Asteroid taxonomic classifications. *The University Of Arizona Press*, 1139-1150

Whiffen, G. J. (2006). Mystic: Implementation of the Static Dynamic Optimal Control Algorithm for High-Fidelity, Low-Thrust Trajectory Design. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference And Exhibit.

Yazdani, M., Zarate, P., Zavadskas, E.K. & Turskis, Z. (2019). A combined compromise solution (CoCoSo) method for multi-criteria decision-making problems. *Management Decision*, 57(9), 2501–2519. doi: 10.1108/MD-05-2017-0458.

Zadeh, L.A. (1965). Fuzzy sets. *Information and Control*, 8, 338–353.

Zadeh, L.A. (1975). The concept of linguistic variable and its application to approximate reasoning. *Information Sciences*, 8 (3), 199-249.

Comunicación alineada con los Objetivos de Desarrollo Sostenible

