

Prediseño de misión espacial para desviar el asteroide Apophis de un encuentro cercano a la Tierra

Rodrigo Fernández Frittelli¹, Maximiliano Jandar Paz¹ y Walkiria Schulz¹

¹Departamento de Aeronáutica, Universidad Nacional de Córdoba, Córdoba, Argentina

Fecha de recepción del manuscrito: 10/02/2020
 Fecha de aceptación del manuscrito: 07/07/2020
 Fecha de publicación: 31/10/2020

Resumen—El desarrollo de estrategias de mitigación de impactos de asteroides con la Tierra es fundamental en caso de que el monitoreo de encuentros cercanos revele una amenaza importante. En este trabajo fueron revisadas diferentes estrategias de mitigación existentes para aplicarlas al caso hipotético del asteroide (99942) Apophis. Se evaluaron opciones de modificación orbital para evitar el impacto, y se estudió la eficiencia de distintas estrategias de mitigación en cuanto a la cantidad de carga útil requerida. Adicionalmente, se analizaron estrategias de transferencia orbital para el vuelo del vehículo espacial entre la Tierra y el asteroide, considerando distintas configuraciones geométricas y maniobras orbitales. Por último, se diseñó el escape de la Tierra desde una órbita de estacionamiento seleccionada, y se proporcionó un valor estimado de las masas de lanzamiento involucradas, así como una propuesta de lanzador y base de lanzamiento para desplegar la misión. En base a los resultados obtenidos, se discutió la posibilidad real de evitar la colisión de este asteroide en particular en las condiciones planteadas, y la posibilidad de aplicación del prediseño realizado a otros casos y condiciones.

Palabras clave—Mecánica Orbital, Trayectorias Interplanetarias, Asteroides, Impacto, Maniobras Orbitales.

Abstract—The development of mitigation strategies for asteroid impact with the Earth is essential in case the monitoring of close encounters reveals a significant threat. In this work, the different existing mitigation strategies were reviewed to apply them to the hypothetical case of the asteroid (99942) Apophis. Orbital modification options were evaluated to avoid the impact, and the efficiency of different mitigation strategies were studied regarding the amount of payload required. Additionally, orbital transfer strategies for the spacecraft flight between Earth and the asteroid were analysed, considering different geometric configurations and orbital manoeuvres. Finally, Earth's escape from a selected parking orbit was designed, and an estimated value of the launching masses involved were provided, as well as a launcher and launch base proposal to deploy the mission. Based on the results obtained, it concludes with the discussion of the real possibility of avoiding the collision of this particular asteroid in the conditions set forth, and the possibility of applying the pre-design to other cases and conditions.

Keywords—Orbital Mechanics, Interplanetary Trajectories, Asteroids, Impact, Orbital Manoeuvres.

INTRODUCCIÓN

Dentro de las amenazas que acechan la integridad de nuestro planeta y nuestra especie, existen algunas que provienen del espacio exterior. Los cuerpos en el espacio realmente ocupan una porción muy pequeña del volumen existente, y las distancias entre los mismos suelen ser mucho mayores que las dimensiones de esos objetos naturales. Sin embargo, la colisión entre objetos espaciales no es un fenómeno improbable, de hecho, fue este tipo de evento el que formó los planetas y el Sistema Solar que hoy conocemos. De dicha formación, algunos objetos que no lograron formar grandes cuerpos quedaron distribuidos en el espacio como pequeños escombros espaciales aislados. Si bien la masa acumulada de todos estos escombros no llega a sumar la masa de la Luna de la Tierra, son ciertamente numerosos en cantidad y distribución de tamaños, por lo

que una eventual colisión de alguno de ellos con nuestro planeta no está de ninguna manera exenta.

Resulta que, por más que se trate de objetos pequeños en la escala de los cuerpos del Sistema Solar, un impacto con la Tierra podría traer consecuencias desastrosas contra la vida en el planeta. Tal es así, que se tienen bastantes certezas de que un evento de estas características puso fin a la era de los dinosaurios sobre la Tierra. Sin embargo, en contraposición a la gravedad del impacto de un objeto con la Tierra, todavía puede encontrarse un lado positivo: a diferencia de otras catástrofes naturales, el impacto de un objeto espacial con la Tierra es el único evento de estas características que podríamos ser capaces de evitar. Esta posibilidad resulta claramente motivadora para efectuar un análisis de posibles estrategias de defensa contra tales amenazas, de modo de preservar y querer nuestro planeta.

En base a esa motivación, el objeto de este trabajo es la mecánica orbital involucrada en el diseño de misiones espaciales, particularmente orientadas a la desviación de asteroides. Por ende, las unidades de análisis son, por un

lado, las órbitas tanto de los cuerpos celestes involucrados como del vehículo espacial que llevará a cabo la misión y, por otro, los métodos de deflexión de asteroides y su aplicación particular al caso de estudio. Específicamente, se seleccionó al asteroide (99942) Apophis como asteroide amenazante. Este asteroide fue descubierto en 2004 y fue clasificado como el primero con posibilidades reales de colisión con la Tierra, la cual fue prevista para el 13 de abril 2029. Estudios posteriores descartaron esta posibilidad de impacto, pero en este trabajo se mantuvo la hipótesis de un impacto efectivo en esta fecha, delimitando entonces el tiempo disponible para el desarrollo de una misión de mitigación a 10 años aproximadamente.

OBJETIVOS Y FASES DE DISEÑO

El objetivo general de este trabajo puede resumirse mediante la pregunta: ¿Sería posible evitar la colisión hipotética del asteroide (99942) Apophis si este fuera a colisionar con la Tierra dentro de los próximos 10 años? Para responder esta pregunta, es necesario definir los aspectos que formarán parte del prediseño planteado, los cuales permitirán dar la estimación buscada de las variables. Las estimaciones obtenidas deberán encontrarse dentro de valores accesibles para la capacidad de producción y desarrollo tecnológico actuales.

Al finalizar el prediseño, deberá ser posible dar una estimación de las siguientes variables: base de lanzamiento, masa de lanzamiento, órbita de estacionamiento, masa de combustible necesaria para las maniobras orbitales, ΔV requerido por las maniobras orbitales, carga útil requerida por el método de deflexión, y desviación total del asteroide respecto del punto de impacto.

Para poder brindar las estimaciones planteadas, es necesario comenzar en orden inverso, desde la última hacia la primera, de modo que los requerimientos de seguridad sean las condiciones iniciales a partir de las cuales resulten los valores de las demás variables hasta llegar a los parámetros de lanzamiento desde la Tierra. Es por ello que los objetivos particulares del trabajo, y por ende las distintas fases de diseño, se plantean en un orden que debe respetarse y que queda definido por la siguiente secuencia:

- 1) Estudio de la órbita actual del asteroide y definición de cómo y cuánto debe modificarse para que resulte segura. Pregunta: ¿Cuánto es necesario desviar al asteroide de su trayecto para que no represente una amenaza?
- 2) Análisis de diferentes estrategias de deflexión del Apophis, y estudio de la posibilidad de su aplicación dando la carga útil que requiera cada método en particular para modificar la órbita como lo dicta la fase anterior. Pregunta: ¿Qué cantidad de carga útil es necesaria para desviar al asteroide?
- 3) Comparación de distintos métodos y geometrías de transferencia desde la Tierra hacia el asteroide, determinando la opción más eficiente en función del menor ΔV total necesario. Pregunta: ¿Qué estrategia de transferencia es más eficiente para alcanzar al asteroide dada la geometría orbital existente?
- 4) Selección de una órbita geocéntrica de partida y una base de lanzamiento mediante el análisis del

lanzamiento y del escape terrestre y, además, cálculo de un valor estimado de la masa de combustible necesaria para estas maniobras. Preguntas: ¿Desde dónde puede lanzarse la misión, desde qué órbita de estacionamiento debe comenzar la maniobra de escape y cuánta masa de lanzamiento es necesaria para alcanzar dicha órbita?

ESTADO DEL CONOCIMIENTO

La Oficina de Coordinación de Defensa Planetaria (PDCO, *Planetary Defense Coordination Office*) fue establecida por la NASA para gestionar su actual propósito de defensa planetaria. Así, la PDCO se encarga de proveer una detección temprana de asteroides que representan un potencial riesgo para la Tierra (PHOs, por *Potentially Hazardous Objects* en inglés), realizar su seguimiento y caracterización, estudiar estrategias y tecnologías de mitigación y planificar la respuesta a una amenaza efectiva. Dentro de esta oficina se encuentran el Centro de Estudios de Objetos Cercanos a la Tierra (*Center for NEO Studies* - CNEOS del *Jet Propulsion Laboratory* - JPL) y el Centro de Planetas Menores (*Minor Planet Center* - MPC).

La Oficina de Defensa Planetaria de la Agencia Espacial Europea (ESA), análoga a la PDCO de la NASA, realiza campañas de observación periódicas para buscar objetos espaciales peligrosos, predice sus órbitas, produce advertencias cuando es necesario y participa en posibles medidas de mitigación.

Las técnicas para desviar un objeto amenazante, se pueden clasificar en dos grupos generales de estrategias, “impulsivas” si actúan casi instantáneamente, o de “empuje lento” si actúan durante un período prolongado de tiempo. La utilización de métodos impulsivos produce resultados rápidos y su efectividad depende de las propiedades del PHO, que son altamente inciertas y variables. El uso de un dispositivo de explosión nuclear (*Nuclear Explosion Device*, NED) sería el medio más efectivo para desviar un PHO. Debido a la elevada energía liberada por un dispositivo nuclear, estos dispositivos requerirían menor cantidad de información sobre el objeto amenazante, reduciendo la necesidad de una caracterización detallada. La estrategia de impacto cinético de desviación implementa un choque a muy alta velocidad (típicamente mayor a 5 km/s) de una nave espacial contra el objetivo. La eficiencia del intercambio de impulso depende de la estructura del PHO, ya sea este un monolito sólido o una pila de escombros, la cual es de una gran incertidumbre. A su vez, los métodos lentos son útiles en casos excepcionales, siendo menos del 1% de los escenarios de amenaza esperados. Estas técnicas podrían ser efectivas en casos donde se apliquen pequeños incrementos de velocidad (menos de 1 mm/s) a objetos relativamente pequeños (menos de 200 metros de diámetro) durante varias décadas.

APOPHIS, EL DIOS DEL CAOS Y OBJETO DE ESTUDIO

En la antigüedad, en el imperio egipcio, aproximadamente en el año 3000 A.C., entre sus múltiples Dioses, *Apep* (en griego, *Apophis*) representaba el mal y las tinieblas junto con las fuerzas maléficas que habitaban el

Duat o inframundo. Resulta ser que el asteroide 2004 MN4, no lleva su nombre según la mitología egipcia. El nombre del asteroide fue elegido así, por dos de sus descubridores, Tholen y Tucker, que son fans de la serie de televisión “Stargate SG-1” donde, en las primeras temporadas de la serie, el principal enemigo de los humanos es un alienígena llamado Apophis, que toma el nombre de dicho dios egipcio, y cuyo principal objetivo es destruir la Tierra (Cooke, 2005). Sin embargo, resulta clara la relación entre el nombre de Apophis y el concepto del mal en estas referencias.

El asteroide (99942) Apophis, tiene un diámetro medio aproximado de 325 metros; tiene alrededor de 61.000.000 toneladas y una densidad cercana a 424 kg/m^3 . Su albedo es de 0,23 siendo que un cuerpo totalmente reflectante tiene un espectro de 1. En lo que respecta a las características de su composición, forma parte del grupo de los asteroides tipo S ubicados en la parte interna del cinturón de asteroides principal. Compuesto por silicatos de hierro y magnesio, se estima que puede estar compuesto de piedras ultra básicas, que abarcan principalmente olivino y piroxino, en diferentes proporciones.

En cuanto a sus características orbitales, las del Apophis son similares a las de la Tierra (JPL, 2019), incluso no teniendo una órbita circular. Tiene poca excentricidad y una inclinación respecto a la eclíptica de unos pocos grados. Su órbita es del tipo Aten, es decir, que cruza al plano de la órbita terrestre dos veces, con una trayectoria que cumple un período completo menor a un año terrestre. Además, tiene sentido de revolución igual que el de la Tierra alrededor del Sol.

Las observaciones tomadas en el Observatorio de Arecibo en Puerto Rico los días 27, 29 y 30 de enero de 2005 mejoraron significativamente la estimación de la órbita del Apophis y cambiaron las circunstancias del acercamiento a la Tierra en 2029. El nuevo pronóstico de la trayectoria es que para el 13 de abril de 2029 pasará dentro de 5,7 radios terrestres (36.350 km) del centro de la Tierra, justo debajo de la altitud de los satélites geostacionarios de la Tierra y dentro de la esfera de influencia gravitatoria del planeta. Sin embargo, se descarta completamente una colisión en ese año, y un análisis de Sentry del riesgo actual para el asteroide indica que ningún encuentro posterior con la Tierra en el siglo XXI es motivo de preocupación.

MISIONES INTERPLANETARIAS

Para el diseño de las órbitas interplanetarias utilizadas en la práctica, veremos que los vehículos espaciales obedecen las mismas leyes universales de la naturaleza que aquellos que orbitan la Tierra. Por lo tanto, las trayectorias de tales vehículos son similares a las de las misiones en cercanía a la Tierra, con la excepción de que su centro de atracción pasa a ser el Sol. Podemos aplicar de manera similar los conceptos de Kepler, mecánica de Newton, etc.

Uno de los factores clave en los vuelos espaciales es el empuje necesario para acelerar el vehículo, de modo que pueda vencer la gravedad de la Tierra y la resistencia atmosférica, y alcanzar la velocidad requerida para mantener un vuelo estable en una determinada órbita. Durante las primeras décadas, los vuelos espaciales se

basaron únicamente en la propulsión química de alto empuje, donde la energía era almacenada y entregada por los motores de cohetes químicos, por su alta confiabilidad, amplio rango de empuje y buena eficiencia. Tal eficiencia se expresa mediante el impulso específico I_{sp} , medido en segundos, que tiene valores típicos de 200 a 450 segundos para este tipo de propulsión. Se han desarrollado motores más eficientes de bajo empuje, como propulsión primaria. Se trata de motores de iones, con valores de I_{sp} de 3100 a 1640 segundos. Se estima que el I_{sp} de la propulsión de bajo empuje en un futuro cercano pueda oscilar entre 5000 y 10000 segundos. Por lo tanto, este tipo de empuje es altamente considerado para misiones interplanetarias.

Otra clave es la geometría del problema, es decir, la ubicación de la Tierra y otros cuerpos celestes involucrados, en relación con el vehículo espacial. Como primera aproximación es habitual considerar que el problema es bidimensional, por lo que todos los cuerpos se mueven alrededor del Sol en un mismo plano, la eclíptica (plano orbital de la Tierra). Más adelante, el diseño se refina con un modelo completamente detallado de todos los aspectos, que incluye precisión de las posiciones de los cuerpos celestes, además de considerar las fuerzas que actúan sobre el vehículo.

FASE 1: ÓRBITAS ACTUALES Y ÓRBITAS SEGURAS

Dado que en este trabajo el objetivo general de la misión es desviar al asteroide (99942) Apophis de su órbita actual, en esta Fase se buscará cumplir con el primer objetivo particular, el cual pretende responder la pregunta: ¿Cuánto es necesario desviar al asteroide de su trayecto para que no represente una amenaza?

Debido a ello, resulta primordial determinar cuál es la órbita actual del asteroide con relación a la de la Tierra, para luego poder plantear y seleccionar una trayectoria en la cual el mismo no represente una amenaza para el planeta. Llamaremos a esta trayectoria una Órbita Segura, y se presentarán algunas opciones factibles de selección al final de este capítulo.

La base de datos *JPL Small-Body DataBase* de la NASA (Jet Propulsion Laboratory, 2019), es la fuente primaria de la cual se extrajeron los parámetros orbitales del Apophis, mientras que los de la Tierra fueron extraídos de (Curtis, 2014). Los elementos orbitales utilizados se resumen en la Tabla 1.

TABLA 1: ELEMENTOS ORBITALES DEL ASTEROIDE APOPHIS Y DE LA TIERRA. FUENTE: [HTTPS://SSD.JPL.NASA.GOV/SBDB_QUERY.CGI](https://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb_query.cgi)

Elementos orbitales	Apophis	Tierra
Semieje mayor a [UA]	0,9224	1,0000
Excentricidad e	0,1912	0,0167
Inclinación i [°]	3,3314	0,0000
Ascensión recta del nodo ascendente Ω [°]	204,4460	0,00
Arg. del perihelio ω [°]	126,4019	102,9377
Anomalía media M [°]	180,4294	285,86970
Movimiento medio n [°/día]	1,1123	0,98570
Perihelio p [UA]	0,7461	0,98360
Apoelio q [UA]	1,0988	1,01630

En la Fig. 1 pueden verse las órbitas actuales de ambos cuerpos proyectadas sobre el plano de la eclíptica, vistas desde el polo Norte celeste.

Con el objetivo de calcular el MOID (*Minimum Orbital Intersection Distance* o distancia más cercana entre las órbitas) y su ubicación, se implementa un algoritmo que calcula la diferencia entre los vectores posición de las órbitas para cada anomalía verdadera entre 0° y 360° a intervalos de 1°, obteniendo como resultado lo que se muestra en la Fig. 2.

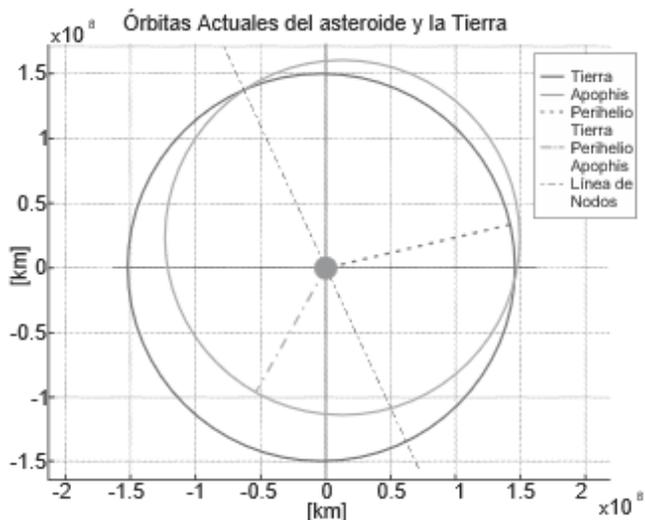


Fig. 1: Órbitas actuales de los cuerpos vistas desde el polo Norte Celeste.

A partir de la Fig. 2 queda expuesto que la distancia mínima orbital, correspondiente al mínimo de la función graficada, coincide aproximadamente con el valor de $\theta_{TN} = 102^\circ$. Esto implica que el MOID se encuentra sobre la línea de nodos.

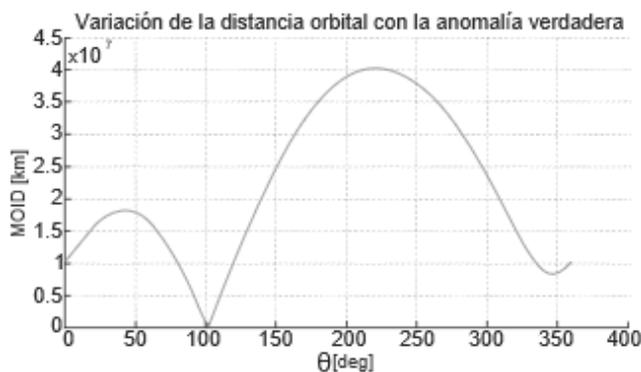


Fig. 2: Variación de la distancia mínima entre la Tierra y el asteroide para cada ángulo de anomalía verdadera.

Planteo de órbitas seguras

A partir de comprobar que el MOID se encuentra sobre la línea de nodos, se pasó a estudiar las órbitas seguras para aumentar esa distancia mínima entre la órbita del Apophis y la Tierra. A esta distancia se la llamó distancia segura DS , y se midió sobre la línea de nodos desde el punto de intersección de la órbita terrestre con dicha línea, siendo positiva en caso de medirse en el sentido positivo del vector de los nodos y negativa en caso contrario. Además, se llamó punto de impacto al punto de la órbita terrestre donde se produciría el encuentro con el asteroide, es decir, al que

coincide con la línea de nodos y por ende con el nodo ascendente de la órbita del asteroide. La distancia radial a este punto viene dada por:

$$r_{TN} = \frac{h_T^2}{\mu} \frac{1}{1 + e_T \cos \theta_{TN}} \tag{1}$$

donde el subíndice T indica que el parámetro corresponde a la órbita de la Tierra, y el subíndice N indica la línea de nodos. θ_{TN} es la anomalía verdadera correspondiente a este punto, medida desde el perihelio de la Tierra, h es el momento angular específico, e la excentricidad y μ la constante gravitacional terrestre.

Sobre la línea de nodos, las distintas órbitas seguras tendrán una distancia radial r_{SN} que varía en función de la distancia segura seleccionada según $r_{SN} = r_{TN} + DS$, donde S indica que el parámetro corresponde a la órbita segura en cuestión.

Ahora bien, para poder seleccionar una órbita segura adecuada, es necesario responder si existe alguna órbita segura óptima para la cual se requiera la menor cantidad de energía a involucrar en el desvío. La intuición hace pensar que, a medida que esta órbita se aleja de la original, habría que poner en juego más energía. Para comprobarlo, se estudió la ecuación de la energía para órbitas elípticas y su variación con el valor del semieje mayor, parámetro que da idea del tamaño de la órbita. Fueron analizadas tanto órbitas seguras que parten de una deflexión realizada en el apohelio como en el perihelio (aquellos puntos donde el asteroide posee su menor y mayor energía cinética, respectivamente). Este estudio reveló que no existe una órbita segura óptima para la cual la variación de energía sea mínima.

El criterio de desviar al asteroide de manera que pase a una distancia segura (MOID) de 0,05 UA parece ser el más conveniente, puesto que esta desviación ya es suficiente para que deje de ser considerado peligroso. Una desviación de 0,3 UA para enviar al asteroide fuera de la clasificación de cercano a la Tierra podría brindar una mayor seguridad frente a futuros impactos puesto que serían más improbables fenómenos como acercamientos resonantes debidos a sobrevuelos del asteroide con algún planeta; sin embargo, este criterio resulta excesivo puesto que la prioridad es evitar la amenaza, lo cual ya puede lograrse con una desviación de sólo 0,05 UA.

El criterio, entonces llamado el Primer Criterio, será ampliar el MOID del asteroide una distancia de 0.05 AU respecto al punto de impacto. Esto responde a la pregunta del objetivo particular de esta Fase y cumple con su objetivo particular, quedando como opción de respaldo el criterio de seguridad basado en el retraso o adelanto del asteroide sobre su órbita (Segundo Criterio).

FASE 2: MÉTODOS DE DEFLEXIÓN

Habiendo planteado algunos criterios de desviación y determinado algunas órbitas seguras que pondrían a la Tierra fuera de peligro frente a un impacto hipotético del asteroide (99942) Apophis, fue posible evaluar los medios con los que podría lograrse tal desviación, con el objeto de responder a la pregunta del segundo objetivo particular de este trabajo: ¿Qué cantidad de carga útil es necesaria para desviar al asteroide?

Se buscará obtener algunos órdenes de magnitud de los valores requeridos de ΔV para alcanzar las órbitas seguras planteadas, con las consiguientes velocidades y órbitas de impacto necesarias para el caso del método de impacto cinético, así como la cantidad de explosivo necesaria para el caso del método de detonación nuclear.

La estrategia de mitigación de un asteroide por el método de impacto cinético utiliza uno o más impactos a muy alta velocidad, por lo general más de 5 km/s. Esos impactos cambiarían la velocidad del asteroide una pequeña cantidad, dando como resultado una nueva órbita para el objeto dejando a la Tierra libre de colisión. Este método es relativamente simple y efectivo para asteroides con diámetros de hasta aproximadamente medio kilómetro, y está dentro de las capacidades actuales de desarrollo tecnológico, pudiendo utilizarse cuando hay años o más tiempo de advertencia.

La estrategia de detonación nuclear representa el método de transporte de energía más eficiente desde el punto de vista de la masa necesaria. Los dispositivos nucleares proporcionan la única alternativa para NEOs, mayores a 500 metros de diámetro, cuando el tiempo restante para el impacto es corto (años o meses), o cuando otros métodos han fallado y el tiempo se agota. Una ventaja del método es la abundante cantidad de datos sobre los rendimientos que se pueden obtener para un amplio rango de energía liberada, así como sobre los efectos de detonaciones por encima y por debajo de la superficie. Lo que se busca es que la detonación eyecte un porcentaje de material del asteroide, generando un impulso o ΔV .

Los métodos anteriores entregan tanta energía que existe la posibilidad de fragmentar totalmente el NEO. La disrupción de un NEO podría ser una propuesta de mitigación, pero también podría empeorar la situación, más aún si el objeto peligroso se rompe en pequeños fragmentos pudiendo generar múltiples impactos con la Tierra, que pueden causar mucho más daño que un solo impacto mayor. Por lo tanto, la fragmentación es una estrategia sensata solo si se puede demostrar que el peligro está realmente disminuido.

Para el estudio de la estrategia de impacto, fueron consideradas en este trabajo las siguientes limitaciones: i) choque perfectamente inelástico unidimensional entre el vehículo y el asteroide, ii) masa del vehículo de impacto de diez toneladas, iii) valor de cinco para el factor de eficiencia de impacto, iv) órbitas de impacto restringidas a forma elíptica, v) órbita de impacto tangente en el punto de impacto tanto a la órbita original del asteroide como a la órbita segura.

Mientras que, para la estrategia de detonación, las limitaciones fueran: i) asteroide considerado como cuerpo rígido, de modo que la energía liberada por la detonación no provocara la fragmentación del mismo, ii) asteroide compuesto fundamentalmente de dunita, un tipo de roca con aproximadamente un 90% de olivino en su composición (De Luca, 2019), iii) detonación por encima de la superficie, sin especificar exactamente a cuántos metros de la misma se produce, iv) relación fija de 4.000 toneladas de material vaporizado por cada 10 kilotones de TNT equivalente, que es válida para rocas compuestas principalmente por olivino (Dearborn, 2004), v)

equivalencia de 1 kg de NED (*Nuclear Explosive Device*) por cada kilotón de energía para energías menores a 1.000 kt, y una relación de 1 kg de NED cada 2 kt de energía por encima de este valor (Pitz et al., 2014).

Método 1: Impacto Cinético

Los cálculos realizados en este trabajo terminaron por refutar completamente la primera hipótesis planteada, es decir, para las órbitas seguras planteadas en la Fase 1 en base al Primer Criterio ($DS = 0,05UA$), no es posible obtener una órbita de impacto elíptica que alcance una velocidad tal de producir el ΔV necesario para desviar al asteroide a dichas órbitas seguras, pues deberían tener excentricidades excesivas. Debido a esto, se toma el Segundo Criterio citado en la Fase 1 para mitigar el impacto con la Tierra, que consiste en adelantar (impacto de frente) o retrasar (impacto desde atrás) al Apophis siete minutos sobre su propia órbita, tiempo que tarda la Tierra en recorrer su propio diámetro. Específicamente, el criterio busca impactar al asteroide con el objeto de cambiar su velocidad una magnitud del orden de los centímetros por segundo, mucho más pequeña que las necesarias para el Primer Criterio; un cambio de velocidad tan pequeño podría retrasar (o adelantar) al asteroide lo suficiente para desfasarlo respecto a la Tierra y no coincidir con ella en el mismo punto sobre la línea de intersección de las órbitas, en la fecha proyectada de impacto. Esto conseguiría evitar un impacto inminente, pero no sería una solución definitiva al riesgo de impacto pues la órbita del asteroide resulta prácticamente inalterada, no pudiendo descartarse futuros impactos por más que se haya desfasado un encuentro puntual con la Tierra. Por supuesto, esta solución representa una excelente alternativa en contraposición a esperar y prepararse para el impacto.

Otro punto que es necesario destacar es que dicho aumento o disminución de los siete minutos en el período de la órbita del Apophis no es necesario realizarlo de una sola vez por completo, sino que este tiempo total de desfasaje puede lograrse a lo largo de la cantidad de años disponibles previos al impacto. Este efecto de “erosión orbital” podría obtenerse con menores ΔV conforme se cuente con más años de anticipación, pues sería necesaria una menor erosión por año. Por ello es por lo que una detección lo suficientemente temprana de un posible impacto brinda muchas más posibilidades de mitigarlo.

Así, se buscó encontrar el ΔV necesario que hay que impartir al asteroide para lograr tal desfasaje de siete minutos mediante una órbita de impacto elíptica en el menor tiempo posible. Tomando por ejemplo un desfasaje de tres minutos y medio (210 segundos) por año, el desfasaje total de siete minutos podría conseguirse en dos años.

Cuatro opciones fueron estudiadas, y la única que permite obtener una órbita de transferencia con excentricidad menor a la unidad (elíptica) es aquella que impacta en sentido contrario al movimiento del asteroide en el perihelio, dadas las limitaciones del factor de eficiencia y de la masa del vehículo antes planteadas. Las características de esta estrategia eficiente de impacto cinético encontradas fueron: velocidad de impacto del vehículo igual a 40,4191 km/s, excentricidad de la órbita de impacto 0,3739 y

periodo orbital de 475,1708 días. Un vehículo espacial en dicha órbita heliocéntrica llegaría al encuentro del asteroide con la energía necesaria para generar el ΔV de 6,3978 cm/s requerido para disminuir el período de la órbita del Apophis en 210 segundos. Al cabo de dos años la erosión orbital lograda es de 15.806,7263 km, una distancia algo superior a los 12.748 km de diámetro de la Tierra.

Método 2: Detonación Nuclear

Para la estrategia de detonación nuclear es necesario calcular cuánta masa tiene que ser vaporizada para lograr el ΔV requerido para el cambio de órbita, tanto para el Primer Criterio como para el Segundo Criterio. Sabiendo que esta masa escapa de la influencia gravitacional del asteroide con una velocidad de 2 km/s aproximadamente (National Research Council, 2011), puede obtenerse el ΔV impartido por la masa eyectada mediante el uso del concepto de conservación de la cantidad de movimiento, tal como en el método de impacto cinético.

La cantidad de masa necesaria a extraer en función de cada ΔV para llegar a cada órbita en particular fue calculada para los casos de una detonación realizada desde atrás, para ampliar la órbita del asteroide desde el perihelio y de frente, para reducir la órbita del asteroide desde el apohelio. Los resultados que resultaron más eficientes se muestran en la Tabla 2.

TABLA 2: CANTIDAD DE MASA A EYECTAR DEL ASTEROIDE, CANTIDAD DE KILOTONES DE TNT EQUIVALENTE Y CANTIDAD DE EXPLOSIVO NUCLEAR EN KILOGRAMOS NECESARIOS PARA PARA GENERAR LA VARIACIÓN DE VELOCIDAD PARA ALEJAR EL PUNTO MÍNIMO ENTRE LAS ÓRBITAS 0,05 AU (PRIMER CRITERIO).

	Δm [kg]	Kilotones de TNT	NED [kg]
Desde el perihelio	12.540.869.268	31.352	16.176
Desde el apohelio	24.356.853.859	60.892	30.946

Es posible disminuir la cantidad de explosivo nuclear necesaria para sacar al asteroide de rumbo en colisión a la Tierra, al menos temporalmente, tomando el Segundo Criterio utilizado para el método de impacto. A los fines comparativos, se tomaron las mismas variaciones de velocidad obtenidas para el método de impacto, necesarias para cambiar el período del Apophis reduciéndolo o aumentándolo 210 segundos cada año de modo que, en su totalidad, la variación sea de 7 minutos en dos años. La Tabla 3 muestra la cantidad de masa necesaria a eyectar del asteroide para generar la variación de velocidad necesaria para adelantar (los valores para retrasar son similares) al Apophis 3,5 minutos, así como las cantidades de TNT y NED correspondientes.

TABLA 3: CANTIDAD DE MASA A EYECTAR DEL ASTEROIDE, CANTIDAD DE KILOTONES DE TNT EQUIVALENTE Y CANTIDAD DE EXPLOSIVO NUCLEAR EN KILOGRAMOS NECESARIOS PARA PARA GENERAR LA VARIACIÓN DE VELOCIDAD PARA AUMENTAR EL PERÍODO DEL APOPHIS 3,5 MINUTOS EN UN AÑO (SEGUNDO CRITERIO).

	Δm [kg]	Kilotones de TNT	NED [kg]
Desde el perihelio	1.951.264	4,87816	4,87816
Desde el apohelio	2.873.746	7,18436	7,18436

De los 4 eventos analizados, impacto y detonación con el Primer y Segundo Criterio de la Fase 1, la estrategia de detonación con carga nuclear supera en eficiencia a la de

impacto cinético en ambos criterios puesto que, con el enfoque del Primer Criterio, la estrategia de detonación es factible mientras que la de impacto directamente no es posible; enfocada al Segundo Criterio la detonación también resulta más eficiente que el impacto, debido a la menor cantidad de carga útil que se necesita entregar al asteroide y, por ende, llevar al espacio. Si bien el método de impacto para el segundo criterio resulta factible, al tener que imponerse la velocidad del vehículo de choque para lograr la variación deseada, el vehículo tendrá una única órbita elíptica permitida para lograr el objetivo en el menor tiempo posible (dos años). Lo anterior es una razón adicional por la que la detonación tendría mejor rendimiento al posibilitar mayores órbitas de llegada al punto de explosión.

Con estos resultados, si bien puede parecer que el método de impacto es completamente inferior, lo cierto es que dicho método posee ciertas ventajas frente al de detonación. Por ejemplo, el tiempo y costo de fabricación de un vehículo de impacto es mucho menor que el de fabricación y ensamble de un dispositivo nuclear (National Research Council, 2011), por lo que puede no justificarse el uso de este cuando el método de impacto arroja resultados factibles, desde el enfoque del Segundo Criterio. Además, más allá de lo que se decida priorizar al elegir un método que cumpla con el Segundo Criterio, lo cierto es que el Primer Criterio es el criterio por excelencia, pues con el mismo directamente se coloca al asteroide en una órbita segura dejando permanentemente fuera de peligro a la Tierra frente al impacto de este asteroide en particular (con excepción de posibles retornos resonantes, que no están dentro del alcance de este trabajo). Este criterio sólo puede llevarse a cabo mediante el método de detonación, más allá de la elevada cantidad de masa que es necesario llevar al espacio que conlleva altos costos de misión.

Particularmente, se seleccionará para continuar el análisis de las transferencias a las estrategias más económicas de cada método. Para el método de impacto, la estrategia basada en el Segundo Criterio es la única posible, razón por la cual será la estrategia seleccionada de este método. Para el caso del método de detonación, la estrategia basada en el Segundo Criterio es más económica que la del Primer Criterio, por requerir una masa de explosivo muchísimo menor. Son entonces las estrategias basadas en el Segundo Criterio de cada método las que se analizarán en la siguiente Fase, y la cantidad de masa necesaria de cada una de ellas es la carga útil considerada por cada método.

FASE 3: MÉTODOS DE TRANSFERENCIA

Luego de determinar las posibles estrategias de mitigación para evitar un impacto hipotético del asteroide (99942) Apophis, el siguiente paso en el diseño de la misión es proyectar las maniobras de transferencia posibles para llevarlas a cabo, para poder responder la pregunta: ¿Qué estrategia de transferencia es más eficiente para alcanzar al asteroide dada la geometría orbital existente?

La respuesta a esta pregunta variará según la estrategia de defensa que se elija, pues las mismas imponen ciertas condiciones que deben cumplirse para funcionar. Por ejemplo, cada estrategia tiene un punto más conveniente para ejecutar la deflexión (perihelio o apohelio) debido a las

características de la misma estrategia, así como una necesidad de abordar al asteroide de frente o desde atrás.

Método 1: Impacto Cinético

La transferencia desde la Tierra necesaria para llevar a cabo el método de impacto con el asteroide debe ser en el sentido opuesto de revolución de los cuerpos. Además, el punto de llegada para efectuar la deflexión es el perihelio del asteroide. Estas limitaciones ya restringen bastante el campo de análisis, pero fue necesario imponer algunas limitaciones adicionales, a saber:

- 1) Las transferencias sólo parten de los puntos de pasaje de la Tierra por la línea de intersección entre su plano orbital y el del Apophis, es decir, de alguno de los Nodos sobre la línea de nodos. Otras opciones podrían ser el perihelio o apohelio de la Tierra como puntos de partida, los cuales no se tuvieron en cuenta.
- 2) Dado que el asteroide pasa varias veces por su perihelio en los 10 años que faltan para el impacto hipotético con la Tierra, son varias las oportunidades en que se puede efectuar la deflexión de este. Dichas oportunidades se limitaron a sólo una, la más crítica, la última oportunidad de impactar al asteroide de modo que se produzca la erosión orbital necesaria para desfasar al asteroide el día de impacto hipotético con la Tierra. El último pasaje del asteroide por su perihelio antes de impactar con la Tierra se da el 30/08/2028 (2:27 TU) y, dado que la erosión orbital requiere de dos revoluciones completas para completarse, la última oportunidad de deflexión mediante el método de impacto será el 21/11/2026 (23:18 TU). Estas efemérides fueron extraídas del sistema *Horizons* del JPL.
- 3) La Tierra también pasa múltiples veces por los nodos en los 10 años restantes para el impacto. En base a la limitación anterior, dichas oportunidades se limitaron también a una sola por nodo, siendo estas los últimos pasajes de la Tierra por los mismos antes de la deflexión proyectada para el 21/11/2026.
- 4) Dado que los tiempos de vuelo de las maniobras de Hohmann son rígidos dependiendo de su geometría, para que el vehículo encuentre al asteroide en el lugar y momento deseados no basta sólo con unir los puntos de partida y de llegada, sino que es necesario realizar una maniobra de ajuste de fases o *phasing*. Dicha maniobra se calculó únicamente para la transferencia que requiere menor cantidad de ΔV .
- 5) No se analizaron opciones de transferencia que involucran maniobras de gravedad asistida o *flyby* con algún planeta cercano.
- 6) Se consideró que las maniobras orbitales son maniobras impulsivas ideales, es decir, que aplican un ΔV instantáneo y puntual.
- 7) No se calculó el ΔV necesario para efectuar correcciones de trayectoria en vuelo debido a perturbaciones orbitales o errores de lanzamiento.

Para este método debió alcanzarse la velocidad de impacto calculada anteriormente, $V = 40,4191$ km/s, en el punto de impacto, que se corresponde con el perihelio del asteroide. Para lograrlo puede ingresarse al apohelio de la

órbita de impacto obtenida, la cual fue diseñada para alcanzar tal velocidad en el punto de impacto, o bien directamente realizar una transferencia hasta dicho punto aplicando el ΔV necesario para alcanzar la velocidad de impacto.

Una representación de la maniobra más conveniente entre todas las estudiadas puede verse en la Fig. 3. La trayectoria representada es prácticamente la misma que si se hubiera realizado un cambio de plano y línea de ápsides en simultáneo para entrar a la órbita del asteroide en sentido opuesto. Incluso puede decirse que esta opción es mejor, ya que no necesita un ΔV y tiempo de vuelo adicionales para realizar un ajuste de fases con el asteroide, lo cual hubiera sido necesario con la opción de cambio de plano y línea.

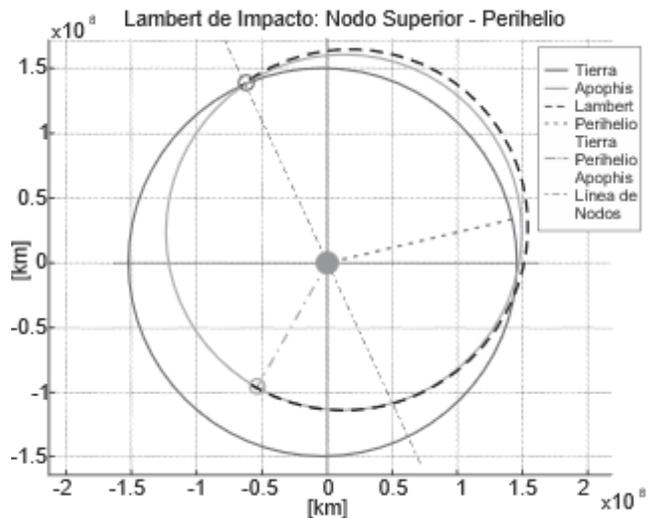


Fig. 3: Configuración de la trayectoria de Lambert regresiva que parte del Nodo Superior y llega al perihelio del asteroide.

El resultado de la evaluación del problema de Lambert para el caso en que se parte del Nodo Superior arroja la velocidad en el punto de ingreso a la trayectoria de transferencia de No-Hohmann ($V_1 = 29,6848$ km/s), así como la velocidad que tendrá en el punto de llegada sobre esta trayectoria ($V_2 = 40,4191$ km/s). En el punto de partida (Nodo Superior), la velocidad deseada es la velocidad de ingreso a la trayectoria de transferencia, y la velocidad antes de la maniobra es la de la órbita terrestre en dicho punto. En el punto de llegada (Perihelio), la velocidad deseada es nuevamente la velocidad de impacto. Siendo la magnitud total del ΔV necesario 60,5449 km/s. La Tabla 4 lista los parámetros orbitales de la transferencia más eficiente según el método de impacto cinético.

TABLA 4: PARÁMETROS ORBITALES DE LA TRAYECTORIA DE LAMBERT QUE UNE EL NODO SUPERIOR DE LA TIERRA CON EL PERIHELIO DEL ASTEROIDE APOPHIS.

Semieje mayor a [km]	1,4021e+08
Excentricidad e	0,2023
Inclinación i [°]	176,816
Ascensión recta del nodo ascendente Ω [°]	297,542
Arg. del perihelio ω [°]	57,3441
Anomalía verdadera de partida θ [°]	122,505
Anomalía verdadera de llegada θ [°]	359,984
Periodo T [días]	aprox. 331

Método 2: Detonación Nuclear

En este caso la elección del punto de deflexión depende de la eficiencia del método de transferencia, puesto que la cantidad de carga a transportar no varía significativamente según se la envíe al perihelio o apohelio del asteroide. Además, dado que no es necesario que la transferencia sea en el sentido opuesto de movimiento a los cuerpos para detonar la carga por delante del mismo, se limitaron las transferencias a aquellas en el mismo sentido de revolución, que son menos costosas por aprovechar la velocidad de la Tierra en lugar de oponérsele. Adicionalmente, como todavía las variables en juego son numerosas, se establecieron las siguientes limitaciones:

- 1) Como en el caso de las transferencias para el método de impacto, las mismas sólo parten de los puntos de pasaje de la Tierra por la línea de intersección entre su plano orbital y el del Apophis.
- 2) Se asumió que las órbitas de los cuerpos coinciden exactamente en el Nodo Superior (punto donde en realidad la distancia es igual al MOID entre las órbitas) dado que esa distancia es insignificante frente a las escalas que se manejan para las transferencias (0,000315683 UA frente a distancias de 1 UA).
- 3) También como en el caso de Impacto, las oportunidades de deflexión se redujeron a la más crítica, la última oportunidad de deflectar al asteroide de modo que se produzca la erosión orbital necesaria mediante detonación. La última oportunidad de deflexión en el perihelio será también el 21/11/2026 (23:18 TU), mientras que en el apohelio corresponde al 2/05/2027 (17:50 TU).
- 4) Las oportunidades de partida se limitaron también a una sola por nodo, siendo estas los últimos pasajes de la Tierra por los mismos antes de las deflexiones proyectada para el 21/11/2026 o bien para el 2/05/2027.
- 5) La maniobra de ajuste de fases también se calculó únicamente para la transferencia de Hohmann que requiera menor cantidad de ΔV para conectar los puntos de partida y de llegada.
- 6) Se analizaron transferencias de Hohmann partiendo de ambos nodos pudiendo cada una llegar a ambos ápsides, es decir, cuatro opciones en total. En cuanto a las transferencias de No-Hohmann, sólo se analizaron los casos de llegada al ápside más cercano al nodo de partida, es decir, del Nodo Superior al perihelio y del Inferior al apohelio.
- 7) No se analizaron opciones de transferencia con *flyby*.
- 8) Se consideraron maniobras impulsivas ideales y no se calculó el ΔV para realizar correcciones en vuelo o locales.

Teniendo en cuenta que se puede partir de cualquiera de los nodos, fueron analizadas cuatro opciones de transferencia de Hohmann. Además, aprovechando que la órbita terrestre y del asteroide se cruzan en el Nodo Superior, se intentó realizar una única maniobra impulsiva en dicho punto que cambie tanto el plano orbital del vehículo como su línea de ápsides y forma, de modo que ingrese a la misma órbita que el asteroide. Se analizaron

adicionalmente dos opciones de transferencia de Lambert, desde cada nodo al ápside más próximo únicamente.

Síntesis de resultados comparativos

Para resumir los resultados de las mejores opciones de transferencia para cada método de deflexión, se presenta la Tabla 5 con el ΔV y tiempo de vuelo de estas.

De la Tabla 5 queda evidente que la opción de transferencia de Hohmann para el método de detonación es la que menor ΔV necesita de todas las opciones analizadas. Sin embargo, este bajo valor de ΔV se paga en este caso con un alto tiempo de vuelo, precisamente el más alto de todos. Este tiempo está dentro del tiempo restante para el impacto hipotético, debiendo partir el 11/04/2025 (16:50 TU), e incluso brinda un margen de cinco años para preparar la misión, por lo que esta maniobra para este método es la que fue seleccionada para continuar con el análisis de lanzamiento.

TABLA 5: MEJORES RESULTADOS DE CADA TRANSFERENCIA ANALIZADA PARA CADA MÉTODO DE DEFLEXIÓN (TOF ES EL TIEMPO DE VUELO).

	Impacto		Detonación	
	ΔV [km/s]	ToF [días]	ΔV [km/s]	ToF [días]
Hohmann ; Phasing	67,6187	589	2,9352	751
Cambio de plano y línea	-	-	8,8579	589
Lambert	60,5449	218	10,1674	196

FASE 4: LANZAMIENTO Y ESCAPE

¿Desde dónde puede lanzarse la misión, desde qué órbita de estacionamiento debe comenzar la maniobra de escape y cuánta masa de lanzamiento es necesaria para alcanzar dicha órbita? La transferencia a la que nos referimos es la Tercera Opción de transferencia de Hohmann para el método de detonación enfocado desde el Segundo Criterio de deflexión, y fue la única transferencia para la cual se realizó el análisis del lanzamiento y escape, por ser la más eficiente de las estudiadas. Se buscó entonces determinar una órbita de estacionamiento desde donde escapar de la esfera de influencia de la Tierra, así como una base de lanzamiento desde donde enviar al vehículo a dicha órbita, así como los valores de masa estimativos que dicho lanzamiento debería tener bajo ciertas condiciones impuestas.

Asimismo, para llevar a cabo el análisis se tuvieron en cuenta ciertas condiciones para delimitar el mismo, dadas por las siguientes limitaciones:

- 1) Se consideró el empuje T constante durante todo el lanzamiento.
- 2) Para el cálculo de la masa de lanzamiento inicial, se despreciaron las pérdidas por resistencia atmosférica.
- 3) La llegada a la órbita de estacionamiento fue realizada con un lanzador de una sola etapa.
- 4) Para la selección de la órbita de estacionamiento, simplemente se buscó igualar la velocidad al agotamiento de combustible con la velocidad de la órbita de estacionamiento circular a cierta altura.

5) No se tuvo en cuenta el cálculo del ángulo de trayectoria de la maniobra de lanzamiento, considerando que el lanzador llega con un ángulo de trayectoria nulo a la órbita de estacionamiento.

El costo de lanzamiento es más importante que el de escape, por lo que lo más favorable sería elegir una órbita de parking lo más baja posible. Teniendo en cuenta la variación de velocidad de agotamiento v_{bo} con la altura, la órbita seleccionada fue aquella en la que su velocidad orbital, es igual (o inferior) a v_{bo} . En la Fig. 4 se muestra como varía la velocidad de agotamiento, junto con la variación de la velocidad de la órbita de estacionamiento para el rango de alturas de 50 a 350 kilómetros. Allí, se puede ver que el punto en donde ambas curvas se intersecan da la menor altura que cumple con la condición de selección impuesta, y por lo tanto esta fue nuestra órbita final de estacionamiento seleccionada, con una altitud de 300 km. La velocidad tangencial de esta órbita de parking tiene un valor $V_{park} = 7,7258$ km/s, y es por ende también la velocidad de agotamiento de combustible para esta altura.

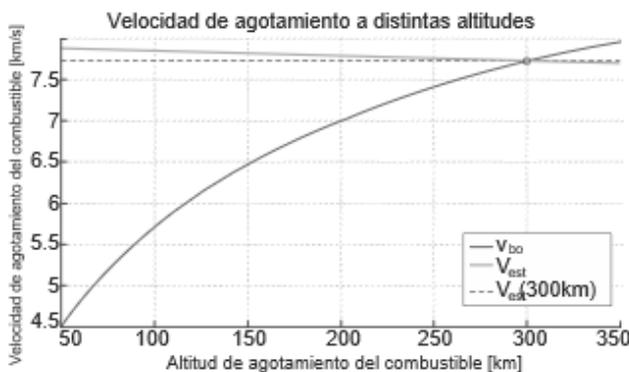


Fig. 4: Variación de la velocidad de órbita de estacionamiento y velocidad de agotamiento según la altura de la órbita, para selección de la órbita de estacionamiento.

Los resultados para la trayectoria hiperbólica de escape de la esfera gravitacional de la Tierra y que resulta en la trayectoria heliocéntrica de Hohmann son presentados en la Tabla 6. Mientras que los parámetros resultantes relacionados a las masas de lanzamiento se presentan en la Tabla 7.

TABLA 6: PARÁMETROS DE LA ÓRBITA HIPERBÓLICA DE ESCAPE, PARTIENDO DE UNA ÓRBITA DE ESTACIONAMIENTO DE 300 KM.

$V_{p,hip}$ [km/s]	11,0988
ΔV [km/s]	3,3730
$\Delta m/M$	0,5768
β [°]	19,9404
h_{hip} [km ² /s]	74,118
e_{hip}	1,0638
Δ [km]	37,988

TABLA 7: MASAS Y FACTORES DE LANZAMIENTO PARA LLEGAR A LA ÓRBITA DE ESTACIONAMIENTO DE 300 KM DE ALTURA.

Relación de masas n	25,1
Masa final m_f [kg]	7.483,909
Carga útil [kg]	808,909
Masa inicial m_0 [kg]	188.059,700
Masa de propelente m_{prop} [kg]	180.575,791
Consumo de combustible específico $\Delta m/M$	0,9602

Habiendo determinado una órbita de estacionamiento adecuada, siguió la necesidad de seleccionar una base desde donde lanzar al vehículo que portará la carga para cumplir con la misión. Para ello, se debió determinar primero la inclinación que tendrá la órbita de parking, $i_{park} = 84,44^\circ$ (Fernandez Fritelli y Jandar Paz, 2019). La inclinación del plano de la órbita de estacionamiento es calculada en función a la inclinación de la órbita del asteroide Apophis con relación a la eclíptica, y se considera el plano en que se encuentra el vector ΔV necesario para obtener la velocidad de ingreso a la órbita de transferencia de Hohmann de la Tercera Opción para detonación. Este vector de cambio de velocidad es el vector velocidad de exceso que debe componerse a la salida de la esfera de influencia de la Tierra con la velocidad heliocéntrica de la misma sobre su órbita, para obtener el vector velocidad de ingreso a la rama elíptica de la transferencia de Hohmann. Al lanzar el vehículo con la inclinación adecuada para ubicarlo en el plano de la órbita de transferencia hasta el encuentro con el asteroide, estamos optimizando el consumo total de combustible.

La inclinación obtenida es prácticamente la de una órbita polar (90°), razón por la cual una numerosa cantidad de bases de lanzamiento podrán alcanzar la órbita, ya que la restricción es que la latitud de esta sea igual o inferior a la inclinación deseada. Por esta razón la elección de una base es prácticamente arbitraria, y se seleccionó una base nacional actualmente en construcción: el Centro Espacial Manuel Belgrano. Esta fue la base de lanzamiento del cohete Tronador II, también de industria nacional, y se encuentra en construcción para ser el puerto de lanzamiento del nuevo modelo Tronador III.

La latitud del Centro Espacial Manuel Belgrano es de $\phi_{MB} = -38,9628^\circ$, es decir $38,9628^\circ$ de latitud Sur. Utilizando la relación: $\cos i = \cos \phi \sin A$ (Curtis, 2014), se pudo obtener la dirección de lanzamiento dada por el azimut A mediante los valores de latitud e inclinación deseados: $A = 7,1541^\circ$.

CONCLUSIONES

La posibilidad real de que un objeto del espacio exterior impacte con la Tierra, ha causado que distintas agencias de defensa planetaria propusieran métodos para interrumpir a este posible fenómeno. Por este motivo, en este trabajo se presentaron diferentes conjeturas con relación a los posibles resultados que se obtendrían en el desarrollo de una misión para un impacto hipotético, con el objetivo de presentar cómo llevar a cabo el diseño de una eventual misión de características reales.

En la Primera Fase del diseño, en la cual se buscó un criterio orbital de desviación del asteroide, se comprobó que no existe una órbita segura óptima a la cual trasladar el asteroide, al menos no desde el punto de vista energético. Por este motivo, fue necesario definir el criterio óptimo en base a consideraciones prácticas y decisiones de diseño. Se definió entonces una órbita segura en base al concepto de la seguridad, el cual establece que un objeto espacial cercano a la Tierra deja de ser considerado peligroso cuando su MOID (*Minimum Orbital Intersection Distance*), o distancia mínima de intersección orbital, es superior al

cinco por ciento de una Unidad Astronómica. Con este criterio en mente, al cual se lo denominó Primer Criterio, se definieron cuatro opciones de órbitas seguras posibles. Adicionalmente, se definió un criterio extra, al cual se lo llamó Segundo Criterio, un poco menos ambicioso: en lugar de modificar la órbita del asteroide, simplemente retrasarlo o adelantarlo sobre su misma órbita una distancia suficiente para evitar que coincida con la Tierra el día pronosticado de colisión. Con estas opciones bien determinadas se pasó al análisis de los métodos de deflexión para cumplir con alguno de los dos criterios.

De esta manera en la Segunda Fase se consideraron dos métodos de deflexión de carácter impulsivo, extraídos de las propuestas de deflexión planteadas por la agencia espacial NASA de los Estados Unidos. Particularmente, se trata de los métodos de Impacto Cinético y Detonación Nuclear. Estos fueron evaluados para verificar, en primer lugar, su posibilidad de aplicación bajo el enfoque de los criterios de desviación establecidos en la Fase anterior; y, en segundo lugar, la cantidad de masa necesaria para la consecución exitosa del método en cuestión. Se encontró que no es posible aplicar el método de Impacto para modificar la órbita del asteroide como dicta el Primer Criterio, debido a la inalcanzable magnitud de la velocidad de impacto necesaria. Sin embargo, se halló que es factible la aplicación del mismo método desde el enfoque del Segundo Criterio, y que es posible la utilización del método de Detonación desde la perspectiva de ambos criterios. Con estas tres estrategias posibles de deflexión, fue necesario tomar otra decisión de diseño: seleccionar para cuál o cuáles estrategias sería conveniente realizar un análisis de las transferencias necesarias. Se decidió entonces analizar las transferencias de al menos una estrategia de cada método. Para el método de Impacto, sólo una estrategia resultó posible, por lo que se seleccionó esta estrategia para el análisis de sus transferencias; en el caso del método de Detonación, se tuvo en cuenta un criterio económico para la selección, razón por la cual se decidió continuar el análisis de las transferencias con la estrategia basada en el Segundo Criterio, debido a la su escasa cantidad de masa necesaria en comparación con la del Primer Criterio. La estrategia descartada basada en el Primer Criterio requería una masa del mismo orden de magnitud que el método de Impacto, pero se discontinuó su análisis debido a la existencia de una alternativa más económica para el mismo método; sin embargo, esta estrategia queda planteada como factible, y puede analizarse en futuras investigaciones.

Prosiguiendo en el diseño, en la Tercera Fase se analizaron las transferencias y maniobra orbitales necesarias para las estrategias seleccionadas en la fase anterior, de manera de hacer un presupuesto de la cantidad de ΔV que sería necesario para alcanzar al asteroide en las condiciones impuestas para la deflexión por cada método. Así, la cantidad de salto de velocidad total necesario para el método de Impacto resultó muy superior a su equivalente para el método de Detonación, en parte por la necesidad de alcanzar una alta velocidad de impacto y en parte por la necesidad de ingresar a órbitas de transferencia de sentido de revolución opuesto al de la Tierra para impactar al asteroide de frente, lo cual requiere vencer y superar el campo de movimiento heliocéntrico de la Tierra. Este resultado sería mucho más prometedor si el asteroide

revolucionara en su órbita en sentido opuesto que la Tierra, de manera que un impacto de frente fuera posible mediante transferencias en el mismo sentido de revolución que la Tierra. En cuanto a los métodos de transferencia analizados, de Hohmann y de Lambert o No-Hohmann, prevaleció el de Lambert para Impacto y el de Hohmann para Detonación. Sin embargo, este resultado se obtuvo para las condiciones y geometrías particulares impuestas por las limitaciones del análisis, pudiendo variar si se modifican las mismas, razón por la cual no puede obtenerse una conclusión general sobre la conveniencia de uno u otro método. Por otro lado, se encontró una tendencia del ΔV necesario a aumentar cuanto más próxima sea la fecha pronosticada de colisión, al menos para el método de Detonación. Sin embargo, esta tendencia no se verificó para el método de Impacto, que logró una cantidad algo menor de ΔV con una transferencia de poco más de un mes de duración. Se presume que resultados de este tipo son casos aislados basados en la geometría particular de la transferencia, pero que la tendencia general del ΔV es a aumentar cuanto más rápida sea la transferencia necesaria. Esta hipótesis queda abierta para análisis en próximas investigaciones, no pudiendo darse en este trabajo una conclusión firme que ratifique esta tendencia. Por último, de las transferencias analizadas, la más eficiente en cuanto al ΔV necesario resultó ser una transferencia del tipo de Hohmann conectando el Nodo Superior de la órbita del asteroide con su apohelio, para el método de Detonación, sumada a una maniobra de ajuste de fases en dicho punto, todo en el mismo sentido de revolución que la Tierra.

Habiendo determinado una estrategia de deflexión y una configuración de transferencias adecuada, en la Cuarta Fase se diseñó una maniobra de escape hiperbólica para alcanzar el ΔV de inserción a la transferencia mediante la velocidad de exceso de esta, en el límite teórico de la esfera de influencia terrestre. Para ello, se seleccionó una órbita de estacionamiento geocéntrica circular desde donde partir, cuya altura fuera lo suficientemente conveniente tanto desde el punto de vista del escape como del lanzamiento desde Tierra. El resultado fue una órbita circular de 300 kilómetros de altura, factible de alcanzar mediante un lanzador hipotético de una sola etapa y alto empuje constante. La masa de combustible necesaria fue bastante elevada debido a esta consideración, pudiendo reducirse posiblemente mediante la incorporación de varias etapas al lanzador, un estudio que queda abierto a realización. La carga útil necesaria de ubicar en la órbita de estacionamiento resultó inferior a 1.000 kg, incluyendo la masa del vehículo estimada en unos 200 kg y la masa de combustible total necesaria para todas las maniobras orbitales, que sumó algo más de 600 kg. El proyecto del lanzador nacional llamado Tronador III sería capaz en principio de transportar esta carga, pero no se lo puede asegurar debido a la falta de información existente al respecto. Se encontró adicionalmente que el plano de la órbita de estacionamiento tendría una inclinación cercana a los 90°, siendo la órbita de estacionamiento una órbita prácticamente polar. Por esta razón existe una numerosa cantidad de bases de lanzamiento posibles y, a excepción de posibles restricciones a la inclinación, el Centro Espacial Manuel Belgrano es una base de lanzamiento nacional plausible de elección para el lanzamiento de esta misión.

Tal vez uno de los hallazgos más importantes fue la baja cantidad de carga útil necesaria para lograr una mitigación efectiva de este asteroide: con tan sólo siete kilogramos de explosivo sería capaz de lograrse el objetivo. Es cierto que no se trata de cualquier explosivo, se trata de un explosivo nuclear, pero aun así sigue siendo una cantidad sorprendentemente baja. De todas formas, no debe olvidarse que sólo se trata de una rudimentaria estimación, quedando abierta la posibilidad de un estudio más detallado del fenómeno de detonación para la desviación de asteroides. No obstante, aunque posteriores estudios revelasen que esta masa es en realidad mucho mayor, aún se cuenta con la opción de mitigación mediante el método de impacto cinético, el cual resultó en una gran cantidad de masa y ΔV , pero que también puede ser optimizado mediante un estudio más enfocado.

Otro hallazgo igual de sorprendente es la baja cantidad de ΔV total necesario para llevar el explosivo al asteroide. Esto sí es mérito de un amplio estudio de transferencias posibles y evaluación de distintas geometrías espaciales, así como consideraciones de carácter conceptual para reducir las opciones posibles a las más eficientes, lo cual es producto de un detallado análisis ingenieril. Esto permitió aprovechar las condiciones impuestas por la configuración geométrica orbital de este asteroide en particular, pero no se descarta una posible mejora al resultado obtenido mediante un posterior análisis de otras configuraciones.

Como conclusión, puede decirse que, con la salvedad de posibles diferencias de las estimaciones obtenidas con resultados de análisis más exhaustivos, es completamente posible evitar la colisión de este asteroide en particular dentro del límite de tiempo considerado y, más aún, es factible dentro de valores accesibles tanto de carga útil como de ΔV necesario. Tal es así, que una misión de estas características incluso podría ser desplegada con tecnología nacional (a excepción claro de la fabricación de armamento nuclear), que no es exactamente la más desarrollada en la materia, pero que está experimentando ciertamente grandes avances en los últimos años y tiene perspectivas de seguir creciendo.

AGRADECIMIENTOS

Se desea agradecer el apoyo financiero de la SECyT-UNC a través del proyecto “Resiliencia en Misiones Satelitales”.

REFERENCIAS

- [1] Cooke, B. (2005), “Asteroid Apophis set for a makeover. Astronomers name the asteroid that will sweep past Earth in 2029 and suggest how Earth's gravity may alter the space rock”, *Astronomy Magazine*, 18 de agosto de 2005, tomado de <http://www.astronomy.com/news/2005/08/asteroid-apophis-set-for-a-makeover>. (agosto de 2019)
- [2] Curtis, H.D. (2014), *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Elsevier, Oxford (UK).
- [3] Dearborn, D.S. (2004) “21st century steam for asteroid mitigation”, *Technical Report, Lawrence Livermore National Lab (LLNL)*, Livermore, CA (United States).
- [4] De Luca, E. (2019) Comunicación personal con geólogo profesional, egresado de la Universidad Nacional de Córdoba.

- [5] Jet Propulsion Laboratory (2019), *JPL Small Body Database Browser*, tomado de <https://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb.cgi>. (octubre de 2019).
- [6] National Research Council (2011), “Space Studies Board Annual Report 2010”, *The National Academies Press*, Washington, DC, tomado de <https://doi.org/10.17226/13214>. (agosto de 2019).
- [7] Pitz, A., Kaplinger, B., Vardaxis, G., Winkler, T., y Wie, B. (2014), “Conceptual design of a hypervelocity asteroid intercept vehicle (HAIIV) and its flight validation mission”, *Acta Astronautica*, 94(1):42–56.
- [8] Fernandez Fritelli, R. y Jandar Paz, M. (2019), Prediseño de misión espacial para mitigar amenaza de impacto de asteroide con la Tierra, Trabajo Final de la carrera de Ingeniería Aeronáutica, FCEFYN-UNC, Córdoba, Argentina.