

## APPLICATIONS

# Asteroide Apophis, *el destructor*

Juan Carlos Terradillos<sup>1</sup><sup>1</sup>Aula de Astronomía de Fuenlabrada, Madrid, Spain. E-mail: [jcterradillos@gmail.com](mailto:jcterradillos@gmail.com).**Keywords:** Apophis, asteroides, órbitas

© Este artículo está protegido bajo una licencia Creative Commons Attribution 4.0 License

## Resumen

Este artículo aborda el asteroide (99942) Apophis, descubierto en 2004, cuyo potencial riesgo de colisión con la Tierra ha captado la atención de la comunidad científica desde entonces. Su próximo acercamiento, el 13 de abril de 2029, lo llevará a aproximadamente 29000 km de la superficie terrestre, situándolo por debajo de la órbita de los satélites geoestacionarios. Además de describir las características principales de Apophis y contextualizar el peligro que representan asteroides de este tipo para la Tierra, analizamos en detalle los cálculos sobre la distancia mínima a la que pasará y exploramos las misiones espaciales en curso y en desarrollo destinadas a estudiar este objeto potencialmente peligroso.

## Abstract

This article discusses the asteroid (99942) Apophis, discovered in 2004, whose potential risk of collision with Earth has captured the attention of the scientific community ever since. Its next approach, on April 13, 2029, will bring it to approximately 29000 km from Earth's surface, placing it below the orbit of geostationary satellites. In addition to describing Apophis' main characteristics and contextualizing the threat posed by such asteroids to Earth, we thoroughly analyze the calculations regarding its minimum passing distance and explore ongoing and developing space missions aimed at studying this potentially hazardous object.

## 1. Introducción

Con relativa frecuencia uno puede oír en los diferentes medios de comunicación noticias, en ocasiones acompañadas por imágenes reales, que nos informan del impacto sobre la Tierra de cuerpos celestes y de las catastróficas consecuencias que pueden tener para nuestro planeta.

Así mismo abundan los artículos en prensa y revistas especializadas, más o menos sensacionalistas en su línea editorial, que tratan sobre este tema, incidiendo de una manera tendenciosamente morbosa en el riesgo que estos eventos astronómicos suponen para toda la humanidad, sensación que se acrecienta cuando vemos documentales, tan ilustrativos y bien realizados para poder llegar a todo tipo de público en general, que nos causan asombro y nos encogen el corazón por la incertidumbre que añaden sobre nuestra existencia, a la vez que nos presentan de forma cruda lo que, para los astrónomos, es una objetiva y tozuda realidad: este tipo de sucesos han ocurrido siempre en el pasado, siguen dándose en el presente y sucederán en el futuro.

Esta idea nos acompaña a modo de resignación pues, aunque se presenten de vez en cuando de manera aleatoria en el tiempo, no los podemos predecir y, mucho menos, combatir sus terribles efectos, por el momento. ¿Quién no ha visto, cómodamente sentado en su casa delante del televisor, al enorme asteroide que se dirige hacia la Tierra en la película “Armageddon”, del año 1998, o al masivo cometa que impacta sobre la superficie terrestre en la de “Deep Impact”, también de 1998?

Las dos películas fueron hechas el mismo año del siglo pasado, lo cual reflejaba la sensibilidad que en esos años había respecto al Fin del Mundo, consecuencia de las predicciones apocalípticas enunciadas por distintos visionarios al ver cerca el cambio de milenio, sensación colectiva muy parecida a lo ocurrido mil años antes en plena Edad Media. Es por esto que, con el objetivo de tomar conciencia sobre estos peligros provenientes del espacio exterior, la Asamblea General de Naciones Unidas, en 2016, declaró el 30 de junio como Día Internacional de los Asteroides, en recuerdo de que fue ese día de 1908 cuando cayó sobre la región rusa de Siberia, el conocido como “Bólide de Tunguska”.



**Figura 1.** Recreación del Bólide de Tunguska. Créditos: Don Davis, <http://donaldedavis.com/>.

Yo también he vivido indirectamente la caída de un asteroide sobre la Tierra. Me refiero al llamado “Bólide de Chelyabinsk”, que impactó sobre esa pequeña población rusa el día 15 de febrero de 2013. Esa noche me hallaba en el patio de mi casa, observando con el telescopio la región del cielo correspondiente a la constelación de Casiopea, en busca de los bonitos cúmulos estelares que hay en ella. Sería sobre las diez de la noche cuando vi pasar por el campo del ocular que tenía en ese momento puesto, ¿qué casualidad!, una estela luminosa. Me quedé asombrado, levanté la vista al cielo y pude comprobar como una banda de humo, relativamente ancha y larga, ocupaba esa parte del cielo, y también como,

22

pasado un cierto tiempo, se desplazó hacia zonas celestes más altas de mi horizonte local. Excitado por la visión entré en la cocina de casa, donde en ese momento se hallaban mi hijo y mi mujer y dije: “donde caiga ese asteroide va a causar mucho daño”.

Fueron mis alumnos los que al día siguiente me informaron, al entrar en clase, que había caído un asteroide en Rusia y había ocasionado numerosos destrozos y heridos en la mencionada ciudad rusa. Desde ese momento me encontré motivado por este tipo de sucesos astronómicos, sintiendo la necesidad de profundizar en su estudio, para lo cual nada mejor que dedicar mis esfuerzos, conocimientos y tiempo en la elaboración del presente artículo sobre el asteroide Apophis, “El Destructor”.

Resultaba inevitable que dada mi formación como historiador, especialidad en Prehistoria, quisiera abordar la cuestión de ampliar la investigación a otras épocas del pasado, en un intento por buscar, en este tipo de acontecimientos celestes, una posible relación causal para la desaparición, muchas veces inexplicable para la ciencia y repentina en el tiempo, de algunas de las principales culturas históricas o prehistóricas que existieron sobre nuestro planeta. Es muy ilustrativo al respecto la cantidad de evidencias científicas que nos hablan de la extinción masiva de animales en otras épocas geológicas lejanas y, más recientemente, durante el Holoceno, en el Tardiglacial o Dryas Reciente ( 10900 – 9700 a.C.). Igualmente, algunos de los mitos asentados en la conciencia de todos los hombres, como pudo ser el Diluvio Universal, o en particular en el espacio circummediterráneo clásico, como el mito de la Atlántida o la destrucción bíblica de las ciudades de Sodoma y Gomorra, pueden tener una explicación relacionada con el impacto de un cuerpo celeste proveniente del espacio exterior.

Asumido este riesgo real que corre toda la humanidad, era cuestión de tiempo que las instituciones, los estados y las distintas Agencias Espaciales de los países desarrollados, tomaran la decisión de avanzar en la identificación y el seguimiento de estos peligrosos objetos que se acercan a la Tierra, llamados NEOs (Near Earth Object), y en idear una serie de métodos que pudieran resolver el problema de un posible impacto, pues va en ello nuestra propia supervivencia e, incluso, de la vida en general como la conocemos ahora.



*Figura 2. Bólido de Chelyabinsk [1].*

Con el descubrimiento en 2004 de Apophis y de las predicciones funestas que sobre él se hicieron en ese momento, se dio el primer paso para que los astrónomos y científicos reflexionaran sobre la manera de interceptar, hacer variar su órbita o destruir estos NEOs, programando misiones que pudieran cumplir este objetivo.

A día de hoy, ya se han logrado alcanzar unos resultados notables con este tipo de misiones espaciales, muy laboriosas y extensas en el tiempo de planificación y ejecución de las mismas, habiéndose conseguido ya tomar contacto en la superficie de algunos asteroides, recoger y enviar muestras a la Tierra para su estudio, así como impactar y explosionar una carga detonante que alterara la trayectoria seguida en el espacio por estas enormes rocas que viajan a grandes velocidades. En concreto, ya está en marcha una misión específica para nuestro asteroide Apophis aprovechando su aproximación a la Tierra a una distancia de unos pocos radios terrestres, que tendrá lugar en la primavera de 2029.

Realizada esta introducción sobre el tema a tratar en el presente artículo, se hace necesario, antes de abordar el desarrollo de los distintos apartados del mismo, recoger los objetivos a conseguir con este trabajo.

1. Conocer las características físicas y dinámicas del asteroide.
2. Presentar un método de cálculo geométrico para poder hallar la Mínima Distancia Orbital (MOID) entre las órbitas de la Tierra y de Apophis en el espacio.
3. Calcular la distancia (en km) a la que se hallará Apophis en su momento de acercamiento máximo a la Tierra, en abril del año 2029.
4. Calcular las Coordenadas Eclípticas Heliocéntricas de Apophis, respecto al equinoccio medio, en la fecha de estudio.
5. Calcular sus Coordenadas Eclípticas Geocéntricas, en el marco de referencia J2000.
6. Calcular sus Coordenadas Ecuatoriales J2000.0 y las Horizontales locales para un observador situado en la ciudad de Madrid, en el momento de estudio.
7. Visualizar gráficamente su posición en el cielo durante su acercamiento máximo.

Junto a todos los anteriores objetivos planteados, quiero añadir un objetivo general que está presente en todos mis trabajos astronómicos, que consiste en exponer, de la manera más didáctica posible todos los pasos seguidos, para dotar así de un soporte matemático el desarrollo de los contenidos específicos de cálculo presentes en el mismo. Dada mi situación actual de docente no activo -por jubilación-, se entenderá que mi intención pedagógica es poder ofrecer un modelo a seguir para los lectores que se formulen, en un momento dado, unos mismos o parecidos objetivos a conseguir, respecto a otros cuerpos celestes del Sistema Solar, ya sean NEOs, cometas o planetas, que sigan órbitas elípticas en el espacio.

Finalmente, quiero expresar un deseo personal en esta introducción. Consiste en la intención que manifiesto ahora para que este trabajo sea el primero de otros más que estarían por llegar, que tratan sobre otros escenarios de impacto de cuerpos celestes sobre la Tierra, que tuvieron un resultado catastrófico sobre algunas regiones geográficas de la misma y sobre algunas culturas y sociedades, en un pasado reciente o más alejado en el tiempo. La Rusia revolucionaria de principios del siglo XX, junto con mis recientes visitas turísticas al Mar Muerto y al yacimiento turco de Gobekli Tepe, pueden dar alguna pista sobre este deseo investigador.

## **2. El asteroide 99942 Apophis**

Apophis es una enorme roca espacial, de unos 325 m de diámetro, con forma irregular bilobulada, y cierto parecido a un cacahuete, según observaciones de radar realizadas en 2021. Su color es bastante oscuro, con un albedo de 0.23 –correspondiendo al nivel 1 un cuerpo totalmente reflectante por lo que será visible a simple vista durante su aproximación a la Tierra de 2029–. Su masa es aproximadamente unas  $21 \times 10^6$  Tm, correspondiéndole una densidad media de  $3200 \text{ kg/m}^3$ .

En cuanto a su composición material, contiene principalmente silicatos de hierro y magnesio, presentes en rocas ultrabásicas de olivino y piroxeno, en distintas proporciones porcentuales, con una génesis ígnea y metamórfica en su formación natural. Al igual que ocurre con todos los asteroides, Apophis es un remanente material del periodo de formación de nuestro Sistema Solar, que tuvo lugar hace unos





*Figura 3. Tamaño y forma de Apophis [2].*

4600 millones de años. En un principio se hallaba formando parte del Cinturón de Asteroides, que se encuentra orbitando alrededor del Sol, entre las órbitas de Marte y Júpiter. Con el transcurso de millones de años, su órbita fue cambiando, afectada por las perturbaciones gravitacionales que actuaban sobre él procedentes de los grandes planetas, principalmente de Júpiter. Fue de este modo como se convirtió en un NEO.

En un principio, cuando se descubrió en el año 2004, se le dio el nombre de 2004 MN<sub>4</sub>, para cambiar en el 2005 a su denominación definitiva: asteroide 99942, añadiéndole el sobrenombre de Apophis ese mismo año. Este nombre fue elegido por sus descubridores R. A. Tucker, D.J. Tholen y F. Bernardi, investigadores en el Observatorio Kitt Peak de Arizona, no tanto por resaltar la destrucción que en la mitología egipcia simbolizaba el dios Apep, como por su condición de seguidores de la serie de ciencia ficción de Stargate, muy popular en esos años.

Para los egipcios, Apophis o Apep era sinónimo de maldad, asociado al Duat, encarnación del inframundo, en donde tenía lugar el Juicio para la salvación del alma del difunto, en la presencia del dios Osiris. En las pinturas murales de algunas tumbas se puede ver a Apep representado como una enorme y poderosa serpiente. Apophis es un asteroide difícil de observar, porque es visible por la mañana o por la tarde, siempre a poca distancia angular del Sol, durante su perihelio, cuando su distancia a la estrella es mínima. Esta dificultad ha provocado que fuera más complicado el seguimiento y posterior cálculo de sus elementos orbitales con exactitud, siendo esta la causa de las especulaciones catastrofísticas de impacto contra la Tierra en el futuro. Nuevas observaciones visuales y mediciones realizadas con radar han descartado esta posibilidad para todo el siglo XXI, aunque existen ciertas incertidumbres respecto a algunos años, enunciadas por alguna Agencia Espacial, como ocurre en el año 2068, derivadas de la alteración de su órbita ocasionada por el efecto Jarkovsky, un fenómeno físico relacionado con la manera como los asteroides absorben la luz del Sol y la irradian después al espacio, para mantener su equilibrio térmico, dando lugar a una aceleración en el cuerpo celeste.

Se entiende pues que, en un principio, el asteroide figurara en la Escala de Turín con el nivel 1, es decir contemplándose ciertas posibilidades de impacto contra la Tierra. En esta escala, un NEO catalogado en el nivel 0 significa una posibilidad casi nula de impacto, mientras que el nivel 10 nos indicaría un choque seguro y, por consiguiente, unas consecuencias planetarias devastadoras sobre amplias zonas de la misma.



Figura 4. Escena de la tumba de Ramsés IV con la serpiente del dios Apep [3].

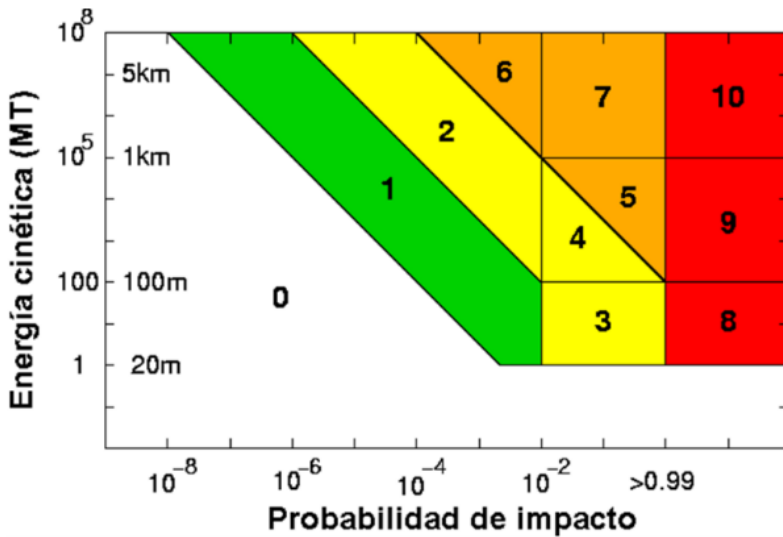


Figura 5. Escala de Turín [4].

### 3. La órbita de Apophis

Sus características orbitales son las correspondientes a un asteroide tipo Atón, asteroides con órbitas cuyo semieje mayor ( $a$ ) es menor que el de la Tierra (1 UA= 149597870 km). Tiene poca excentricidad ( $e$ ), por lo que su órbita no se aleja mucho de una circunferencia. No obstante, cruza dos veces la órbita terrestre durante su trayectoria periódica alrededor del Sol, que dura un poco menos de un año, desplazándose en el espacio en el mismo sentido que lo hace nuestro planeta. El periodo de rotación sobre su eje axial es de 30.56 horas. Una consecuencia de su máxima aproximación a la Tierra del

año 2029, será que su órbita se hará más ancha y grande que 1 UA, pasando entonces a formar parte de una nueva categoría de asteroides, llamados del tipo Apolo. En la Fig. 6 se presenta un cuadro en donde se recogen los elementos orbitales y otras medidas angulares y de tiempos, correspondientes a tres momentos distintos.

Elementos orbitales	13 abril de 2028 a las 21 h 46m (TDB)	13 abril de 2029 a las 21 h 46m (TDB)	13 abril de 2036 a las 21 h 46m (TDB)
$e$	0,1911193205	0,2236577328	0,189163609605
$\Omega^\circ$	203,8789943779	203,7588103533	203,51842547804
$n^\circ$	1,1125050926	0,9592261242	0,85080497853
$a$ ( U.A.)	0,9224327437	1,0182522627	1,103018257063
$q$ ( U.A.)	0,746138024554	0,7905122701	0,894367342096
$\omega^\circ$	126,7247597701	99,2041738541	71,483435215251
$M^\circ$	206,25322400887	286,6376440891	323,90859832898
$Q$ ( U.A.)	1,0987274630048	1,2459922553	1,311669172029
$i^\circ$	3,3412271204066	3,6256376945	2,2215090354122
$T_p$ ( DJ )	2462013,605661	2462316,887717	2464839,82724355
$V^\circ$	198,30809815473	260,8589107495	308,35631297100
$P$ ( días )	323,59402431609	375,3025391172	423,1286946843

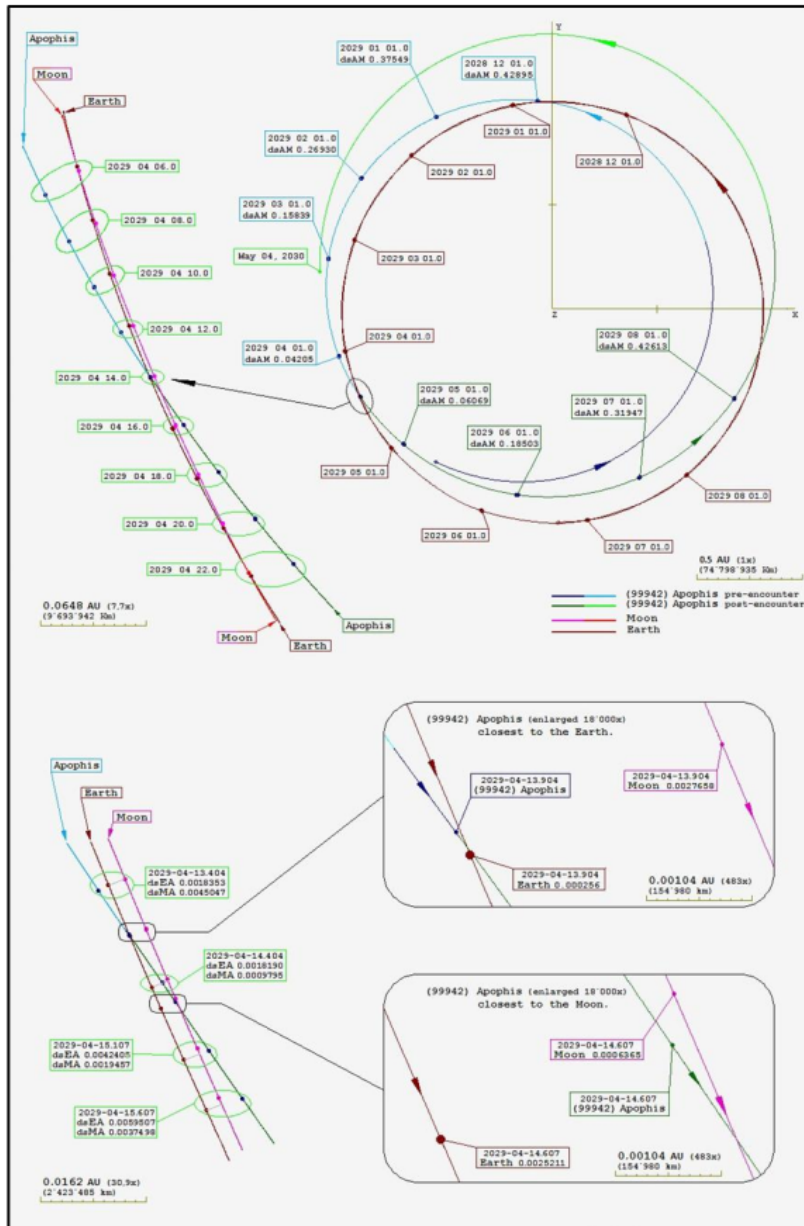
**Figura 6.** Elementos orbitales de Apophis correspondientes los máximos acercamientos a la Tierra en los años 2028, 2029 y 2036. Los elementos orbitales son:  $e$ , excentricidad;  $\Omega$ , longitud del nodo ascendente (en grados);  $n$ , movimiento medio diario (en grados por día);  $a$ , semieje mayor (en UA);  $q$ , distancia en el perihelio (en UA);  $\omega$ , argumento de latitud del perihelio (en grados);  $M$ , anomalía media (en grados);  $Q$ , distancia en el afelio (en UA);  $i$ , inclinación (en grados);  $T_p$ , instante de paso por el perihelio (DJ);  $V$ , anomalía verdadera (en grados), y  $P$ , periodo (en días). Fuente: JPL Horizons online solar system data and ephemeris.

Primero, los referidos al año 2028, después los pertenecientes a su mayor acercamiento a la Tierra en el mes de abril de 2029 y también los del año 2036, otro paso en el que se acercará mucho a nosotros y que originó, en su momento, incertidumbre sobre un posible impacto contra nuestro planeta, afortunadamente ya descartado por NASA.

Observando detenidamente algunos elementos orbitales, vemos como el campo gravitatorio de la Tierra hace que la excentricidad ( $e$ ), el semieje mayor ( $a$ ) y, por tanto su perihelio ( $q$ ) y su afelio ( $Q$ ), además de la inclinación ( $i$ ) y el periodo ( $P$ ) aumenten sus cantidades de medida, reflejando de este modo como una nueva órbita ha resultado de su acercamiento extremo a nuestro planeta en 2029.

Este cambio acontecido en la órbita, junto con la existencia de una casi resonancia en la proporción 7:6, entre las órbitas de Apophis y la Tierra, es decir, siete traslaciones alrededor del Sol del asteroide son casi igual a seis traslaciones anuales del planeta; harán que su aproximación de 2036, a unas 0.309 UA

de nosotros, sea bastante más lejana que la alcanzada en el año 2029, de 0.00025 UA, aproximadamente unos 38000 km, correspondiente a un poco más de seis radios terrestres o 1/10 parte de la distancia media Tierra-Luna.



**Figura 7.** Trayectorias de Apophis, desde el 1 diciembre 2028 hasta 1 agosto de 2029, (vistas desde el polo norte de la eclíptica), durante su máxima aproximación al sistema Tierra-Luna [5].

Los tiempos en los que están medidos los distintos elementos orbitales osculadores (elementos instantáneos de la órbita) corresponden a Tiempo Dinámico Baricéntrico (TDB), un tiempo referido al centro

28

de masa del Sistema Solar que contempla correcciones relativistas. Difiere ligeramente del Tiempo Terrestre (TT), en un máximo de 0.0017 segundos derivados del movimiento de la Tierra alrededor del Sol. En adelante, el TDB será en este trabajo igual a TT, una escala de tiempo que tiene en cuenta la rotación de la Tierra, que varía con el paso del tiempo. Existe una relación entre el TT y el Tiempo Universal (UT<sup>1</sup>), que corresponde al Tiempo Civil de Greenwich, necesario para el cómputo temporal en nuestra vida civil y para los cálculos astronómicos relacionados con el Ángulo Horario (A.H.), una coordenada horizontal del lugar de observación.

La corrección a aplicar al TT para expresarlo en UT es  $\Delta T$ . Este incremento varía según el año, de tal manera que  $\Delta T = +65s$  en el año 2000,  $\Delta T = +69s$  en 2005, y  $\Delta T = +80s$  en 2015. La relación matemática es  $\Delta T = TT - UT$ . Si se quiere hallar este  $\Delta T$ , de una forma aproximada, para un año concreto, en el pasado o en el futuro, se hace de la siguiente manera<sup>2</sup>:

Sea  $t$  el tiempo medido en siglos desde el año 2000 ( $t$  será negativo antes de ese año y positivo después de ella),  $t = (\text{año} - 2000)/100$ . Entonces, para antes del año +948,  $\Delta T = 2177 + 497t + 44.1t^2$ , mientras que para los años comprendidos entre el +948 y el +1600 y después del año 2000,  $\Delta T = 102 + 102t + 25.3t^2$ . Para evitar una discontinuidad con 2000 AD 2000 (After Domine) es necesario añadir una corrección para los años comprendidos entre el 2000 y el 2100 igual a  $+0.37(\text{año} - 2100)$ . Para el valor de  $\Delta T$  (en segundos) entre los años 1620 y 2010, ver Material Suplementario 1.

#### 4. Mínima distancia orbital de Apophis (MOID)

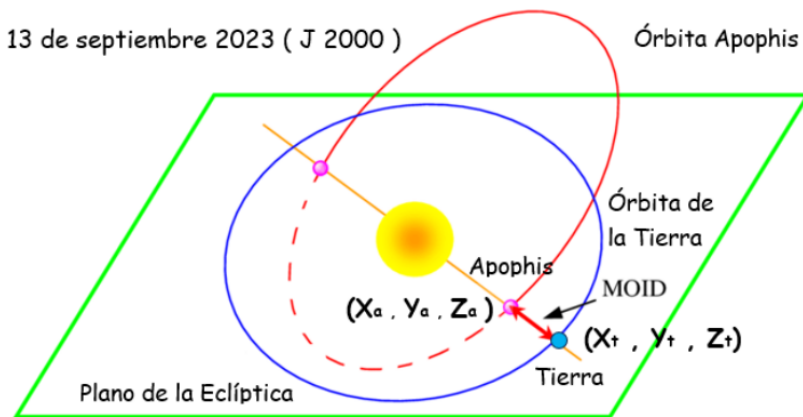
Se define esta distancia (*Minimum Orbit Intersection Distance*, en inglés) como la mínima distancia que hay entre dos puntos en las órbitas de dos cuerpos que comparten un mismo foco, siendo el Sol el foco y Apophis y la Tierra los dos cuerpos con órbitas elípticas en el espacio. Estos MOID son importantes de calcular cuando se trata de asteroides peligrosos para la Tierra (como los NEOs), formando parte de los datos con los que trabajan las Agencias Espaciales, para poder valorar el riesgo de colisión entre ellos. No sólo se halla el MOID de los asteroides y cometas, sino también los correspondientes a los planetas del Sistema Solar, para poder elaborar sus efemérides y programar las distintas misiones espaciales hacia todos estos cuerpos celestes. El MOID es la mínima distancia teórica posible entre las órbitas de los dos cuerpos, mientras que la distancia mínima real que alcanzan ambos cuerpos, en un momento dado, se halla en función de las posiciones relativas concretas alcanzadas por ellos en el espacio en ese momento concreto y puntual.

Los pasos a dar para hallar el MOID entre las dos órbitas son los siguientes:

1. Tomar los elementos orbitales de los dos cuerpos celestes, referidos a la misma época y mismo momento de tiempo. Estos elementos son el semieje mayor ( $a$ ), la excentricidad ( $e$ ), la inclinación ( $i$ ), la longitud del nodo ascendente ( $\Omega$ ) y el argumento de perihelio ( $\omega$ ). Si una de las órbitas es la de la Tierra hay que dar sus elementos para esa época y ese mismo día y momento. Los elementos orbitales terrestres son la longitud media ( $L$ ), semieje mayor ( $a$ ), excentricidad ( $e$ ), inclinación ( $i$ ) y la longitud de perihelio ( $\tilde{\omega}$ ). Tanto  $a$  como  $i$  tienen un valor constante, mientras que  $L$ ,  $\Omega$  y  $\tilde{\omega}$  están en función del tiempo ( $T$ ) transcurrido desde la época J2000.0 (1 de enero a las 12 horas = JD2451545.0), expresado en siglos de 36525 días cada uno.
2. Ya que el método elegido para hallar el MOID es el método simple o geométrico, mucho más sencillo de aplicar que aquellos que utilizan cálculos numéricos y algebraicos, se van a realizar sucesivas aproximaciones en los valores de MOID, mediante iteraciones en los valores introducidos,

<sup>1</sup>Denotamos por UT a la versión del Tiempo Universal llamada UT1.

<sup>2</sup>Valores más precisos de  $\Delta T$  pueden encontrarse en forma tabular en <https://www.iers.org/IERS/EN/DataProducts/EarthOrientationData/eop.html>



**Figura 8.** *Mínima Distancia Orbital Apophis-Tierra.*

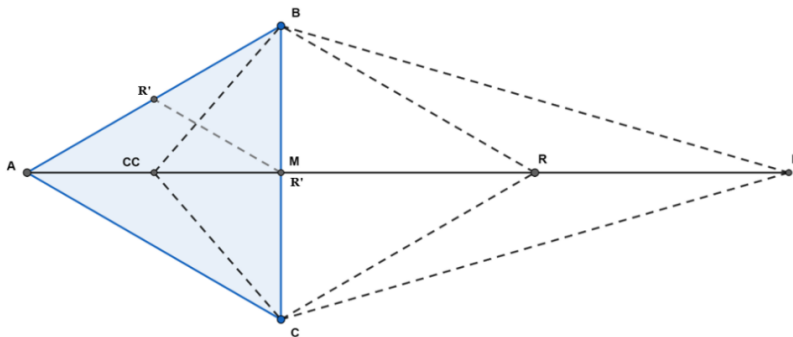
hasta alcanzar finalmente el objetivo deseado: encontrar el MOID entre Apophis y la Tierra, con el suficiente grado de exactitud. Este método tiene varias fases en su desarrollo.

- Hallar las Coordenadas Eclípticas Heliocéntricas  $(X, Y, Z)$  de cada uno de los cuerpos celestes cuyo MOID se quiere calcular, así como sus respectivas distancias al Sol, para cada una de las longitudes eclípticas elegidas de ambos objetos celestes  $(\lambda_a, \lambda_t)$ , de Apophis y Tierra, respectivamente, dándoles igual valor (en grados) a ambas longitudes, pues suponemos que el MOID se encontrará en el entorno de alguno de los nodos de la órbita del asteroide. Estas coordenadas serán  $X_a, Y_a, Z_a$ , para las de Apophis, y  $X_t, Y_t, Z_t$  para las de la Tierra; mientras que sus distancias respectivas al Sol serán  $r_a$  y  $r_t$ .
- Calcular la distancia  $(\Delta)$  que hay en el espacio entre los dos cuerpos, para cada par de las longitudes eclípticas orbitales,  $\lambda_a, \lambda_t$  (de igual valor para las dos), elegidas anteriormente.
- Localizar dónde se produce el valor mínimo de estas distancias  $(\Delta)$  y ver qué valores de  $\lambda_a, \lambda_t$  les corresponde. Ya tenemos el entorno inmediato de las longitudes eclípticas orbitales de ambos cuerpos. Tomando como referencia este entorno, probar variando ligeramente estas longitudes orbitales de Apophis y de la Tierra, qué nuevas distancias  $\Delta$  con valores más pequeños vamos obteniendo, hasta poder elegir la mínima distancia entre todas ellas. El objetivo en este paso es ajustar, lo máximo posible, el MOID entre ambos cuerpos.
- Una vez obtenida esta distancia mínima  $\Delta$  obtenida anteriormente, es el momento de aplicar el método simple geométrico para encontrar qué longitudes ( más exactas y concretas ) corresponden a una distancia  $\Delta$  que tenga una precisión de  $10^{-6}$  U.A. (ya que  $(10^{-6}$  UA = 0.000001 UA = 149.6 km), considerado suficiente como margen de error en  $\Delta$ .

Este método simple parte de tres pares de valores  $(\lambda_a, \lambda_t)$ , a modo de vértices de un triángulo,  $(A, B, C)$ , para ir luego probando mediante las diferentes estrategias llamadas de *reflexión, expansión, contracción*, y el *encogimiento o reducción*, llevadas a cabo sobre estos pares de longitudes eclípticas orbitales, buscando obtener siempre los mejores valores de  $\Delta$  alcanzados para cada terna de  $(\lambda_a, \lambda_t)$ ; es decir, añadiendo como nuevo vértice del triángulo el que tiene mejor valor de la distancia  $\Delta$ , sustituyéndole por el vértice que tenía el peor valor de los tres pares  $(\lambda_a, \lambda_t)$ , y que correspondía al valor más alto del anterior triángulo ABC.

Mediante este método geométrico llegamos, finalmente, a conseguir un triángulo final  $(A, B, C)$ , en el que todas las distancias  $\Delta$  logradas para los pares  $(\lambda_a, \lambda_t)$ , no difieran en ese error de  $10^{-6}$  UA. Decir





**Figura 9.** Triángulo geométrico con las distintas acciones a realizar para hallar el MOID. Segmentos en el triángulo:  $AM = d$ ,  $MR = RE = d$ ,  $ME = 2d$ ,  $Acc = AM/2$ ,  $AR' = AB/2$ ,  $BM = BC/2$ ,  $BR' = R'C = BC/2$ ,  $M = R'$ . Puntos en el triángulo:  $M = Par(\lambda_a, \lambda_t)$ , medio en el lado BC del triángulo;  $R = Par(\lambda_a, \lambda_t)$ , reflejado del par A;  $E = Par(\lambda_a, \lambda_t)$ , expandido del par A;  $CC = Par(\lambda_a, \lambda_t)$ , medio entre los pares A y M;  $R' = Pares(\lambda_a, \lambda_t)$ , reducidos desde los pares A y C, hacia el par B.

que, tanto el paso 1 como el 2 -con sus distintas fases- han sido expuestos en términos generales de aplicación, para hacernos una idea general del cálculo del MOID Apophis-Tierra.

Será en el siguiente apartado de este trabajo cuando se describirá, de forma detallada y un poco más gráfica, todos los pasos anteriores seguidos para hallar el MOID entre ambos cuerpos celestes.

## 5. Cálculo del MOID Apophis – Tierra

Para realizar este cálculo es necesario utilizar los elementos orbitales de Apophis y la Tierra, correspondientes a la misma época, que define en el espacio un marco tridimensional concreto para sus coordenadas  $X, Y, Z$  (por ejemplo, J2000.0) y al mismo momento de observación, o de estudio. Esto se justifica porque la precesión de los equinoccios hace variar lentamente el eje  $X$ , dirigido hacia el Punto Vernal  $\Upsilon$ , el eje  $Y$  es siempre perpendicular al  $X$  y se encuentra en el mismo plano, mientras que el eje  $Z$  es perpendicular al plano  $XY$  en el espacio.

Esta fecha o momento temporal de estudio, no ha sido elegida arbitrariamente, sino condicionada por la existencia de unos elementos orbitales de Apophis dados por el Jet Propulsion Laboratory (JPL), en base a las observaciones llevadas a cabo sobre su órbita, desde su descubrimiento en 2004 hasta las realizadas en el 2021. La fecha elegida es el 13 de septiembre de 2023 a las 0h TDB, correspondiente a las 23h y 57m T.U del 12 de septiembre de 2023, ya que  $\Delta T = +136$  s. La época de referencia es J2000, correspondiente al 1 de enero de 2000, a las 12h.

1. **Elementos orbitales de Apophis (J2000.0).** Los elementos orbitales del asteroide ofrecidos en la Fig. 10 se encuentran referenciados respecto al Sol, es decir son heliocéntricas, y respecto al plano de la Eclíptica que es el formado en el espacio por el Sol y la trayectoria seguida por la Tierra en su movimiento de traslación alrededor suyo. Estrictamente hablando, estos elementos orbitales eran los que presentaba Apophis en la fecha dada, el 23 septiembre de 2023 a las 0h TDB (*osculating orbital Elements*), o en el entorno de ella como pueden ser unos pocos meses, pero yo me voy a servir de ellos para mi propósito de hallar el MOID entre las dos órbitas elípticas. Los elementos que aparecen en la misma son: **e**, excentricidad; **a**, semieje mayor; **q**, distancia en el perihelio; **i**, inclinación; **node**, longitud del nodo ascendente; **peri**, argumento de latitud del perihelio; **M**, anomalía media; **tp**, instante de paso por el perihelio; **period**, periodo de traslación, **n**, movimiento medio diario; y **Q**, distancia en el afelio.



Osculating Orbital Elements

Epoch 2460200.5 (2023-Sep-13.0) TDB Reference: <b>JPL 216</b> (heliocentric IAU76/J2000 ecliptic)			
Element	Value	Uncertainty (1-sigma)	Units
e	0.1914411460533765	1.7677E-9	
a	0.9227218395034338	1.6226E-9	au
q	0.7460749130604167	2.7915E-9	au
i	3.339296377069885	1.104E-7	deg
node	203.9566720818881	3.7763E-6	deg
peri	126.6039880940337	4.089E-6	deg
M	142.8571421049518	6.8509E-7	deg
tp	2460072.029302035401 2023-May-07.52930204	7.0849E-7	TDB
period	323.7461605754216	8.5397E-7	d
	0.8863686805624137	2.3380E-9	y
n	1.111982299219059	2.9331E-9	deg/d
Q	1.099368765946451	1.9332E-9	au

Figura 10. Elementos orbitales de Apophis el 23 de septiembre de 2023, a las 0h TDB.

Tierra	a <sub>0</sub>	a <sub>1</sub>	a <sub>2</sub>	a <sub>3</sub>
L (longitud media del planeta )	100,466457	35999,3728565	- 0,00000568	- 0,000000001
i (inclinación respecto eclíptica )	0,0000000	0,0130548	- 0,00000931	- 0,000000034
Ω (longitud del nodo ascendente )	174,873176	- 0,2410908	0,00004262	0,000000001
ϖ ( longitud del perihelio )	102,937348	0,3225654	0,00014799	- 0,000000039

Figura 11. Coeficientes para los elementos orbitales de la Tierra con respecto al equinoccio medio J2000.0.

2. **Elementos orbitales de la Tierra.** Si los elementos orbitales de Apophis, en esa fecha, han sido tomados del JPL, los de la Tierra tienen que ser calculados. Todos los elementos orbitales de los planetas del Sistema Solar y, por tanto también los de la Tierra, pueden ser expresados como una función polinómica de la forma:

$$a_0 + a_1T + a_2T^2 + a_3T^3, \quad (5.1)$$

en donde  $T$  es el tiempo, medido en siglos de 36.525 días, desde la fecha de estudio hasta la época de referencia J2000.0, igual a JD2451545.0 (Días Julianos). El tiempo  $T$  se calcula mediante

$$T = (JD - 2451545.0)/36525. \quad (5.2)$$

En nuestro caso el valor de  $T$  es igual a 0.023697467488 siglos. En esta expresión 2460200.5 corresponde al JD del 13 de septiembre de 2023 a las 0h TDB  $\approx$  0h UT. El resultado es dado con suficiente número de decimales ya que las unidades de  $T$  son siglos y con esto se gana en precisión en la medida del tiempo. Los coeficientes  $a_0, a_1, a_2, a_3$  para la Tierra y el equinoccio J2000.0 son recogidos en la Tabla de la Fig. 11. Sustituyendo estos coeficientes  $a_n$ , y el tiempo  $T$  en cada uno de los elementos orbitales de la Tierra, tenemos:

**Longitud media de la Tierra:**  $L_t = 8631.406135^\circ$ , que divididos entre  $360^\circ$  suponen 23.9761281534 vueltas, que corresponden a  $351.4061352419^\circ$ . Este resultado nos sitúa a la Tierra sobre el plano de la eclíptica, en la cabeza de la constelación de Piscis, mientras que el Sol se localiza al otro lado de la eclíptica, con una Longitud eclíptica  $L_s = 351.4061352419^\circ - 180^\circ = 171.4061352419^\circ$ , en la constelación de Virgo en la fecha de estudio (13 de septiembre de 2023, a las 0h TDB).

Procediendo de manera similar para los otros elementos orbitales, tenemos:

**Inclinación sobre la Eclíptica:**  $i_t = 0.0030931337^\circ$   
**Longitud del nodo ascendente:**  $\Omega_t = 174.8160459795^\circ$   
**Longitud del perihelio:**  $\tilde{\omega} = 103.01379661409^\circ$   
**Excentricidad:**  $e_t = 0.0166986612$

Teniendo la longitud del perihelio  $\tilde{\omega}$  y la Longitud del nodo ascendente  $\Omega_t$ , se puede hallar el valor del argumento de latitud del perihelio,

$$\omega_t = \tilde{\omega}_t - \Omega_t, \quad (5.3)$$

y sustituyendo valores se obtiene

$$\omega_t = 103.01379661409^\circ - 174.8160459795^\circ = 288.1977501615^\circ. \quad (5.4)$$

Una vez que se tienen los elementos orbitales de Apophis y de la Tierra, ahora hay que calcular, grado a grado en el intervalo  $[0^\circ, 360^\circ]$ , sobre cada una de las posibles longitudes eclípticas orbitales,  $\lambda_a$  y  $\lambda_t$ , asignadas (ver punto 2b de la Sección 4), y para cada uno de los cuerpos celestes, los siguientes elementos orbitales:

**Argumento de latitud,  $U$** , que se define como

$$U = \lambda - \Omega = \text{arco NX} \quad (5.5)$$

**Anomalía verdadera,  $V$** , que se define como

$$V = \lambda - \Omega - \omega = \text{arco PX} \quad (5.6)$$

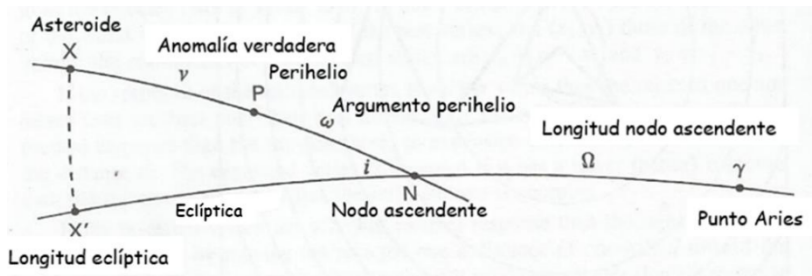
Además hay que calcular, en ese mismo intervalo  $[0^\circ, 360^\circ]$ , el radio vector o la distancia al Sol, tanto de Apophis,  $r_a$ , como la de la Tierra,  $r_t$ . Una vez que conocemos la excentricidad  $e_t$  y la anomalía verdadera de la Tierra  $V_t$  para cada grado del intervalo anterior, así como las correspondientes a Apophis ( $e_a$  y  $v_a$ ), haciendo uso de sus elementos orbitales presentes en la Tabla 2, para la fecha de estudio (13 de septiembre de 2023, a las 0h TDB), ya estamos en condiciones de calcular los módulos de los radios vectores,  $r_a = |\mathbf{r}_a|$  y  $r_t = |\mathbf{r}_t|$ , de las distancias al Sol de ambos cuerpos, mediante la fórmula siguiente:

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos V}, \quad (5.7)$$

tomando los valores respectivos. Conocidos los valores de  $U_a$ ,  $V_a$  y  $r_a$  en el intervalo, ahora hay que hallar las coordenadas rectangulares eclípticas heliocéntricas del asteroide,  $X_a$ ,  $Y_a$ ,  $Z_a$ , haciendo uso de las siguientes expresiones:

$$\begin{aligned} X_a &= r_a (\cos \Omega_a \cos U_a - \sin \Omega_a \sin U_a \cos i_a), \\ Y_a &= r_a (\sin \Omega_a \cos U_a + \cos \Omega_a \sin U_a \cos i_a), \\ Z_a &= r_a \sin i_a \sin U_a. \end{aligned} \quad (5.8)$$

Actuando de manera similar con los elementos orbitales de la Tierra hallamos sus valores correspondientes,  $U_t$ ,  $V_t$  y  $r_t$ , para cada grado en el mismo intervalo, y después las coordenadas rectangulares eclípticas heliocéntricas de la Tierra,  $X_t, Y_t, Z_t$ . Hecho todo lo anterior, es el momento de hallar la distancia  $\Delta$ , que hay entre los dos cuerpos en el espacio, entre cada par de puntos tridimensionales,  $(X_a, Y_a, Z_a)$  y  $(X_t, Y_t, Z_t)$ , y para cada longitud eclíptica heliocéntrica  $\lambda_a = \lambda_t$ . Decir que, aunque yo calculé dichas coordenadas rectangulares para cada grado del intervalo  $[0^\circ, 360^\circ]$ , es decir, desde  $\lambda_a = \lambda_t = 0^\circ$  hasta  $\lambda_a = \lambda_t = 360^\circ$ , si pensamos que Apophis tiene una pequeña inclinación de su órbita respecto a la eclíptica, es lógico suponer que el MOID se encuentre en el entorno de la longitud de su nodo ascendente  $\Omega = 203.95667208^\circ$ , por lo que puede servirnos trabajar sólo en el intervalo  $[200^\circ, 210^\circ]$ . Actuando así sobre este intervalo más estrecho, observamos que la mínima distancia  $\Delta$  entre los dos cuerpos se obtiene cuando  $\lambda_a = \lambda_t = 204^\circ$ . A modo de ejemplo de aplicación, se van a desarrollar los cálculos anteriormente citados para los dos cuerpos y para una misma longitud orbital eclíptica heliocéntrica de  $\lambda_a = \lambda_t = 204^\circ$ .



**Figura 12.** Elementos orbitales de un asteroide, en un momento dado.

### 5.1. Apophis

**Argumento de latitud:**

$$U_a = \lambda_a - \Omega_a = 204^\circ - 203.95667208^\circ = 0.04332792^\circ \quad (5.9)$$

**Anomalía verdadera:**

$$v_a = \lambda_a - \Omega_a - \omega_a = 204^\circ - 203.95667208^\circ - 126.60398809^\circ = -126.560660^\circ, \quad (5.10)$$

que, expresados en la rama  $[0^\circ, 360^\circ]$ , da  $v_a = 233.4393398242^\circ$ .

**Radio vector Apophis–Sol:**

$$r_a = \frac{a_a(1 - e_a^2)}{1 + e_a \cos V_a} = 1.00331929 \text{ UA}. \quad (5.11)$$

**Coordenadas rectangulares eclípticas heliocéntricas:**

$$\begin{aligned} X_a &= r_a(\cos \Omega_a \cos U_a - \sin \Omega_a \sin U_a \cos i_a) = -0.916578 \text{ UA}, \\ Y_a &= r_a(\sin \Omega_a \cos U_a + \cos \Omega_a \sin U_a \cos i_a) = -0.40808554 \text{ UA}, \\ Z_a &= r_a \sin i_a \sin U_a = +0.00004419 \text{ UA}. \end{aligned} \quad (5.12)$$

## 5.2. Tierra

**Argumento de latitud:**

$$U_t = \lambda_t - \Omega_t = 204^\circ - 174.81604597^\circ = 29.18395402^\circ \quad (5.13)$$

**Anomalía verdadera:**

$$v_t = \lambda_t - \Omega_t - \omega_t = 204^\circ - 174.81604597^\circ - 288.1977501^\circ = -259.013796^\circ, \quad (5.14)$$

que, expresados en la rama  $[0^\circ, 360^\circ]$ , da  $v_t = 100.98620386^\circ$ .

**Radio vector Tierra–Sol:**

$$r_t = \frac{a_t(1 - e_t^2)}{1 + e_t \cos V_t} = 1.00291383 \text{ UA}. \quad (5.15)$$

**Coordenadas rectangulares eclípticas heliocéntricas:**

$$\begin{aligned} X_t &= r_t (\cos \Omega_t \cos U_t - \sin \Omega_t \sin U_t \cos i_t) = -0.91620738 \text{ UA}, \\ Y_t &= r_t (\sin \Omega_t \cos U_t + \cos \Omega_t \sin U_t \cos i_t) = -0.40792181 \text{ UA}, \\ Z_t &= r_t \sin i_t \sin U_t = 0.00002640 \text{ UA}. \end{aligned} \quad (5.16)$$

Conocidas las coordenadas rectangulares de Apophis y de la Tierra, para una misma longitud eclíptica  $\lambda_a = \lambda_t = 204^\circ$ , y para una misma época y fecha, se puede hallar la distancia tridimensional en el espacio que los separa mediante la siguiente expresión:

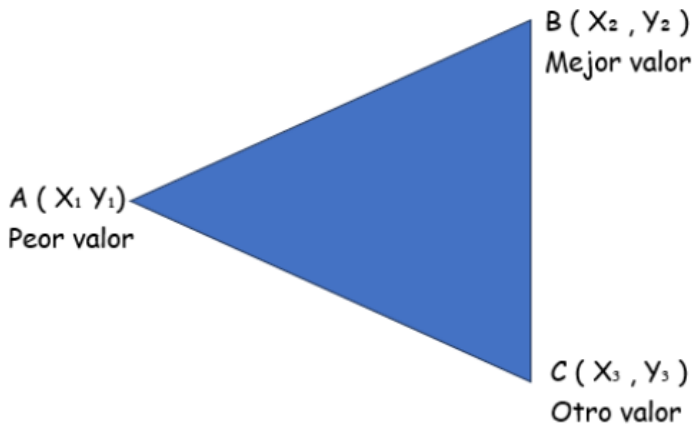
$$\Delta = \sqrt{(X_a - X_t)^2 + (Y_a - Y_t)^2 + (Z_a - Z_t)^2} \quad (5.17)$$

Sustituyendo,  $\Delta = 0.00040584 \text{ UA}$ . Antes de aplicar el método geométrico simple, es aconsejable una serie de iteraciones en los valores de los pares  $\lambda_a = \lambda_t$ , con el objetivo de ir ajustando cada vez más los valores correctos del MOID.

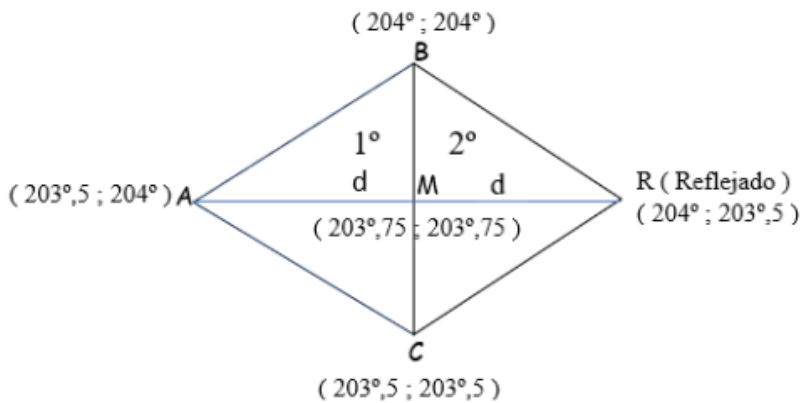
Por ejemplo, podemos explorar qué valor adquiere  $\Delta$ , para una  $\lambda_a = 203.5^\circ$  y una  $\lambda_t = 204^\circ$ . Después de realizadas las operaciones necesarias vemos que  $\Delta = 0.008969152 \text{ UA}$ , mientras que para  $\lambda_a = 204^\circ$  y  $\lambda_t = 203.5^\circ$  el valor es  $\Delta = 0.008769151 \text{ UA}$ , mejor que el anterior par. Seguimos con  $\lambda_a = 203.5^\circ$ ,  $\lambda_t = 203.5^\circ$ , dándonos una distancia  $\Delta = 0.002124299 \text{ UA}$ . Podemos continuar realizando más iteraciones en nuestra búsqueda de valores para  $\Delta$  cada vez menores, pero en esencia ya estaríamos aplicando el método simple de cálculo, que se va a desarrollar de una forma más gráfica en el punto siguiente.

## 5.3. El método simple geométrico

En el apartado 2c de la Sección 4 ya se describió de forma general este método y su objetivo final de encontrar la menor distancia entre  $\lambda_a$  y  $\lambda_t$ , en UA. Ahora se van a presentar las normas a aplicar o los pasos concretos a dar para alcanzar ese MOID buscado. Asignamos como valores de los vértices del triángulo A, B, C, los dados anteriormente en las iteraciones. Así, el vértice  $A = (X_1, Y_1) = (\lambda_a, \lambda_t) = (203.5^\circ, 204^\circ)$  es quien tiene el peor valor, pues  $\Delta = 0.008969152 \text{ UA}$ . El vértice  $B = (X_2, Y_2) = (\lambda_a, \lambda_t) = (204^\circ, 204^\circ)$  tiene el mejor valor, para  $\Delta = 0.00040584 \text{ UA}$ . El vértice  $C = (X_3, Y_3) = (\lambda_a, \lambda_t) = (203.5^\circ, 203.5^\circ)$  es el otro valor de la terna, con  $\Delta = 0.002124299 \text{ UA}$ . Decir que, en este triángulo inicial, los tres valores de  $\lambda_a$  no pueden ser iguales, ni tampoco los tres valores correspondientes de  $\lambda_t$ . Teniendo esta premisa en cuenta, sobre este triángulo inicial se pueden realizar sobre los vértices de pares  $(\lambda_a, \lambda_t)$  las siguientes acciones:



**Figura 13.** Triángulo método geométrico simple.



**Figura 14.** Vértice reflejado del A en el triángulo 1°.

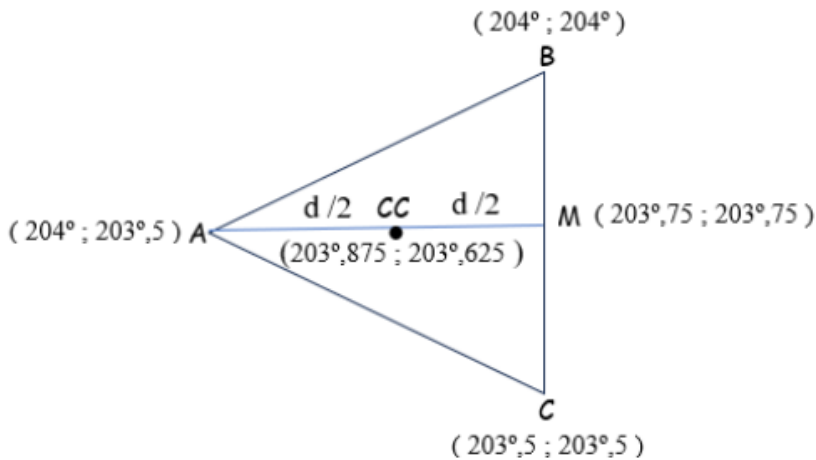
- **Vértice reflejado (R).** Llamando  $d$  a la distancia AM, desde el punto A (el peor valor) hasta el punto M (punto medio del segmento BC), entonces el vértice reflejado de A se encuentra en el punto R, a una distancia  $d$  del punto medio M. Para hallar los valores del par de R ( $\lambda_a, \lambda_r$ ), se calcula así:

$$(X_2 + X_3 - X_1, Y_2 + Y_3 - Y_1) = (204^\circ + 203.5^\circ - 203.5^\circ, 204^\circ + 203.5^\circ - 204^\circ) = (204^\circ, 203.5^\circ).$$

Después, haciendo uso de las fórmulas 5.1–5.8, hallamos  $U, V, |r|, X, Y, Z$ , correspondientes tanto a Apophis como a la Tierra, y la distancia  $\Delta$  entre los dos puntos de las órbitas de ambos cuerpos celestes, para esas respectivas longitudes eclípticas ( $204^\circ, 203.5^\circ$ ). Tenemos que  $\Delta$  es igual a  $\Delta = 0.008769151$  UA. Este nuevo vértice R se acepta si su  $\Delta$  es mejor que el peor valor del anterior triángulo nº 1, como sucede en este caso. Si R fuera aún mejor que el mejor vértice (el B) del triángulo nº 1, se intenta una expansión  $E = 2d$ . Este vértice expandido se acepta si su  $\Delta$  es mejor (es decir tiene un menor valor en UA) que el que tenía el punto A (el peor del triángulo nº 1). Si no se cumple este supuesto, entonces es rechazado. Ahora tenemos un nuevo triángulo, nº 2, con vértices R (el peor,  $204^\circ, 203.5^\circ$ ) el B (el mejor,  $204^\circ, 204^\circ$ ), y el C (el otro valor,  $203.5^\circ, 203.5^\circ$ ).

Sucesivamente iríamos trabajando con los triángulos nº 2, 3, 4, etc., realizando sobre ellos las

acciones requeridas para lograr siempre la mejor terna de valores  $(A, B, C)$  cuyos valores de  $\Delta$  sean los mejores, es decir que tengan las distancias  $\Delta$  cada vez menores en UA.

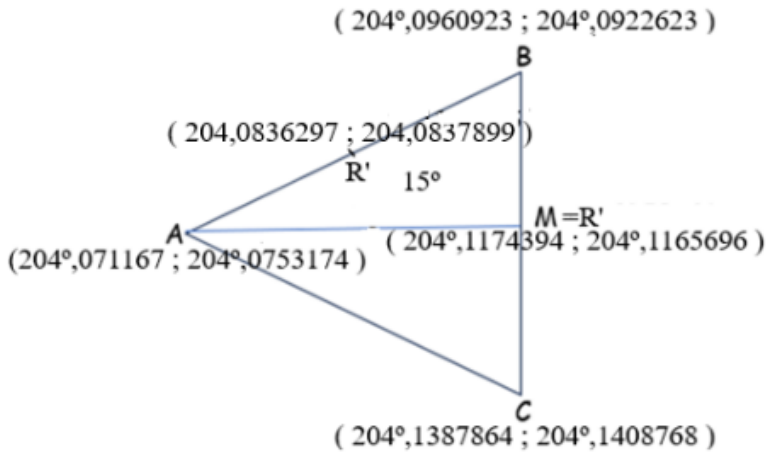


**Figura 15.** Vértice contraído del A en el triángulo nº 2.

- **Vértice contraído (CC).** Si el vértice reflejado R del par A en el triángulo nº 1 hubiera tenido una distancia  $\Delta$ , en UA peor que el valor de A, entonces se tiene que realizar una contracción (CC), llevando este vértice A hacia M (punto medio entre los vértices B y C), una distancia  $d/2$ , para obtener un nuevo vértice para el nuevo triángulo. Este punto CC es aceptado si tiene una  $\Delta$  mejor que el A (el peor del triángulo anterior, nº 2). Si esto no se produce, y no es mejor que el vértice A, entonces se realiza una reducción (R').
- **Vértices reducidos (R').** Si se dan las condiciones anteriores, esta *reducción* se lleva a cabo acercando el vértice A (el de peor valor) hacia el B (el mejor valor) hasta alcanzar su punto medio, es decir, una distancia  $AB/2$ . De igual modo se hace lo mismo acercando el vértice C hacia el B una distancia igual a  $CB/2$ , alcanzando el punto M (ya hallado antes). Si uno –o los dos– vértices reducidos toma o toman un mejor valor en la distancia  $\Delta$ , entonces es/son aceptado/s.

En el triángulo nº 15 de la Fig. 16 se puede ver una reducción llevada a cabo sobre el vértice A hacia el B, que fue aceptada, mientras que esa reducción sobre el vértice C no fue aceptada. Antes se habían realizado sobre A una reflexión (R) y una contracción (CC), que no fueron aceptados por ofrecer un valor de  $\Delta$  mayor (en UA) que el que tenía A. De esta forma el triángulo nº 16 tiene como vértices nuevos, C (el peor), B (el mejor) y R' (otro valor). Estas actuaciones sobre cada uno de los vértices en los sucesivos triángulos de pares  $(\lambda_a, \lambda_t)$  están recogidos gráficamente en las Figs. 14, 15 y 16, para una mejor comprensión de las mismas.

En el Material Suplementario 2 se presentan de una forma detallada y concreta todos los triángulos que han sido necesarios para obtener el MOID entre las órbitas de Apophis y la Tierra, especificando la acción de aproximación realizada sobre cada vértice y sobre cada triángulo. Aunque el número de triángulos (veintitrés) puedan resultar excesivos, para ser presentados todos en el Material Suplementario 2, creo necesario que figuren en su totalidad, ya que pueden servir como guía práctica en el cálculo del MOID entre dos cuerpos celestes, con órbitas elípticas, que comparten el mismo foco, el Sol, ya sean asteroides, cometas o planetas del Sistema Solar, cumpliendo también de esta forma con un objetivo



**Figura 16.** *Vértices reducidos de los vértices A y C hacia el vértice B, en el triángulo nº 15.*

general en todos mis trabajos astronómicos : presentar de la forma más didáctica posible los contenidos a desarrollar, pues algunos pueden resultar un poco complicados de entender y aplicar, por parte del lector, en una cuestión de alguna investigación que implique el uso de estos mismos conceptos.

Analizando los resultados obtenidos en el MOID, vemos que la alarma desatada respecto a la posible colisión de Apophis con la Tierra, tomando como elementos orbitales los que figuraban para el 13 de septiembre de 2023, estaba más que justificada. La órbita del asteroide se aproxima a la de la Tierra en una distancia  $\Delta = 0.000136116$  UA, es decir, a una distancia del centro de nuestro planeta  $d = 20362.6$  km, correspondiente a unos 3.2 radios ecuatoriales terrestres, por lo que se halla a unos 14000 km sobre la superficie que pisamos en nuestra vida diaria. Menos mal que las nuevas mediciones realizadas sobre la órbita de Apophis, parecen descartar la probabilidad de que ocurra esta catástrofe, ...¡por el momento!

## 6. Distancia a la Tierra y Coordenadas de Apophis en la fecha de estudio

Dicho lo anterior, ahora entendemos el por qué de catalogar estos cuerpos celestes como potencialmente peligrosos para la Humanidad y asumir la necesidad de idear una serie de misiones espaciales que nos hagan sentir más seguros respecto a ellos. En este apartado se van a desarrollar los cálculos matemáticos realizados para evaluar la distancia,  $r_a$ , a la que pasará Apophis el día 13 de abril de 2029, a las 21h 44m UT, así como por dónde va a ser posible verlo a simple vista, por parte de un observador situado en el Real Observatorio de Madrid, situado en pleno centro de la ciudad de la capital española. Nuevamente aclarar la diferencia entre el MOID y la distancia Apophis-Tierra en un momento dado. Aquel nos informa de cuánto se acercan sus órbitas en el espacio mientras que la distancia  $r_a$  mide cuánto están separados los dos cuerpos en un momento concreto de tiempo.

### 6.1. Cálculo de la distancia Tierra–Apophis

Para hallar la distancia entre los dos cuerpos se tienen que dar los siguientes pasos de cálculo:

- Hallar las coordenadas eclípticas heliocéntricas de la Tierra, la longitud  $L$  y la latitud  $B$ , sus coordenadas cartesianas, también heliocéntricas  $(X_t, Y_t, Z_t)$ , junto con el módulo del radio vector Tierra–Sol,  $|\mathbf{R}_t|$ , todo ello para la fecha de máximo acercamiento y para el equinoccio medio de la misma.



- b. Obtener los elementos orbitales de Apophis (J2000.0), para la fecha de su máxima aproximación (*osculating elements*), directamente del banco de datos del JPL.
- c. Calcular las coordenadas eclípticas heliocéntricas de Apophis, longitud  $\lambda_a$ , y latitud  $\beta_a$ , sus coordenadas cartesianas, también heliocéntricas  $(X_a, Y_a, Z_a)$ , junto con el módulo del radio vector Apophis–Sol  $|R_a|$ , todo en el sistema de referencia J2000.0, y para la fecha de máximo acercamiento y el equinoccio medio de la misma.
- d. Reducir los elementos orbitales del asteroide que varían al pasar desde el sistema de referencia J2000.0 al correspondiente a la fecha de estudio. Estos elementos que varían son la inclinación  $i_a$ , la longitud del nodo ascendente  $\Omega_a$  y el argumento del perihelio  $\omega_a$ . El semieje mayor  $a_a$  y la excentricidad  $e_a$  no se ven afectados, ya que son casi iguales en el año 2000 que en el 2029, pues el tamaño y forma de la órbita no cambia.
- e. Hallar la distancia Apophis–Tierra en el momento de máxima proximidad a su superficie.

A continuación se desarrollan más en detalle cada uno de los pasos anteriores correspondientes a la Tierra y a Apophis.

### Para la Tierra:

**Coordenadas eclípticas heliocéntricas  $L$  y  $B$ .** Para hallar estas coordenadas nos servimos de las series de términos periódicos para la Tierra, ofrecidas por Bretagnon y Francou, del ‘Bureau des Longitudes’ de París, en su teoría VSOP87 (*Variations Seculaires des Orbites Planetaries*). Las sumas de estos términos son evaluados para un momento concreto de tiempo y para el equinoccio medio de esa fecha. Existen series para cada uno de los planetas del Sistema Solar (ver Material Suplementario 3).

Las series  $L_0, L_1, L_2, \dots$ , sirven para calcular la longitud eclíptica heliocéntrica (no la longitud orbital del planeta que se mide en dos planos, el de la eclíptica y el propio de la órbita del planeta). Las series  $\beta_0, \beta_1, \beta_2, \dots$ , sirven para la latitud eclíptica, y las  $R_0, R_1, R_2, \dots$ , para el radio vector  $R$ . Cada línea horizontal en las series representa a un término periódico, conteniendo cuatro números, más las dos columnas, correspondientes a la serie y el planeta del que se trata. El primer número nos informa del número de orden de cada término, para cada una de las series, mientras los tres restantes son las cantidades  $A, B$  y  $C$ , correspondientes a cada término. El valor final que adquiere cada término viene dado en función de estos números, distintos para cada uno de ellos y, también en función del tiempo  $T$  transcurrido desde la época J2000.0 (1 de enero de 2000 a las 12h), expresado en milenios. Para el 13 de abril de 2029, a las 21h 44m 13s UT = 21h 46m TDB = 2462240.40571 JD, el valor que adquiere  $T$  es igual a  $T = (2462240.40571 - 2451545.0)/365250 = 0.029282424942$  milenios. El valor adquirido en cada término está dado por  $A \cos(B + CT)$ , en el que  $B$  y  $C$  están expresados en radianes y el coeficiente  $A$  está en unidades de  $10^{-8}$  radianes (para la longitud  $L$  y la latitud  $B$ ), mientras que el radio vector  $R$  lo hace en unidades de  $10^{-8}$  unidades astronómicas (UA). A modo de ejemplo de aplicación, el término nº 10 de la serie  $L_0$  es igual a:

$$\begin{aligned} A \cos(B + CT) &= 1273 \cos(2.0371 + 529.691 \times 0.029282424942) \\ &= 338.2942787/10^8 \text{ radianes.} \end{aligned} \quad (6.1)$$

El cálculo de la longitud eclíptica heliocéntrica de la Tierra, para la fecha de estudio y el equinoccio medio de la misma, se logra del modo siguiente:

$$L = (L_0 + L_1T + L_2T^2 + L_3T^3 + L_4T^4 + L_5T^5)/10^8. \quad (6.2)$$

En esta expresión,  $L_0$  es el sumatorio de todos los términos de la serie  $L_0$ ,  $L_1$  es el sumatorio de los términos de la serie  $L_1$ , etc. El resultado final para  $L$ , sustituyendo valores, es igual a:

$$L = 185.7771023401 \text{ radianes} = 10644.24389^\circ \quad (6.3)$$

que, expresados en el intervalo  $[0^\circ, 360^\circ]$ , da  $10644.24389^\circ/360^\circ = 29.5673441507$  vueltas de  $360^\circ$ , que equivalen a  $L = 204.2438942584^\circ$ .

La latitud eclíptica heliocéntrica es igual a

$$B = (B_0 + B_1T)/10^8 = -0.0001721773^\circ. \quad (6.4)$$

El radio vector es

$$R_t = (R_0 + R_1T + R_2T^2 + R_3T^3 + R_4T^4)/10^8 = 1.0029225514 \text{ UA}. \quad (6.5)$$

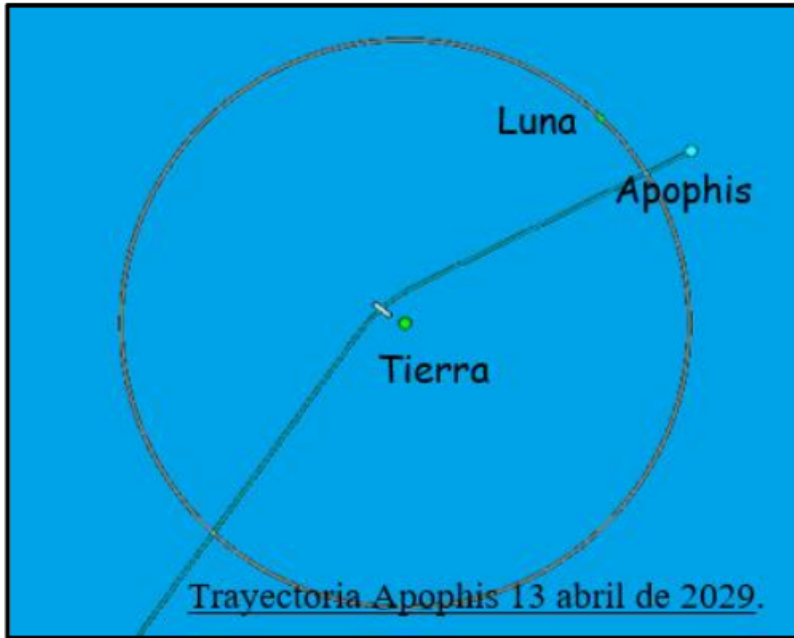
**Coordenadas cartesianas eclípticas heliocéntricas** ( $X_t, Y_t, Z_t$ ). Conocidas la longitud y la latitud eclípticas heliocéntricas, además de la distancia Tierra– Sol, se pueden hallar sus coordenadas cartesianas eclípticas heliocéntricas ( $X_t, Y_t, Z_t$ ), haciendo uso de las siguientes expresiones:

$$\begin{aligned} X_t &= R_t \cos B \cos L = -0.914470606 \text{ UA}, \\ Y_t &= R_t \cos B \sin L = -0.411821751 \text{ UA}, \\ Z_t &= R_t \sin B = -0.000003013 \text{ UA}. \end{aligned} \quad (6.6)$$

### Para Apophis:

Aunque para hallar el MOID se trabajó con los elementos orbitales de Apophis para la época del 13 de septiembre de 2023, a las 0h TDB, para hallar la distancia a la que pasará de nosotros el día de su máximo acercamiento, el 13 de abril de 2029, a las 21h 44m 13s UT, es necesario tener estos elementos orbitales correspondientes a ese momento en concreto, ya que el campo gravitatorio de la Tierra está haciendo variar continuamente alguno de los mismos, en función de la distancia del asteroide a la misma, alterando su trayectoria. En la Tabla de la Fig. 6 ya se recogieron los elementos orbitales correspondientes al 13 de abril de los años 2028, 2029 y 2036 (este último otro año catalogado como crítico, por presentar cierto riesgo de impacto). Estos elementos orbitales de Apophis durante su trayectoria de 2029 se mantienen con unos valores similares hasta un día antes, el 12 de abril, observándose después un cambio significativo, con aumento en la excentricidad  $e$ , semieje mayor  $a$ , argumento de latitud del perihelio  $\omega$ , inclinación de la órbita  $i$  y del periodo  $P$ ; permaneciendo casi invariable la longitud del nodo ascendente  $\Omega$ . Estas variaciones, algunas muy intensas, se observan claramente en el momento del máximo acercamiento a la Tierra, el 13 de abril a las 21h 44m 13s UT = 21h 46m TDB. Con el objetivo de visualizar los cambios que tendrán lugar en el asteroide a medida que se va aproximando a la órbita de la Tierra, a continuación se van a dar los elementos correspondientes al 13 de marzo y al 13 de abril del 2029, es decir con un intervalo de un mes.

Para poder entender bien la leyenda de los mismos correctamente es aconsejable cotejar los datos entre la Tabla de la Fig. 18 y la Tabla de la Fig. 6, con la intención de interpretar bien los datos en la fecha del máximo acercamiento de abril del 2029. En la Fig. 19 se puede ver un gráfico representando los principales elementos orbitales de un cuerpo celeste que mantiene una órbita elíptica alrededor del Sol. En la Tabla de la Fig. 18 y en la Fig. 19 los elementos orbitales que aparecen en cada cuadro son:



**Figura 17.** Variación de la órbita de Apophis en el momento de su máximo acercamiento a la Tierra.

DJ...2462209.406944444 = **A.D. 2029-Mar-13 21:46:00.0000 TDB**  
 EC=1.912524553427472E-01 ..... QR= 7.459140576001601E-01..... IN=3.342486774398328E+00  
 OM= 2.038586354253304E+02... W = 1.267021998196493E+02..... Tp= 2462337.122014564928  
 N = 1.112731413150203E+00.....MA= 2.178874295440699E+02.....TA= 2.066451070678725E+02  
 A = 9.223076626665722E-01.....AD= 1.098701267732984E+00.....PR= 3.235282079264936E+02

DJ...2462240.406944444 = **A.D. 2029-Apr-13 21:46:00.0000 TDB**  
 EC= 2.236577634208273E-01.....QR= 7.905122923951475E-01.....IN= 3.625637694579639E+00  
 OM= 2.037588105709435E+02.....W = 9.920415910981717E+01.....Tp= 2462316.887706857640  
 N = 9.592260271647556E-01.....MA= 2.866376621158566E+02.....TA= 2.608589252870700E+02  
 A = 1.018252331443942E+00.....AD= 1.245992370492737E+00.....PR= 3.753025770829786E+02

**Figura 18.** Elementos orbitales de Apophis en marzo y abril de 2029.

EC=Excentricidad de la órbita	QR= Distancia del perihelio	IN= Inclinación de la órbita
OM=Longitud nodo ascendente	W = Argumento del perihelio	Tp= Fecha último paso perihelio
N = Movimiento medio diario	MA=Anomalía media	TA= Anomalía verdadera
A = Semieje mayor de la órbita	AD= Distancia del afelio	PR= Periodo orbital del cuerpo

Para hallar las coordenadas eclípticas heliocéntricas de Apophis,  $(\lambda_a, \lambda_t)$ , primero tenemos que conocer sus coordenadas cartesianas eclípticas heliocéntricas  $(X_a, Y_a, Z_a)$ , en el sistema de referencia J2000.0, como para la Tierra, y su radio vector  $(R_a)$ , o distancia al Sol en el momento de estudio. Antes

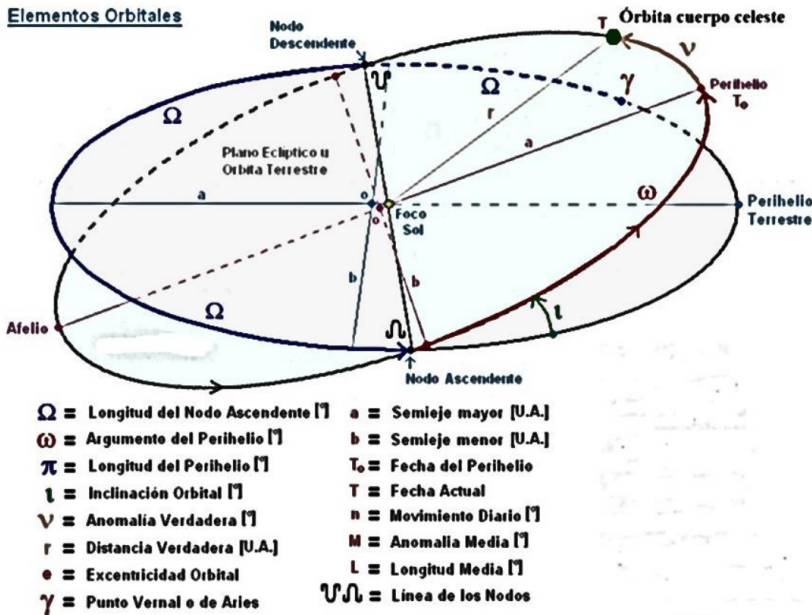


Figura 19. Elementos orbitales de un cuerpo celeste.

de abordar el cálculo de estas dos coordenadas heliocéntricas (cartesianas y eclípticas), primero es necesario conocer el argumento de latitud de asteroide ( $U_a$ ), que corresponde a la suma del argumento del perihelio  $\omega_a$  más la anomalía verdadera  $V_a$ , ambos conocidos. Tenemos:

$$U_a = \omega_a + V_a = 99.2041738541^\circ + 260.8589107495^\circ = 360.0630846036^\circ \quad (6.7)$$

que, expresado en el intervalo  $[0^\circ, 360^\circ]$ , nos queda  $U_a = 0.0630846036^\circ$ .

A continuación se halla la distancia Apophis–Sol ( $R_a$ ), en función del semieje mayor ( $a_a$ ), la excentricidad ( $e_a$ ) y la anomalía verdadera ( $V_a$ ) del asteroide:

$$R_a = \frac{a_a(1 - e_a^2)}{1 + e_a \cos V_a} = \frac{1.0182522627(1 - 0.2236577328^2)}{1 + 0.2236577328 \cos 260.8589107495^\circ} = 1.0029530193 \text{ UA.} \quad (6.8)$$

Ahora ya estamos en condiciones de calcular sus coordenadas cartesianas eclípticas heliocéntricas ( $X_a, Y_a, Z_a$ ) mediante las siguientes expresiones :

$$\begin{aligned} X_a &= R_a (\cos \Omega_a \cos U_a - \sin \Omega_a \sin U_a \cos i_a) = -0.9175077191 \text{ UA,} \\ Y_a &= R_a (\sin \Omega_a \cos U_a + \cos \Omega_a \sin U_a \cos i_a) = -0.4050855953 \text{ UA,} \\ Z_a &= R_a \sin i_a \sin U_a = 0.0000698318 \text{ UA} \end{aligned} \quad (6.9)$$

Conocidas estas coordenadas cartesianas ( $X_a, Y_a, Z_a$ ) se pueden hallar las coordenadas eclípticas heliocéntricas de Apophis ( $\lambda_a, \beta_a$ ).

**Para la Longitud Eclíptica  $\lambda_a$ :**

$$\tan \lambda_a = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{-0.40508559}{-0.91750771} = 0.41576830. \quad (6.10)$$

Teniendo en cuenta que  $\lambda_a$  se encuentra en el tercer cuadrante  $[180^\circ, 270^\circ]$ , pues  $Y_a < 0$  y  $X_a < 0$ , obtenemos  $\lambda_a = 203.8217686952^\circ$ .

**Para la Latitud Eclíptica  $\beta_a$ :**

$$\sin \beta_a = \frac{Z_a}{R_a} = \frac{0.0000698318}{1.002953019} = 0.00006962619, \quad (6.11)$$

y tomando el arcoseno obtenemos  $\beta_a = 0.0039892861^\circ$ . Este pequeño valor es lógico, pues sabemos que  $\beta_a$  se halla en el intervalo  $[0^\circ, 180^\circ]$ , no muy separado del plano de la eclíptica.

Tanto las coordenadas cartesianas  $(X_a, Y_a, Z_a)$ , como la longitud eclíptica ( $\lambda_a$ ) y la latitud eclíptica ( $\beta_a$ ) están expresadas respecto al marco de referencia J2000.0. Llegados aquí, ya se han resuelto los pasos a, b, y c del apartado 6.1 (cálculo de la distancia  $\Delta$  Tierra–Apophis) de la Sección 6.

Ya que las coordenadas cartesianas de la Tierra  $(X_t, Y_t, Z_t)$  en la fecha del máximo acercamiento, están referidas respecto al equinoccio medio en ese momento y las de Apophis  $(X_a, Y_a, Z_a)$  lo están respecto al marco de referencia J2000.0, se hace necesario reducir los elementos orbitales del asteroide  $(i_0, \omega_0, \Omega_0)$ , pues varían al pasar desde el sistema J2000.0 al correspondiente a la fecha de estudio (13 de abril de 2029 a las 21h 46m TDB = 21h 44m 13s UT), paso d del punto 6.1, Sección 6.

Los pasos a realizar para hallar la inclinación ( $i'$ ), el argumento del perihelio ( $\omega'$ ) y la longitud del nodo ascendente ( $\Omega'$ ) correspondientes a este instante temporal final son:

1. Calcular el tiempo transcurrido entre la época J2000.0 y la fecha final de estudio, expresado en siglos julianos:

$$t = \frac{(JD - JD_{J2000.0})}{36525} = \frac{2462240.40571 - 2451545.0}{36525} = 0.29282424942 \text{ siglos.} \quad (6.12)$$

2. Calcular los ángulos precesionales  $\eta$ ,  $\Pi$  y  $p$ , siendo  $\eta$  el ángulo entre la eclíptica, en la época inicial, y la eclíptica final; y  $\Pi$  y  $p$  los otros dos ángulos precesionales eclípticos:

$$\eta = (47.0029'' - 0.06603''T + 0.000598''T^2)t + 0.00006''t^3(-0.03302'' + 0.000598''T)t^2, \quad (6.13)$$

en donde  $T = (JD_{\text{inicial}} - JD_{\text{final}})/36525$ , es decir, siglos transcurridos desde la época inicial y la final. Si la época inicial es J2000.0, como ocurre en este caso, entonces  $T = 0$  y  $\eta = 13.76075909''$  que, dividiendo entre  $3600''/^\circ$ , da  $\eta = 0.00382243^\circ$ .

$$\Pi = 174.876384^\circ + 3289.4789''T + 0.60622''T^2 - (869.8089'' + 0.50491''T)t + 0.03536''t^2, \quad (6.14)$$

pero si la época inicial es J2000.0, entonces

$$\Pi = 174.876384^\circ - 869.8089''t + 0.03536''t^2 = 174.8056345^\circ. \quad (6.15)$$

Hay que tener cuidado porque el segundo y tercer sumandos están en segundos de arco.

$$p = (5029.0966'' + 2.22226''T - 0.000042''T^2)t + (1.11113'' - 0.000042''T)t^2 - 0.000006''t^3. \quad (6.16)$$

Si la época inicial es J2000.0, entonces

$$p = 5029.0966''t + 1.11113''t^2 - 0.000006''t^3 = 0.40909353^\circ \quad (6.17)$$

3. Hallar las  $(A', B', C')$  en función de los anteriores ángulos precesionales ( $\eta$ ,  $\Pi$ ,  $p$ ) y de la longitud eclíptica heliocéntrica  $\lambda_a$  y la latitud eclíptica heliocéntrica  $\beta_a$ , halladas con anterioridad

( $\lambda_a = 203.8217686952^\circ$  y  $\beta_a = 0.0039892861^\circ$ ):

$$\begin{aligned} A' &= \cos \eta \cos \beta_a \sin (\Pi - \lambda_a) - \sin \eta \sin \beta_a = -0.485055891, \\ B' &= \cos \beta_a \cos (\Pi - \lambda_a) = 0.874483151, \\ C' &= \cos \eta \sin \beta_a + \sin \eta \cos \beta_a \sin (\Pi - \lambda_a) = 0.0000372661. \end{aligned} \quad (6.18)$$

Para hallar la nuevas longitud,  $\lambda'_a$ , y latitud  $\beta'_a$  eclípticas heliocéntricas correspondientes a la fecha de estudio, durante el máximo acercamiento, se usan las siguientes expresiones:

$$\begin{aligned} \tan (p + \Pi - \lambda'_a) &= A'/B' = \frac{-0.485055891}{0.874483151} = -0.55467723 \\ \rightarrow p + \Pi - \lambda'_a &= -29.01613435^\circ. \end{aligned} \quad (6.19)$$

Despejando,  $\lambda'_a = \Pi + 29.01613435^\circ = 204.2308624^\circ$ . Además:

$$\sin \beta'_a = C' = 0.0000372661 \rightarrow \beta'_a = 0.0021351924^\circ. \quad (6.20)$$

Ya tenemos halladas las coordenadas eclípticas heliocéntricas de Apophis el 13 de abril de 2029 a las 21h 44m 13s UT.

4. Calcular los elementos  $i'$  (inclinación),  $\omega'$  (argumento del perihelio) y  $\Omega'$  (longitud del nodo ascendente), reducidos al equinoccio medio de la fecha de paso del asteroide en su máximo acercamiento a la Tierra. Para ello se hace uso de las siguientes expresiones:

**Inclinación  $i'$ :**

$$\cos i' = \cos i \cos \eta + \sin i \sin \eta \cos (\Omega - \Pi), \quad (6.21)$$

en donde  $i = 3.625637694^\circ$  y  $\Omega = 203.7588103533^\circ$ , los valores que tenían en el sistema de la época J2000.0, y  $\eta$  y  $\Pi$  son los ángulos precesionales hallados antes. Sustituyendo valores obtenemos  $\cos i' = 0.998002221$ , y de aquí  $i' = 3.6222934779^\circ$ .

**Longitud del nodo ascendente  $\Omega'$ :**

Haciendo uso del nuevo ángulo auxiliar  $\Psi = \Pi + p = 174.8056345^\circ + 0.40909353^\circ = 175.21472806^\circ$  y de la inclinación  $i'$ , hallada antes, tenemos que

$$\sin i' \sin (\Omega' - \Psi) = \sin i \sin (\Omega - \Pi) = 0.030612741, \quad (6.22)$$

de donde  $\sin (\Omega' - \Psi) = 0.484541023$  y  $\Omega' = 204.1971339152^\circ$ .

**Argumento de latitud del perihelio  $\omega'$ :**

El nuevo argumento de perihelio ( $\omega'$ ) es igual al argumento de perihelio J2000.0 más una corrección  $\Delta\omega$ . Para hallarla nos ayudamos de las siguientes expresiones matemáticas:

$$\sin i' \sin \Delta\omega = -\sin \eta \sin (\Omega - \Pi) = -0.0000322959. \quad (6.23)$$

Despejando,  $\sin \Delta\omega = -0.000511182$ , y su arcoseno es  $\Delta\omega = -0.0292888597^\circ$ . Ya que  $\sin \Delta\omega < 0$ , el ángulo puede estar en el tercer,  $[180^\circ, 270^\circ]$  o cuarto,  $[270^\circ, 360^\circ]$ , cuadrantes. Para resolver esta incertidumbre nos ayudamos de la expresión:

$$\sin i' \cos \Delta\omega = \sin i \cos \eta - \cos i \sin \eta \cos (\Omega - \Pi) = 0.063178833. \quad (6.24)$$

Despejando,  $\cos \Delta\omega = 0.999999869$ , con arcoseno  $\Delta\omega = 0.0292888597^\circ$ . Como  $\cos \Delta\omega > 0$ , hemos descubierto que  $\Delta\omega$  está en el cuarto cuadrante, y expresando su valor en grados positivos,  $\Delta\omega = 359.9707114^\circ$ . Entonces  $\omega' = \omega + \Delta\omega = 99.1748852^\circ$ . Los nuevos valores de los elementos orbitales de Apophis, respecto al equinoccio medio de la fecha de estudio, son:

$$\begin{aligned} \text{Inclinación, } i' &= 3.622293477^\circ \\ \text{Longitud del nodo ascendente, } \Omega' &= 204.1971339152^\circ \\ \text{Argumento del perihelio, } \omega' &= 99.1748852^\circ. \end{aligned} \tag{6.25}$$

Estos nuevos valores nos permitirán ajustar más las coordenadas cartesianas heliocéntricas  $(X_a, Y_a, Z_a)$  de Apophis y, por consiguiente, nos permitirán hallar con más exactitud la distancia Tierra–Apophis en su momento de máximo acercamiento a la superficie de nuestro planeta.

## 7. Cálculo revisado de la distancia real Apophis–Tierra

Para realizar este cálculo, de nuevo tenemos que repetir los pasos dados en el punto c del apartado 6.1 de la Sección 6, para hallar las coordenadas  $(X_a, Y_a, Z_a)$ , utilizando los nuevos elementos orbitales  $i', \Omega', \omega'$ . Estas modificaciones se justifican porque, tanto las coordenadas de la Tierra como las de Apophis tienen que estar referenciadas respecto al mismo marco tridimensional  $(X, Y, Z)$  en el espacio y este debe ser el de 2029.

Los elementos orbitales del asteroide con los que se va a calcular la distancia Apophis- Tierra incorporan los valores  $i', \Omega'$  y  $\omega'$ , más aquellos que no han sufrido ninguna variación con el cambio del marco de referencia desde el equinoccio medio J2000 al equinoccio medio de la fecha de estudio en su máximo acercamiento. Tanto la distancia al Sol  $R_a$  como el semieje mayor  $a$ , la excentricidad  $e$  y la anomalía verdadera  $V_a$  conservan los mismos valores que en la época J2000.0. En la Tabla de la Fig. 20 se ven los valores de los elementos orbitales con los que se van a realizar los cálculos.

Elemento orbital de Apophis el 13-IV-2029	Valor
Inclinación de la órbita ( $i'_a$ )	3°,622293477
Longitud del nodo ascendente ( $\Omega'_a$ )	204°,1971339152
Argumento del perihelio ( $\omega'_a$ )	99°,1748852
Semieje mayor ( $a_a$ )	1,0182522627
Excentricidad ( $e_a$ )	0,2236577328
Anomalía verdadera ( $V_a$ )	260°,8589107495
Distancia al Sol ( $R_a$ )	1,0029530193 U.A.

**Figura 20.** Elementos orbitales de Apophis el 13 de abril de 2029, a las 21h 44m 13s UT.

Lo primero es conocer el argumento de latitud de asteroide ( $U_a$ ), que corresponde a la suma del argumento del perihelio ( $\omega'_a$ ) más la anomalía verdadera ( $V_a$ ):

$$U_a = \omega'_a + V_a = 99.1748852^\circ + 260.8589107495^\circ = 360.0337959^\circ \tag{7.1}$$



que, expresados en el intervalo  $[0^\circ, 360^\circ]$ , nos da  $U_a = 0.337960066^\circ$ . A continuación hallamos las coordenadas cartesianas eclípticas heliocéntricas:

$$\begin{aligned} X_a &= R_a (\cos \Omega'_a \cos U_a - \sin \Omega'_a \sin U_a \cos i'_a), \\ Y_a &= R_a (\sin \Omega'_a \cos U_a + \cos \Omega'_a \sin U_a \cos i'_a), \\ Z_a &= R_a \sin i'_a \sin U_a. \end{aligned} \quad (7.2)$$

Sustituyendo valores,

$$\begin{aligned} X_a &= -0.9145920338 \text{ UA}, \\ Y_a &= -0.4116262494 \text{ UA}, \\ Z_a &= +0.0000373762 \text{ UA}. \end{aligned} \quad (7.3)$$

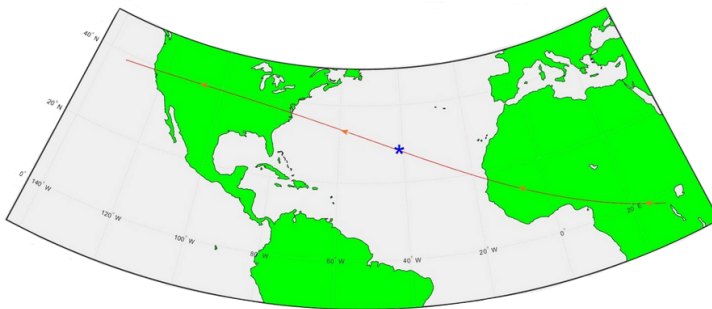
Teniendo en cuenta que las coordenadas cartesianas eclípticas heliocéntricas de la Tierra son

$$\begin{aligned} X_t &= -0.9144706061 \text{ UA}, \\ Y_t &= -0.4118217511 \text{ UA}, \\ Z_t &= -0.0000030138 \text{ UA}. \end{aligned} \quad (7.4)$$

Conocidas las coordenadas cartesianas de los dos cuerpos en el espacio, la distancia  $\Delta$  entre ellos se halla mediante la expresión (5.17):

$$\Delta = \sqrt{(X_a - X_t)^2 + (Y_a - Y_t)^2 + (Z_a - Z_t)^2} \quad (7.5)$$

Sustituyendo valores, tenemos que la distancia entre ambos es  $\Delta = 0.00023366 \text{ UA}$ . Si multiplicamos esta cantidad por el valor de 1 UA (149597870 km) nos da que la distancia de Apophis al centro de la Tierra es  $\Delta = 34955 \text{ km}$ . Esto significa que, cuando cruce, en ese momento, a gran velocidad ( $\sim 7 \text{ km/s}$ ) el cielo nocturno, y a unos 29000 km sobre nuestras cabezas, justo un poco por debajo de las órbitas que mantienen nuestros satélites geostacionarios, entonces Apophis adquirirá una magnitud de 3.1, siendo visible a simple vista, alcanzando entonces una velocidad angular de unos  $42^\circ/\text{h}$ , atravesando la proyección de su trayectoria amplias zonas del Océano Índico, África, Océano Atlántico hasta finalmente alcanzar los Estados Unidos, siendo visible también desde Europa Y Asia (Fig. 21). Para valorar de una forma gráfica esta distancia, hemos de tener en cuenta que Apophis pasará entre la Tierra y la Luna casi a 1/10 de la distancia media entre ambos astros.



**Figura 21.** Proyección de la trayectoria de Apophis sobre la superficie terrestre en 2029 [6].

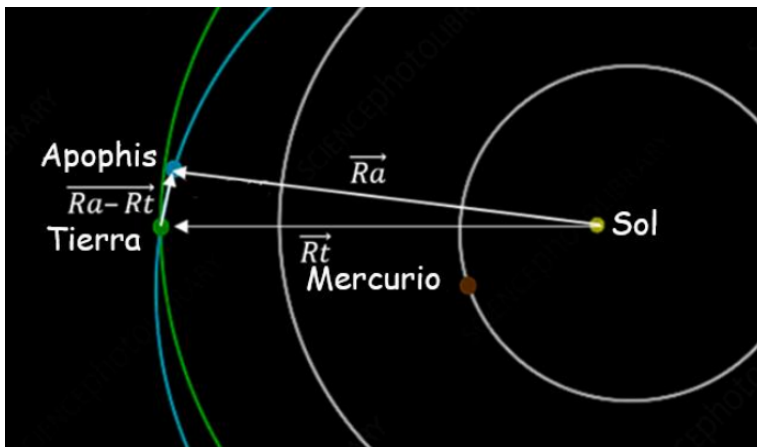
## 8. Localización de Apophis en el cielo

Hasta ahora se ha estudiado el asteroide fundamentalmente en su aspecto dinámico, realizando los cálculos necesarios para saber cuánto y dónde su órbita se acerca a la Tierra, es decir, hallando su MOID. También se ha calculado cuánto de cerca se hallará de nosotros en abril de 2029, pero para un observador instalado en la superficie de la Tierra, por ejemplo en la ciudad de Madrid, surge la pregunta: ¿en qué lugar del cielo nocturno madrileño será visible Apophis cuando se encuentre a su distancia mínima de nosotros esa tarde-noche? Ya que el objetivo es localizar en el cielo su posición, entre las constelaciones de estrellas, hay que hallar sus coordenadas celestes respecto al equinoccio medio de la fecha (2029).

Como estas coordenadas no han variado mucho respecto al sistema de referencia J2000.0, ya que el cambio por precesión no es muy significativo en ese intervalo de tiempo, no hay ningún problema en situarlo sobre una carta estelar o planisferio celeste para el equinoccio medio del año 2000. De este modo, los lectores pueden buscar su posición en cualquier planisferio convencional en uso hoy en día, como el que existe para la latitud 40° norte. En la Tabla de la Fig. 22 se recogen las coordenadas eclípticas heliocéntricas de los dos cuerpos celestes, respecto al equinoccio medio del año 2000 y las correspondientes al año 2029, en el momento de máximo acercamiento del asteroide. La distancia al Sol de la Tierra y de Apophis no ha variado porque su órbita era la misma.

Cuerpo celeste	Equinoccio medio año 2000		Equinoccio medio año 2029		Distancia al Sol U.A.
	Longitud eclíptica	Latitud eclíptica	Longitud eclíptica	Latitud eclíptica	
Apophis	203,82176869	0,0039892861	204,23085813	0,002134922	1,0029530193
Tierra	203,8348006	0,0016829195	204,2450999	-0,00017216	1,0029225514

**Figura 22.** Coordenadas eclípticas heliocéntricas de Apophis y el Sol en el año 2000 y en 2029.



**Figura 23.** Transformación de coordenadas heliocéntricas a geocéntricas (resta de vectores).

Las coordenadas que se van a hallar serán las siguientes:

**Coordenadas eclípticas geocéntricas** ( $\lambda_a, \beta_a$ ).

Teniendo las coordenadas heliocéntricas, tanto de Apophis como de la Tierra, para una misma fecha y en el mismo plano de referencia (la eclíptica), además de su radio vector o distancia al Sol, podemos hacer una transformación de coordenadas desde el punto de vista heliocéntrico al geocéntrico, que es como nosotros lo vemos. El mecanismo es realizar una resta de vectores  $R_a - R_t$  para hallar las componentes cartesianas  $(X_a, Y_a, Z_a)$ , usando las siguientes expresiones:

$$\begin{aligned} X_a &= R_a \cos \beta_a \cos \lambda_a - R_t \cos \beta_t \cos \lambda_t = -0.0001301244 \text{ UA}, \\ Y_a &= R_a \cos \beta_a \sin \lambda_a - R_t \cos \beta_t \sin \lambda_t = +0.0002148125 \text{ UA}, \\ Z_a &= R_a \sin \beta_a - R_t \sin \beta_t = +0.000040385 \text{ UA}, \end{aligned} \quad (8.1)$$

donde se han sustituido los valores de la Tabla de la Fig. 22 correspondientes al equinoccio medio 2029.

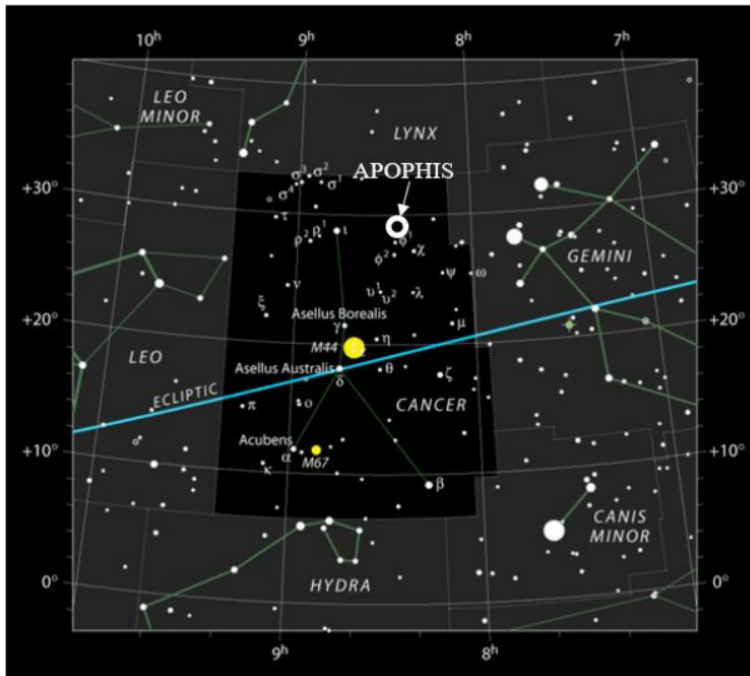
Conocidas las componentes  $(X_a, Y_a, Z_a)$ , se pueden hallar la longitud eclíptica geocéntrica  $\lambda_a$  y la latitud eclíptica geocéntrica  $\beta_a$  mediante las expresiones:

$$\tan \lambda_a = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{0.0002148125}{(-0.0001301244)} = -1.650824806, \quad (8.2)$$

y hallando su arcotangente tenemos  $\lambda_a = 121.2057122^\circ = 8\text{h } 4\text{m } 49.37\text{s}$ .

$$\tan \beta_a = \frac{Z_a}{\sqrt{X_a^2 + Y_a^2}} = \frac{0.000040385}{\sqrt{(-0.0001301244)^2 + 0.0002148125^2}} = 0.17542672, \quad (8.3)$$

y hallando su arcotangente, sabiendo que  $Z_a > 0$ , tenemos  $\beta_a = 9.134961201^\circ = 9^\circ 8' 5.86''$ .



**Figura 24.** Localización de Apophis el 13 abril de 2029, a las 21h 44m 13s UT.

### Coordenadas ecuatoriales ( $\alpha_a, \delta_a$ ).

Conocidas las coordenadas eclípticas heliocéntricas, se pueden calcular sus coordenadas ecuatoriales ( $\alpha_a, \delta_a$ ), mediante las siguientes expresiones, en las que  $\epsilon$  representa la inclinación de la eclíptica en el año 2029,  $\epsilon = 23.4360^\circ = 23^\circ 26' 9.6''$ . Para la ascensión recta

$$\tan \alpha_a = \frac{\sin \lambda_a \cos \epsilon - \tan \beta_a \sin \epsilon}{\cos \lambda_a}. \quad (8.4)$$

Sustituyendo valores obtenemos  $\tan \alpha_a = -1.391203158$ , y sabiendo que el numerador es positivo, y hallando su arcotangente, tenemos que  $\alpha_a = 125.708666396^\circ = 8\text{h } 22\text{m } 50.08\text{s}$ .

Para la declinación  $\delta_a$ :

$$\sin \delta_a = \sin \beta_a \cos \epsilon + \cos \beta_a \sin \epsilon \sin \lambda_a. \quad (8.5)$$

Sustituyendo valores y hallando su arcocoseno tenemos que  $\delta_a = 28.7852375201^\circ = 28^\circ 47' 6.86''$ . Estas coordenadas ecuatoriales nos sitúan a Apophis el 13 de abril, cuando su máximo acercamiento a la Tierra, localizado entre la estrella  $\iota$  de la constelación de Cáncer y Pollux, la estrella  $\beta$  de la constelación de Géminis.



*Figura 25. Edificio Villanueva en el Real Observatorio Astronómico de Madrid [7].*

### Coordenadas horizontales ( $A, h$ ) de Apophis para la latitud de Madrid.

Se ha elegido como lugar de observación el Real Observatorio Astronómico de Madrid, conocido como el Edificio Villanueva, cuyas coordenadas geográficas son

$$\text{Latitud, } \varphi = 40.40840278^\circ\text{N} = 40^\circ 24' 30.25''\text{N} \quad (8.6)$$

$$\text{Longitud, } \lambda = 3.68763611^\circ\text{O} = 3^\circ 41' 15.49''\text{O}. \quad (8.7)$$

Este complejo de edificios se encuentra situada sobre una colina cercana al Parque del Retiro, albergando hoy en día el Observatorio Astronómico Nacional y el Observatorio Geofísico Central, dependientes ambos del Instituto Geográfico Nacional.

Antes de abordar los cálculos de las Coordenadas Horizontales del asteroide, es necesario conocer el Tiempo Sidéreo local ( $\theta_1$ ), correspondiente al momento de observación en la fecha de estudio y en el lugar escogido. Entendemos el Tiempo Sidéreo como el ángulo horario  $H$  que forma el Punto Aries  $\Uparrow$  en un momento dado, con el meridiano del lugar, medido sobre el Ecuador celeste, desde el punto cardinal Sur y en sentido de las agujas del reloj (hacia el oeste). Este dato, sacado de [efemeridesastronomicas.dyndns.org](http://efemeridesastronomicas.dyndns.org) nos permitirá saber el ángulo horario de Apophis ( $H_a$ ) haciendo uso de la siguiente expresión:  $\theta_1 = H_a + \alpha_a$ . Despejando,  $H_a = \theta_1 - \alpha_a$ , en la que  $\alpha_a$  es la ascensión recta de Apophis, hallada anteriormente.

El tiempo sidéreo es  $\theta_1 = 10\text{h } 58\text{m } 55.13\text{s} = 164.72970830^\circ$ , y por tanto  $H_a = \theta_1 - \alpha_a = 164.72970830^\circ - 125.7086664^\circ = 39.0210419036^\circ$ . Conocidos estos datos, ya podemos hallar las coordenadas horizontales de Apophis sobre el cielo de Madrid, para lo cual nos serviremos de las siguientes ecuaciones:

**Para el acimut  $A$ :**

$$\tan A = \frac{\sin H_a}{\cos H_a \sin \varphi - \tan \delta \cos \varphi}. \quad (8.8)$$

Sustituyendo valores, hallando la arcotangente, y sabiendo que  $\sin H_a > 0$ , entonces  $A = 82.287208^\circ$  (medido desde el Sur) y  $A = 262.287208^\circ$  (si medimos el acimut desde el Norte).

**Para la altura  $h$ :**

$$\sin h = \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos H_a. \quad (8.9)$$

Sustituyendo valores, y sabiendo que la altura siempre está comprendida en el intervalo  $[-90^\circ, +90^\circ]$ , después de hallar su arcoseno tenemos  $h = 56.162217^\circ = 56^\circ 9' 43.98''$ .

Concluimos, por tanto, que Apophis se podrá ver esa tarde-noche mirando hacia el punto cardinal Oeste, ocupando un punto en el cielo a media altura sobre el horizonte madrileño. Esto será posible siempre y cuando los altos edificios de Madrid no lo oculten. La solución sería alejarse de la gran ciudad un poco para poder verlo. Finalmente, dejar constancia que si los cálculos hubieran sido realizados respecto al equinoccio medio J2000.0, entonces las Coordenadas Horizontales hubieran sido  $A = 263.072113^\circ$  y la altura  $h = 56.892040^\circ$ . Como se puede comprobar, la diferencia no es mucha.

## 9. Cuerpos y objetos celestes peligrosos para la Tierra

Cada vez que veo documentales en los que se nos presenta nuestro planeta Tierra tal y como se ve en el espacio exterior, tomo conciencia de lo insignificante que somos en el Universo. Esta observación tuvo lugar por primera vez en febrero de 1990, cuando la sonda espacial Voyager 1 abandonaba la órbita de Neptuno y se adentraba en los confines del Sistema Solar, momento en el que tomó la última foto de la Tierra, convirtiéndose en una imagen tan bien narrada por el astrónomo americano Carl Sagan, con su peculiar estilo, cuando decía:

*Todos hemos vivido y vivimos hoy en día sobre una mota de polvo suspendida en un rayo de sol, nuestra Tierra. No es más que un pequeñísimo grano en una vasta arena cósmica, un pálido punto azul dentro de la oscuridad cósmica.*

No se puede describir con mayor maestría nuestra posición en el espacio. Lo desvalidos y expuestos que estamos ante los peligros que nos pueden llegar del cielo y sentir la necesidad de poner en valor y preservar, todo lo que se pueda, este maravilloso planeta que habitamos y, hasta donde sabemos, el único en el que hay Vida.

Esta conciencia de vulnerabilidad ante objetos celestes que puedan impactar sobre la Tierra se ha visto



**Figura 26.** Fotografía de la Tierra tomada por la Voyager 1 en 1990. Crédito: NASA.

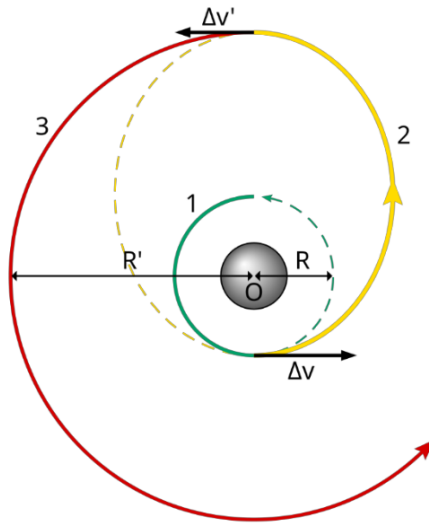
confirmada por episodios recientes, como los ya mencionados con anterioridad de Chelyabinsk (Rusia, 2013) y el Bólido de Tunguska (Rusia, 1908), o los fragmentos de meteoritos recogidos en el lago Tagish (Canadá, 2000), procedentes de un objeto mayor que explotó en la estratosfera.

Es en este contexto donde surge el concepto de NEO, unos cuerpos cuyas órbitas cruzan las de la Tierra, representando un peligro para ella. Hoy en día se conocen unos 34.000 NEOs, la mayoría de ellos asteroides de distintos tipos y tamaños, mientras que otros son cometas de corto periodo y pequeña inclinación, que no se alejan más allá de la órbita de Júpiter. Hacia alguno de estos NEOs ya se han enviado sondas espaciales para estudiarlos y valorar posibles métodos de interacción con ellos, para minimizar el riesgo que suponen para todos los habitantes del planeta.

En general, se puede decir que hay dos tipos de métodos de actuación. Uno es rápido y contundente y consistiría en el uso de una explosión controlada sobre el cuerpo celeste, o el choque contra él de una nave espacial, viajando a gran velocidad, para así intercambiar sus respectivos impulsos cinéticos y poder alterar su órbita. El otro es más lento en su aplicación, basándose en la generación de pequeños impulsos sobre el cuerpo para que, con el tiempo, varíe su órbita. La elección de uno u otro método debe ser muy meditada y estar basada en argumentos científicos lo más certeros posibles. Lo primero a realizar sería conocer, con la mayor precisión, la órbita de estos objetos, lo que implica medir, con el menor margen de error, sus elementos orbitales. Esto es difícil de conseguir, pues no es posible describir una órbita exacta para ninguno de ellos, pues existen una serie de variables aleatorias que no son predecibles. Se asume, por tanto, la existencia de una estrecha e incierta región del espacio por donde el objeto celeste va a pasar, conocida como *línea de variación* (LOV). En el caso de Apophis, esta región espacial tiene unas dimensiones de unos 3500 km de largo y 100 km de ancho. Esta región puede variar a causa de la posible resonancia 7:6 entre el asteroide y el planeta Júpiter, a lo que hay que sumar las perturbaciones que sufrirá su órbita después de su extremo acercamiento a la Tierra del 2029, haciendo que los dos cuerpos vuelvan a estar en la misma posición y con similar riesgo de colisión durante su paso del año 2036.

Una vez se haya conseguido una medición muy exacta de sus parámetros orbitales teniendo en cuenta estas variables, habría que definir qué se entiende como una órbita segura para Apophis, lo cual implicaría conseguir una desviación menor de 0.05 UA ( $\sim 7000000$  km) respecto al MOID, para así poder evitar futuras resonancias con otros cuerpos planetarios que pudieran volver a repetir el estado de peligrosidad

del asteroide en la actualidad. Lo segundo a valorar y tener en cuenta es el tiempo necesario para poder actuar sobre el asteroide o cometa, mediante el envío de una misión espacial hacia ellos. Hay que tener en cuenta que son muchos los NEOs conocidos, pero hay otros tantos objetos potencialmente peligrosos que se desconocen, y que pueden acercarse a gran velocidad a la Tierra, siendo invisibles por su tamaño y distancia a nosotros, haciendo imposible una actuación oportuna y ventajosa sobre los mismos, por falta de tiempo, que evitara las consecuencias catastróficas de un impacto sobre nuestro mundo. Se hace necesario programar con suficientes años de antelación un proyecto que minimice o erradique cualquier peligro que se presente en un momento dado, tanto fuera esperado como inesperado.

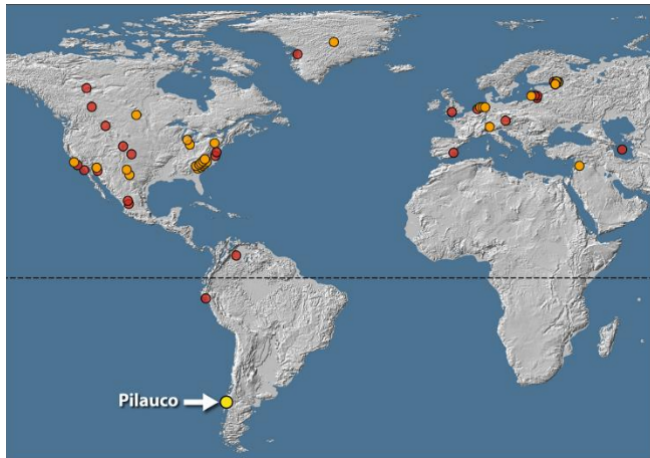


**Figura 27.** Órbita de transferencia de Hohmann [8].

Es por esto que sería aconsejable que estuviera elegido ya el lugar -o lugares- de lanzamiento de la misión y el momento temporal más adecuado para hacerlo, así como conocer la órbita de estacionamiento en donde colocar la sonda espacial y desde la cual realizar las maniobras de transferencia de trayectoria, siendo la de Hohmann (Fig. 27) la más adecuada, pues necesita una menor cantidad de energía en su desarrollo. La órbita de estacionamiento más adecuada es la geocéntrica circular (la 1 y verde en la figura), a unos 300 km de altura y moviéndose en un plano polar de 90° de inclinación respecto al ecuador. La órbita de transferencia (la 2 y amarilla) le aporta la energía necesaria para colocar la sonda en otra órbita circular más grande (la 3 y roja), que correspondería al sitio desde donde debería partir la misión de intercepción del objeto.

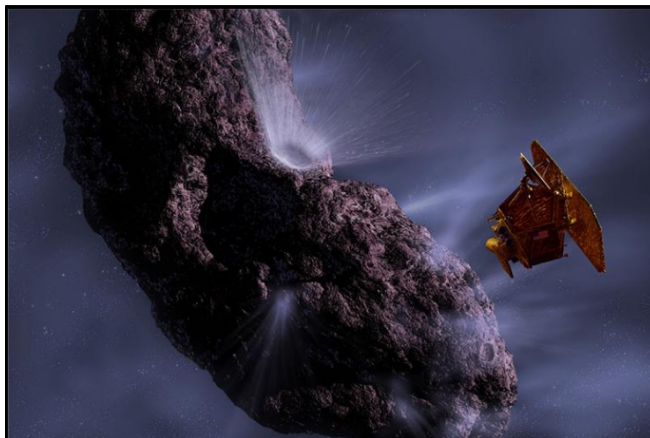
También podrían estar disponibles estas sondas para obtener información actualizada y rigurosa de las características, tanto materiales como dinámicas de estos NEOs. En el caso de Apophis, una sonda que se posara sobre su superficie aportaría información sobre su órbita y composición material. Por último, y aunque fuera difícil de organizar, dada la implicación de distintos Estados del mundo, sería conveniente contar con una proyección, sobre la superficie de la Tierra, de la trayectoria que va a seguir el asteroide, para así poder proteger del posible impacto a las personas que viven en esas zonas geográficas. Respecto a los métodos a utilizar, hay que cuantificar muy bien las ventajas y desventajas que conllevan cada uno de ellos. De este modo, el método de impacto cinético de una sonda contra el objeto para variar su trayectoria, se presenta como más seguro y eficaz a largo plazo, pero necesita de mayor tiempo en su preparación y lograr alcanzar la velocidad suficiente para que el impulso que transmite al objeto sea eficaz.





**Figura 28.** Mapa mostrando lugares con evidencias del impacto que produjo el Dryas Reciente. Crédito: Francis Thackeray (University of the Witwatersrand, Suráfrica).

El método de explosión de una carga nuclear resulta muy costoso de enviar, pero es bastante expeditivo en los resultados obtenidos. Por el contrario, tiene el inconveniente de que los fragmentos resultantes de la detonación siguieran en la trayectoria de colisión, con el resultado de provocar impactos múltiples sobre la superficie terrestre, con unas potenciales consecuencias aún más dramáticas para la población. No sería la primera vez que sucediera esto en la historia reciente de la Tierra, pues todo apunta a que el comienzo del último periodo glacial, conocido como Tardiglacial o Dryas Reciente, ocurrido hace unos 12900 años, que trajo unos cambios climáticos repentinos y drásticos que produjeron la extinción masiva de muchos seres vivos y la desaparición de algunas culturas humanas –como la Clovis en Norteamérica-, tuvo su origen en el impacto de múltiples escombros de asteroides, desgajados de un cuerpo mayor que se fragmentó y que chocaron contra la Tierra, principalmente en el Hemisferio Norte. Expuesto todo lo anterior, es el momento de recoger todas las misiones llevadas a cabo, hasta hoy, por parte de Instituciones especializadas como la NASA y ESA, o por países que están trabajando en este objetivo común de abortar cualquier peligro traído a la Tierra por parte de un objeto celeste con suficiente potencial destructor.



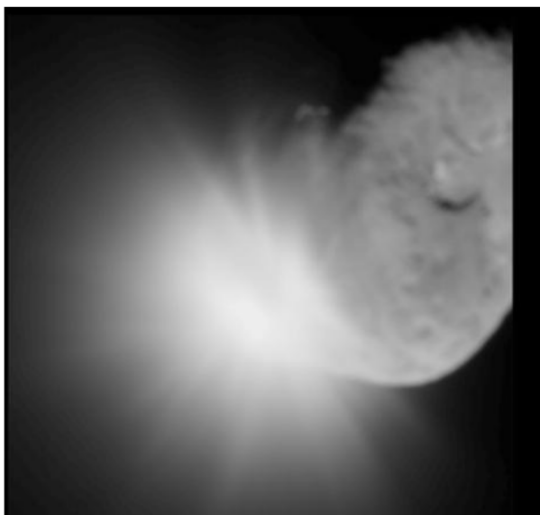
**Figura 29.** Recreación de la misión Deep Impact hasta el cometa Temple 1. Crédito: NASA.

## 10. Misiones espaciales para Defensa Planetaria

En esta apartado se van a recoger algunas de las más importantes misiones de Defensa Planetaria, llevadas a cabo en los últimos años por NASA, ESA y la Agencia Espacial japonesa, y las que están programadas en un futuro inmediato. El objetivo principal es ir acumulando experiencias y estrategias de actuación ante un peligroso objeto que se esté acercando a nosotros de forma amenazante. El trabajo consiste tanto en la obtención de información física y dinámica sobre estos NEOs, como en probar algunos métodos de actuación rápida ante un peligro inminente que se presente de manera imprevista. Así, ciertas misiones tuvieron o tienen como objetivo alcanzar algún asteroide o cometa conocido, a modo de banco de pruebas, mientras que otros se dirigen directamente hacia Apophis *el destructor*, por razones obvias de entender. Estas misiones expuestas en orden cronológico son:

### 10.1. Deep Impact (2005)

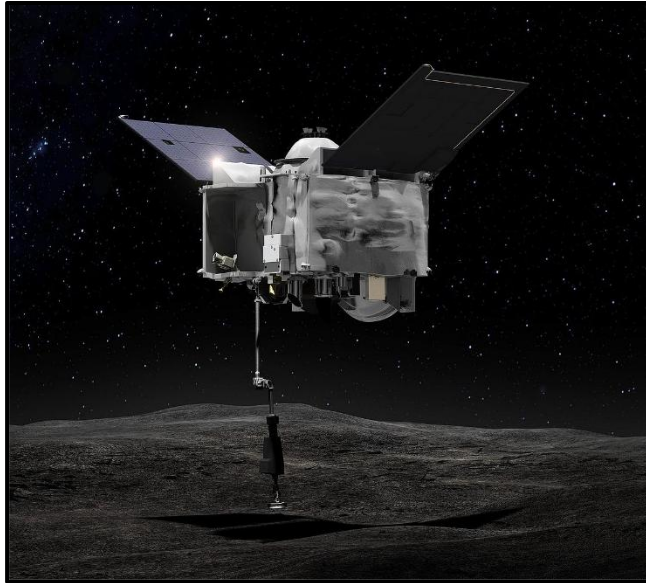
Esta misión fue lanzada por NASA el 12 de enero de 2005, con el objetivo de enviar una sonda, *el impactador*, de 327 kg de peso, portando un núcleo de cobre, de 100 kg, viajando a gran velocidad (10.2 km/s), hasta contactar con el cometa Temple 1, un cometa con unas dimensiones de  $8 \times 4$  km. La misión llegó a su destino el 3 de julio de ese mismo año, separándose entonces en los dos cuerpos ( el impactador y la nave de sobrevuelo ) que conformaban la misión. El impacto sobre el asteroide ocurrió al día siguiente, 4 de julio, originando un cráter de unos 100 m de diámetro. El cráter fue fotografiado en el año 2011 por la nave espacial Stardust, enviada por la NASA en 1999 para recoger muestras de polvo del cometa Wild 2, y que pudieran ser enviadas por Stardust a la Tierra, para su análisis posterior. Una ampliación de la misión de esta nave fue acercarse al cometa Temple 1, donde tomó la fotografía del impacto.



**Figura 30.** Fotografía del impacto en el cometa Temple 1, provocado por la misión Deep Impact. Crédito: NASA/JPL-Caltech/UMD.

El choque eyectó al espacio materiales del cometa y polvo que fueron analizados por los científicos, determinando la naturaleza porosa de Temple 1 y la existencia de materiales orgánicos presentes en la pluma brillante que originó la explosión en su superficie. Los científicos determinaron también que el cometa, de la familia cometaria de Júpiter, se había formado en la Nube de Oort. Como resultado sobre la dinámica del cometa se observó un cambio en su velocidad, en una cantidad de 0.0001 m/s, y la teórica

reducción de su distancia de perihelio en unos 10 m. Deep Impact, fue utilizada después en el estudio de otros cometas, como el Hartley 2 y Boethin, llegando a este último pero sin conseguir el objetivo planteado. Posteriormente su misión ha sido completada con la búsqueda de planetas extrasolares en algunas estrellas. En el año 2013 su señal se perdió definitivamente, dejando de enviar información.



*Figura 31. Osiris-Rex recogiendo una muestra de materia del asteroide Bennu. Crédito: NASA.*

## **10.2. Osiris-Rex (2016)**

Esta misión de NASA fue lanzada en 2016 con el objetivo de recoger una muestra de la superficie del asteroide Bennu, mediante un brazo robótico. Esta muestra, tomada en 2020, confirmó cuando fue analizada en 2023 por los científicos, que era un asteroide carbonoso con moléculas orgánicas en su composición. Fue la primera misión de NASA que devolvió muestras extraídas de un asteroide. Una nave similar a Stardust fue la encargada de traer a la Tierra la muestra recogida, la cual fue recibida en el desierto de Utah, usando un paracaídas en su aterrizaje. Otra de las misiones que llevaba Osiris-Rex era analizar y medir los efectos no gravitacionales (llamado efecto Yarkovsky) producidos por la rotación de un cuerpo con forma irregular en el espacio, cuando absorbe la radiación solar en una parte del asteroide y la irradia al espacio por otra parte de forma diferencial a la absorbida, alterando de esta manera su órbita.

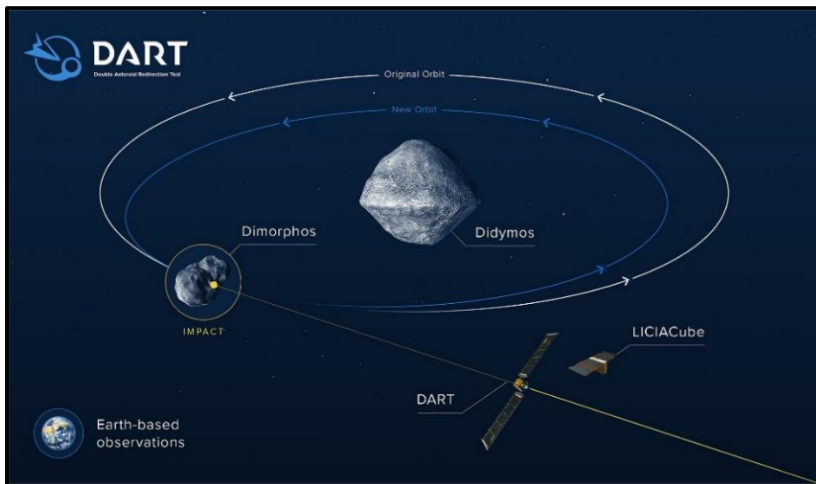
En el año 2022, se decidió ampliar la misión de Osiris-Rex, dirigiéndola hacia Apophis, rebautizándola como Osiris Apophis Explorer. Antes de acometer la misión, tuvo que darseis vueltas alrededor del Sol y otras tres más alrededor de la Tierra, para esperar el momento más propicio y aumentar su energía cinética. La misión se encontrará con el asteroide a principios del mes de abril de 2029, un poco antes de su máximo acercamiento a la Tierra, comenzando a grabar imágenes de Apophis a medida que se acerca a él.

Llegará al asteroide a finales de abril y permanecerá dieciocho meses orbitando alrededor del mismo, de una manera similar a lo hecho en Bennu, para tomar imágenes de todas sus caras, medir su rotación y, finalmente, haciendo uso de sus propulsores llegará a situarse a cinco metros de su superficie, la cual

removerá, para poder analizar espectralmente el suelo y el subsuelo de Apophis. También estudiará cómo cambió su superficie después de su interacción con el fuerte campo gravitatorio de la Tierra, ya que se espera que ocurran pequeños terremotos y deslizamientos de tierra en su superficie.

### 10.3. Dart (2021)

Estas siglas significan *Demonstration for Autonomous Rendezvous Technology*, convirtiéndose así en la primera prueba encaminada a lograr un cambio en la órbita de un asteroide, mediante el impacto sobre el mismo de una nave espacial, lográndose una transferencia mutua del impulso entre ambos cuerpos después de la colisión. La nave fue lanzada en noviembre de 2021 por NASA, fijándose como objetivo a alcanzar al sistema binario de asteroides Didymos (780 m de diámetro) y su luna Dimorphos (160 m de diámetro). La misión constaba de dos ingenios espaciales. La nave principal era el cuerpo impactante (610 kg), sin carga científica útil, pues sólo portaba sensores para la navegación. La nave secundaria, llamada LiciaCube, italiana de 1.33 kg y 10 cm de arista, se separó de ella quince días antes del impacto con la intención de tomar imágenes del mismo y de la posterior eyección de materia al espacio.



**Figura 32.** Misión DART de la NASA hacia el sistema binario de asteroides Didymos-Dimorphos. Crédito: NASA/John Hopkins.

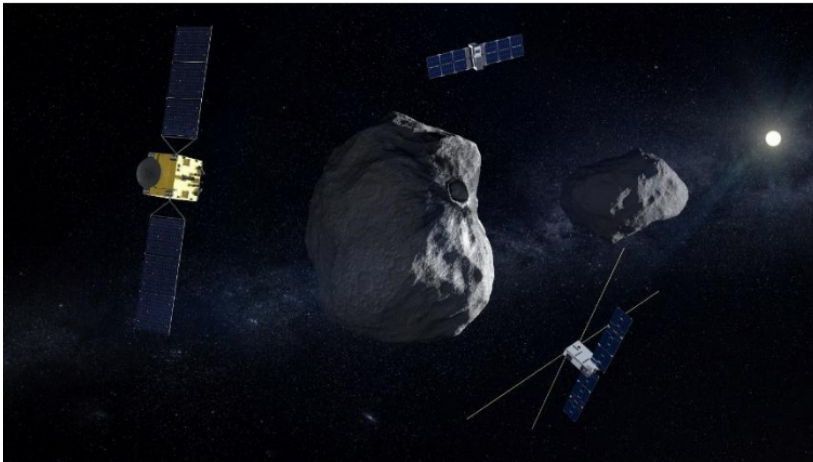
La colisión tuvo lugar el 26 de septiembre de 2022, cuando la nave espacial, viajando a una velocidad de 6.6 km/s, originó en Dimorphos un  $\Delta v$  de unos 0.4 mm/s, una pequeña cantidad pero que, con el paso del tiempo, se acumularía hasta hacer variar su periodo de traslación alrededor de Didymos en 32 minutos, pasando de 11h 55m a otro menor de 11h y 23m. Este experimento no supuso ningún riesgo para la Tierra, pues este sistema binario de asteroides no cruza la órbita terrestre y, por el contrario, presentaba la ventaja de estar en el año 2022 cerca de nosotros, a sólo 0.075 UA. Dart supuso un hito importante en el programa de Seguridad Planetaria pues, a diferencia de Deep Impact - que fue un choque intencionado de una sonda espacial para estudiar la composición y estructura de un cometa - en esta ocasión, con DART, se cambió de forma deliberada la trayectoria de un objeto celeste, sirviendo como prueba de que se puede alterar su trayectoria y, llegado el caso, servir como modelo de actuación a seguir en el futuro ante un teórico impacto sobre la Tierra de un cometa o asteroide con efectos devastadores para la misma.

Con objeto de hacer un seguimiento de los resultados obtenidos con DART, pues existe algo de incertidumbre sobre los cambios en la velocidad real y en la órbita de Dimorphos, la ESA europea

está desarrollando una nave espacial, HERA, que será lanzada en 2024 para ver el tamaño del cráter originado por el impacto y medir el impulso adquirido por dicho asteroide.

#### **10.4. HERA (2024)**

Hera es una misión de la Agencia Espacial Europea. Tiene una masa de 1128 kilogramos y lleva una carga útil de cámaras, un altímetro y un espectrómetro. También llevará dos nanosatélites CubeSats, llamados Milani y Juventas, que serán liberados por HERA antes de llegar al sistema. Aunque es una misión de Defensa Planetaria, Hera abordará algunos retos científicos distintos a las anteriores misiones. Será la primera vez que se estudie la estructura y materia de un sistema binario de asteroides (Didymo-Dimorphos) además de su comportamiento dinámico mutuo. Se investigará la geofísica de la superficie de dos objetos que tienen diferente tamaño y gravedad, pero que se han formado en el mismo cuerpo original primario.



**Figura 33.** Misión HERA hacia el sistema binario de asteroides Didymo-Dimorphos. Crédito: ESA.

Los dos satélites tipo Cubesat tendrán diferentes misiones. Así, Juventas, que llevará un radar de baja frecuencia, debe realizar mediciones del subsuelo y de la estructura interna, contribuir a la determinación del campo gravitacional y proporcionar información sobre la respuesta mecánica de la superficie al aterrizar en la superficie de Dimorphos. Su compañera Milani recopilará datos espectrales de la superficie de los dos asteroides (composición de la superficie) e identificará la presencia de polvo en el espacio circundante. HERA será lanzada en octubre de 2024. Después de una breve estancia gravitacional en Marte, en marzo de 2025, observando la luna marciana Deimos, la nave espacial llegará al asteroide binario Didymos-Dimorphos el 28 de diciembre de 2026, cuatro años después de DART, para dar comienzo entonces a seis meses de investigación.

#### **10.5. RAMSES (2027)**

RAMSES (Rapid Apophis Mission for Security and Safety) es una misión espacial de ESA que tiene como objetivo estudiar el asteroide Apophis, antes y durante su acercamiento a la Tierra, en 2029, acompañándolo en su viaje para ver cómo se deforma y cambia su superficie debido a la fuerza de gravedad ejercida por nuestro planeta. La nave debería ser lanzada en los primeros meses de 2028, para poder llegar a Apophis en febrero de 2029. De esta manera, cuando Apophis esté volando sobre nuestras cabezas, en abril de 2029, habrá dos misiones espaciales acompañándolo para poder entender

mejor como se comportan los asteroides ante un campo gravitatorio planetario fuerte y conocer sus características físicas y materiales.

Queremos y debemos conocer muy bien todas estas propiedades, para que alguna vez seamos capaces de desviar un asteroide peligroso de su trayectoria de colisión con la Tierra. Si el cine funciona como premonición de ciertos acontecimientos, difícilmente imaginables, como sucedió con *Viaje a la Luna* (1902), de Julio Verne (en la época pionera del cine mudo), y luego esto se convirtió en realidad con la llegada a la Luna del hombre, el 20 de julio de 1969, con la misión estadounidense de Apolo XI; ahora la cosa es muy distinta y no queremos que las películas que narran impactos de cometas y asteroides asesinos sobre la Tierra se conviertan en una terrible realidad.



**Figura 34.** Misión RAMSES de ESA hacia el asteroide Apophis. Crédito: ESA.

### Fuentes documentales online

- NASA Science. *NASA analysis: Earth is safe from asteroid Apophis for 100 plus years*, JPL, marzo 2021.
- Jet Propulsion Laboratory. *99942 Apophis (2004 MN4). Predicting Apophis' Earth encounters in 2029 and 2036*, 2013.
- Jet Propulsion Laboratory. *JPL Horizons online solar system data and ephemeris* (App)
- The Sky Live. 3D Solar System Viewer.

### References

- [1] <https://www.facebook.com/sociedad.astronomia/posts/cuándo-pudiera-ocurrir-el-próximo-avistamiento-de-un-enorme-meteoro-tipo-chelyab/4661557217208870/>
- [2] <https://istoedinheiro.com.br/asteroide-maior-que-o-empire-state-building-se-dirige-para-a-terra-diz-a-nasa/>
- [3] Creative Commons Attribution-Share Alike 3.0 Unported license. <https://creativecommons.org/licenses/by-sa/3.0/deed.en>

- [4] Creative Commons CC0 1.0 Universal Public Domain Dedication.  
<https://creativecommons.org/publicdomain/zero/1.0/deed.en>
- [5] Sormano Astronomical Observatory (A. Testa). <http://www.brera.mi.astro.it/sormano/>
- [6] Initiative for Interstellar Studies. <https://i4is.org/sailing-to-apophis/#gsc.tab=0>
- [7] Creative Commons Attribution-Share Alike 4.0 Unported license.  
<https://creativecommons.org/licenses/by-sa/4.0/deed.en>
- [8] Creative Commons Attribution-Share Alike 2.5 Generic license.  
<https://creativecommons.org/licenses/by-sa/2.5/deed.en>
- [9] *Astronomical algorithms*, Jean Meeus (Editorial Willmann Bell, Richmond, Virginia, 2009).
- [10] *More Mathematical Astronomy, Morsels*, Jean Meeus (Editorial Willmann Bell, Richmond, Virginia, 2002).
- [11] *The Tunguska event*, Chris Trayner, Journal of British Astronomical Association **107** (1997).
- [12] *Rediseño de misión especial para desviar el asteroide Apophis de un encuentro cercano a la Tierra*, R. Fernández Frittelli, M. Jandar Paz, Walkiria Schulz, Universidad de Córdoba (Argentina), 2020.
- [13] *Asteroid (99942) Apophis will approach the Earth on April 13, 2029*, Francesco Manca, Piero Sicoli, Augusto Testa. Observatorio Astronómico Sormano, 2021.
- [14] *Sailing to Apophis LPSC-2016*, W. Paul Blasé, Adam Hibberd, Marshall Eubanks, Robert G. Kennedy III. European Space Agency (ESA).