



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA  
DE MÉXICO**



**FACULTAD DE INGENIERÍA**

**ANÁLISIS Y SIMULACIÓN DEL DESEMPEÑO DE PROPULSORES PARA  
UN CUBESAT EN UNA MISIÓN LUNAR**

**TESIS**

**PARA OBTENER EL TÍTULO DE:  
INGENIERO MECATRÓNICO**

**PRESENTA:  
DIEGO ARMANDO GARFIAS DÁVALOS**

**DIRECTOR DE TESIS:  
DR. JORGE ALFREDO FERRER PÉREZ**

CIUDAD UNIVERSITARIA, JUNIO DEL 2015

Objetivo: Determinar que las especificaciones técnicas de sistemas de propulsión experimentales (i.e. impulso específico, empuje) en etapa de desarrollo son suficientes para realizar una maniobra orbital en un satélite pequeño para alcanzar la luna.

Alcance: Análisis de tecnologías de propulsión para una misión lunar usando simulaciones orbitales a través del software STK, que está validado por misiones espaciales exitosas como ARTEMIS y el telescopio espacial Kepler.

# ÍNDICE

<b>ANTECEDENTE</b> .....	<b>1</b>
<b>1) SATÉLITES</b> .....	<b>2</b>
1.1) DEFINICIÓN.....	2
1.2) CLASIFICACIÓN .....	2
1.2.1) <i>Tamaño</i> .....	2
1.2.2) <i>Aplicación</i> .....	4
1.3) SUBSISTEMAS DE UN SATÉLITE .....	4
1.3.1) <i>Estructura mecánica</i> .....	4
1.3.2) <i>Subsistema de propulsión</i> .....	5
1.3.3) <i>Subsistema de control térmico</i> .....	5
1.3.4) <i>Subsistema de suministro de energía</i> .....	5
1.3.5) <i>Subsistema de telemetría, seguimiento y comando (TT&amp;C)</i> .....	6
1.3.6) <i>Subsistema de actitud (attitude) y control de órbita</i> .....	6
1.3.7) <i>Subsistema de carga útil</i> .....	7
1.3.8) <i>Subsistema de antena</i> .....	7
1.4) MISIONES MAS ALLÁ DE ÓRBITA LEO .....	8
<b>2) MISIONES EN SATÉLITES PEQUEÑOS</b> .....	<b>9</b>
2.1) MISIONES LEO .....	9
2.1.1) <i>STRaND-1 (Surrey Training, Research and Nanosatellite Demonstrator)</i> .....	9
2.1.2) <i>NEE-01 Pegasus (Nave Espacial Ecuatoriana - 01)</i> .....	10
2.1.3) <i>Synchronized Position Hold Engage and Reorient Experimental Satellite (SPHERES)</i> .....	11
2.1.4) <i>Micro-sized Microwave Atmospheric Satellite (MicroMAS)</i> .....	13
2.2) MISIONES INTERPLANETARIAS EN SATÉLITES PEQUEÑOS .....	14
2.2.1) <i>CubeSat Lunar Lander/Orbiter</i> .....	14
2.2.2) <i>Interplanetary NanoSpacecraft Pathfinder In Relevant Environment (INSPIRE)</i> .....	15
2.2.3) <i>CubeSat Ambipolar Thruster (CAT)</i> .....	16
2.2.4) <i>ion Electro Spray Propulsion System for CubeSats (iEPS)</i> .....	17
<b>3) PROPULSIÓN PARA SATELLITES</b> .....	<b>19</b>
3.1) PRINCIPIO DE ACCIÓN/REACCIÓN .....	19
3.2) ECUACIÓN DE COHETE DE TSIOLKOVSKI .....	20
3.3) CONCEPTOS .....	20
3.3.1) <i>Empuje (Thrust)</i> .....	20
3.3.2) <i>Delta-V</i> .....	22
3.3.3) <i>Impulso específico</i> .....	23
3.4) TIPOS DE PROPULSIÓN .....	24
3.4.1) <i>Con propelente</i> .....	24
3.4.1.1) Propulsión química .....	24
3.4.1.2) Propulsión eléctrica .....	27
3.4.1.2.1) Electrotérmica .....	27
3.4.1.2.2) Electrostática.....	29
3.4.1.2.3) Electromagnética .....	30
3.4.1.3) Propulsión nuclear .....	32
3.4.1.3.1) Conceptos de fisión y fusión.....	32
3.4.1.3.2) Propulsión por fisión nuclear .....	33

3.4.1.3.3) Fusión nuclear y propulsión .....	37
3.4.1.3.4) Antimateria .....	39
3.4.2) <i>Sin propelente</i> .....	39
3.4.2.1) Velas solares.....	39
3.4.2.2) Cohete de fotones.....	40
<b>4) MECÁNICA ORBITAL.....</b>	<b>41</b>
4.1) PRINCIPIO BÁSICO PARA ORBITAR UN CUERPO .....	41
4.2) GRAVITACIÓN Y LEYES DE KEPLER.....	41
4.3) ELEMENTOS ORBITALES.....	44
4.4) BODY-PLANE (B-PLANE).....	48
4.5) ÓRBITAS DE KEPLER .....	51
4.5.1) <i>Energía total específica</i> .....	51
4.5.2) <i>Momentum angular específico</i> .....	52
4.6) MANIOBRAS ORBITALES .....	52
4.7) PERTURBACIONES ORBITALES.....	54
4.7.1) <i>Anomalías gravitacionales</i> .....	54
4.7.2) <i>Fuerza por cuerpos terceros</i> .....	57
4.7.3) <i>Fuerza Aerodinámica</i> .....	58
4.7.4) <i>Presión por Radiación Solar</i> .....	59
4.8) ACELERACIÓN TOTAL.....	63
<b>5) ANÁLISIS DE SITUACIÓN Y SIMULACIÓN DE TRAYECTORIA .....</b>	<b>65</b>
5.1) CASOS DE ANÁLISIS .....	65
5.2) CONSIDERACIONES GENERALES PARA LAS SIMULACIONES .....	67
5.3) SIMULACIONES ORBITALES.....	68
5.3.1) <i>Sistema CAT</i> .....	68
5.3.1.1) Maniobra impulsiva .....	68
5.3.1.2) Maniobra finita .....	71
5.3.2) <i>Sistema iEPS</i> .....	75
5.3.2.1) Maniobra impulsiva .....	75
5.3.2.2) Maniobra finita .....	78
<b>6) CONCLUSIONES Y TRABAJO A FUTURO.....</b>	<b>82</b>
6.1) CONCLUSIONES.....	82
6.2) TRABAJO A FUTURO .....	83
<b>A) MÉTODOS NUMÉRICOS .....</b>	<b>84</b>
<b>B) SYSTEMS TOOL KIT .....</b>	<b>88</b>
<b>C) VALIDACIÓN DE SOFTWARE .....</b>	<b>90</b>
<b>REFERENCIAS .....</b>	<b>93</b>

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-1 CubeSATS y dispositivos lanzadores .....	3
Figura 1-2 Telescopio espacial Kepler .....	4
Figura 1-3 Estructura CubeSAT .....	4
Figura 1-4 Entorno térmico .....	5
Figura 1-5 Elementos de puesta en órbita y operación de un satélite .....	6
Figura 1-6 Ejes de orientación en un satélite .....	6
Figura 1-7 Antena sonda Cassini-Huygens .....	7
Figura 2-1 Hardware STRAND-1 .....	9
Figura 2-2 Pruebas de vacío a Smartphone .....	9
Figura 2-3 Nanosatélite NEE-01 Pegaso .....	10
Figura 2-4 Imagen de video en tiempo real transmitido desde el satélite .....	10
Figura 2-5 Tres SPHERES en pruebas de maniobras de formación .....	11
Figura 2-6 Halo .....	12
Figura 2-7 VERTIGO .....	12
Figura 2-8 Esquema del montaje de los subsistemas MicroMAS .....	13
Figura 2-9 CubeSAT Lander 1U con propulsión química .....	14
Figura 2-10 Misión INSPIRE .....	15
Figura 2-11 Propulsor CAT .....	17
Figura 2-12 Módulo iEPS .....	18
Figura 2-13 Ensamble PETA .....	18
Figura 3-1 Conservación de cantidad de movimiento .....	19
Figura 3-2 Diferencia de presiones entre cámara del propulsor y el entorno .....	21
Figura 3-3 Clasificación de sistemas de propulsión .....	24
Figura 3-4 Esquema de sistema monopropelente .....	25
Figura 3-5 Prueba de sistema de propulsión Aerojet LOX/LCH4 .....	26
Figura 3-6 Esquema de propulsor híbrido .....	26
Figura 3-7 Esquema Resistojet .....	28
Figura 3-8 Esquema Arcjet .....	28
Figura 3-9 Esquemático de un propulsor iónico .....	29
Figura 3-10 Estructura microcapilar .....	30
Figura 3-11 Esquemático MPDT .....	30
Figura 3-12 Concepto VASIMR .....	31
Figura 3-13 Propulsor Hall BPT-4000 .....	32
Figura 3-14 Densidades energéticas de propelentes .....	33
Figura 3-15 Esquema propulsión nuclear térmica .....	34
Figura 3-16 Propulsor nuclear NERVA-1 .....	35
Figura 3-17 Propulsión nuclear pulsada .....	36
Figura 3-18 Esquema conceptual NEP .....	36
Figura 3-19 Mision conceptual JIMO .....	37
Figura 3-20 Interior del tokamak Alcator C-Mod del MIT .....	37
Figura 3-21 National Ignition Facility .....	38
Figura 3-22 Propulsor tokamak MCF .....	38

Figura 3-23 Principio de la vela solar .....	39
Figura 3-24 IKAROS-JAXA .....	40
Figura 4-1 Equilibrio de fuerzas en órbita .....	41
Figura 4-2 Ley de Gravitación de Newton .....	42
Figura 4-3 Secciones cónicas .....	43
Figura 4-4 Segunda Ley de Kepler .....	43
Figura 4-5 Elementos orbitales 1 .....	44
Figura 4-6 Elementos orbitales 2 .....	45
Figura 4-7 Ascensión recta y declinación .....	47
Figura 4-8 Planos de referencia para B-plane .....	48
Figura 4-9 B-Plane .....	49
Figura 4-10 Plano de trayectoria .....	49
Figura 4-11 Transferencia de Hohmann .....	53
Figura 4-12 Transferencia espiral .....	53
Figura 4-13 Aproximación de la forma de la tierra con el modelo WGS84 .....	54
Figura 4-14 Fig. Mapeo del campo gravitacional de la Tierra .....	55
Figura 4-15 Ángulo $\theta$ por precesión del perigeo tras múltiples revoluciones .....	56
Figura 4-16 Precesión del eje normal a la órbita .....	56
Figura 4-17 Perturbaciones gravitacionales importantes para una órbita terrestre .....	57
Figura 4-18 Perturbación gravitacional por cuerpo tercero .....	58
Figura 4-19 Descenso del apoapsis .....	58
Figura 4-20 Perturbación por SRP .....	60
Figura 4-21 Reflexión especular (SRP) .....	61
Figura 4-22 Reflexión difusa (SRP) .....	61
Figura 4-23 Absorción (SRP) .....	61
Figura 4-24 Transparencia (SRP) .....	61
Figura 5-1 CAT, Maniobra Impulsiva, Aproximación 1 .....	69
Figura 5-2 CAT, Maniobra Impulsiva, Aproximación 2 .....	70
Figura 5-3 CubeSAT 3U en órbita lunar .....	70
Figura 5-4 CAT, Maniobra Finita, Aproximación 1 .....	72
Figura 5-5 CAT, Maniobra Finita, Aproximación 2 .....	73
Figura 5-6 CAT, Comparación de trayectorias .....	74
Figura 5-7 CubeSAT 3U en su destino .....	74
Figura 5-8 iEPS, Maniobra Impulsiva, Aproximación 1 .....	76
Figura 5-9 iEPS, Maniobra Impulsiva, Aproximación 2 .....	77
Figura 5-10 CubeSAT 1U en órbita lunar .....	77
Figura 5-11 iEPS, Maniobra Finita, Aproximación 1 .....	79
Figura 5-12 iEPS, Maniobra Finita, Aproximación 2 .....	80
Figura 5-13 iEPS, Comparación de trayectorias .....	81
Figura 5-14 CubeSAT 1U en su destino .....	81

## ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1-1 Tamaños de satélites .....	2
Tabla 3-1 Requerimientos de Delta-v para diferentes tipos de misiones .....	22
Tabla 3-2 Desempeño de sistemas de propulsión .....	23
Tabla 4-1 Parámetros de secciones cónicas .....	51
Tabla 4-2 Parámetros de reflectividad .....	62
Tabla 5-1 Resultados CAT, maniobra impulsiva .....	69
Tabla 5-2 Resultados CAT, maniobra finita .....	72
Tabla 5-3 Resultados iEPS, maniobra impulsiva .....	76
Tabla 5-4 Resultados iEPS, maniobra finita .....	79

## ÍNDICE DE DIAGRAMAS

Diagrama 5-1 MCS CAT, Caso 1, Aproximación 1 .....	68
Diagrama 5-2 MCS CAT, Caso 1, Aproximación 2 .....	68
Diagrama 5-3 MCS CAT, Caso 2, Aproximación 1 .....	71
Diagrama 5-4 MCS CAT, Caso 2, Aproximación 2 .....	71
Diagrama 5-5 MCS iEPS, Caso 1, Aproximación 1 .....	75
Diagrama 5-6 MCS iEPS, Caso 1, Aproximación 2 .....	75
Diagrama 5-7 MCS iEPS, Caso 2, Aproximación 1 .....	78
Diagrama 5-8 MCS iEPS, Caso 2, Aproximación 2 .....	78

## **ANTECEDENTE**

El área espacial en los últimos años empieza a resurgir en el ámbito nacional, siendo el Centro de Alta Tecnología (CAT) de la UNAM uno de los exponentes que cuenta con propuestas para el desarrollo de tecnología en el país, tales como:

- Cóndor (UNAM-MAI)
- Quetzal (UNAM-MIT)
- Ulises 2 (UNAM)

El hecho de contar con desarrollos en tecnología espacial requiere de personal calificado para la planeación, desarrollo y/o manufactura de la misma, así como de su operación una vez en órbita y el manejo de la información que se obtiene a lo largo de la vida útil de la misión.

Trabajar en colaboración con otras instituciones permite que se vaya obteniendo gradualmente experiencia en las diferentes partes que conforman una misión espacial, así como distribuir el costo total y permitir que puedan participar instancias que no cuentan con el capital suficiente o la experiencia necesaria para desarrollar por completo un proyecto.

El objetivo del presente trabajo es determinar si un nanosatélite, en específico un CubeSAT, es capaz de ser impulsado por un sistema de propulsión de bajo empuje, y eventualmente llegar a la luna por medio de una maniobra espiral, dadas ciertas consideraciones de operación.

# 1

## SATÉLITES

### 1.1) Definición

Un satélite artificial en general es cualquier cuerpo fabricado por el hombre, diseñado para orbitar alrededor de un cuerpo celeste, como planetas y estrellas, y recopilar información. Estos satélites tienen cargas útiles dependiendo de la aplicación prevista, que se refiere a los dispositivos e instrumentación que realizarán la misión para los que está diseñado el satélite.

De igual forma, las sondas espaciales son satélites diseñados para escapar de la órbita del planeta para llegar a otros cuerpos celestes y recopilar información, ya sea permaneciendo en órbita alrededor de ellos, o mientras pasan cerca siguiendo una trayectoria predefinida.

### 1.2) Clasificación

Los satélites pueden ser clasificados, entre otras, por su tamaño y por su aplicación [1].

#### 1.2.1) Tamaño

No hay una clasificación del todo definida en cuanto a este rubro, ya que en diferentes fuentes se encuentran clasificaciones que llegan a variar en cuanto a sus valores, una de estas clasificaciones es en función de su masa total:

**Tabla 1-1 Tamaños de satélites**

Grandes satélites	$m > 400 \text{ kg}$
Satélites pequeños	$100 \text{ kg} < m < 400 \text{ kg}$
Microsatélites	$10 \text{ kg} < m < 100 \text{ kg}$
Nanosatélites	$1 \text{ kg} < m < 10 \text{ kg}$
Picosatélites	$0.1 \text{ kg} < m < 1 \text{ kg}$

En particular conviene resaltar un modelo de nanosatélite, que ha permitido estandarizar componentes, así como reducir el tiempo de desarrollo y el costo total.

- *Concepto CubeSAT*

Iniciado en 1999, el Proyecto CubeSat comenzó como un esfuerzo de colaboración entre el profesor Jordi Puig-Suari en la California Polytechnic State University (Cal Poly); y el Prof. Bob Twiggs del Space Systems Development Laboratory (SSDL) de la Universidad de Stanford. El propósito del proyecto era contar con un estándar en el diseño de nanosatélites y picosatélites para reducir el costo y tiempo de desarrollo, y aumentar la accesibilidad al espacio por parte de universidades y pequeños desarrolladores.

Un CubeSat es un satélite cúbico de 10cm con una masa de hasta 1,33 kg denominado 1U (unit). Hay estándares 2U (10 x 10 x 20 cm), 3U (10 x 10 x 30 cm) e incluso 6U; que permiten aumentar las capacidades del sistema con un tamaño aun reducido respecto a los satélites tradicionales.

Los componentes electrónicos empleados usualmente en este tipo de satélite son los denominados COTS (Commercial Off-the-Shelf), que son aquellos que a pesar de no estar diseñados para el entorno espacial, pueden llegar a operar bajo ciertas condiciones de radiación electromagnética y temperatura que pueden presentarse particularmente en órbitas bajas; y con la ayuda de redundancias de hardware y software, alcanzar una confiabilidad de operación aceptable para la misión.



**Figura 1-1 CubeSATS y dispositivos lanzadores [2]**

Actualmente, el proyecto CubeSat es una colaboración internacional de más de 100 universidades, institutos y empresas privadas nanosatélite y picosatélites que contienen, cargas útiles de propósito científico, privado y de gobierno. Las asociaciones se benefician del intercambio de información dentro de la comunidad. [2, 3]

### 1.2.2) Aplicación

Podemos tener satélites científicos, de comunicaciones, meteorológicos, de exploración de recursos naturales, de navegación, militares, de investigación planetaria, de observación astronómica, de percepción remota, tecnológicos o cualquier otra aplicación no considerada en las anteriores.



Figura 1-2 Telescopio espacial Kepler [4]

### 1.3) Subsistemas de un satélite

Independientemente de la aplicación deseada, ya sea un satélite de comunicaciones, de predicción del clima o incluso uno de investigación científica; los distintos subsistemas que comprende un satélite se clasifican en [5]:

#### 1.3.1) Estructura mecánica

Proporciona el marco para el montaje de otros subsistemas del satélite y también una interfaz entre el satélite y el vehículo de lanzamiento. Pesa entre 7 y 10 % de la masa total del satélite en el lanzamiento y tiene como funciones principales unir el satélite para el lanzador y por lo tanto actúa como una interfaz entre los dos; actuar como un soporte para todos los equipos electrónicos del satélite y funcionar como un blindaje contra la radiación, el polvo y micrometeoritos.



Figura 1-3 Estructura CubeSAT [6]

### 1.3.2) Subsistema de propulsión

El subsistema de propulsión se utiliza para proporcionar el empuje que imparte los cambios de velocidad necesarios para ejecutar todas las maniobras orbitales durante la vida del satélite. Esto incluye maniobras principales requeridas para mover el satélite de su órbita de transferencia a la órbita de trabajo y también las pequeñas maniobras de mantenimiento de órbita necesarias a lo largo de la vida útil de la satélite. El sistema de propulsión utiliza el principio de expulsión de masa a una cierta velocidad en una dirección para producir empuje en la dirección opuesta.

La propulsión química ha sido la más ampliamente utilizada desde los principios de la era espacial, sin embargo hay otra opción, la propulsión nuclear, que es intrínsecamente más eficiente que los métodos químicos, más simple en su concepto global y podría ser aplicable a los sistemas actuales. Por otra parte, los fundamentos de su funcionamiento se han comprendido y estudiado por más de 40 años, pero por el amplio desarrollo de los propulsores químicos y el poco financiamiento ha quedado rezagada durante los últimos años [7].

### 1.3.3) Subsistema de control térmico

El control térmico de los dispositivos electrónicos y la estructura mecánica es necesario debido a que estos sistemas están diseñados para operar eficientemente en rangos de temperatura definidos, que de no mantenerse dentro del margen podrían presentarse fallos en el equipo [3].

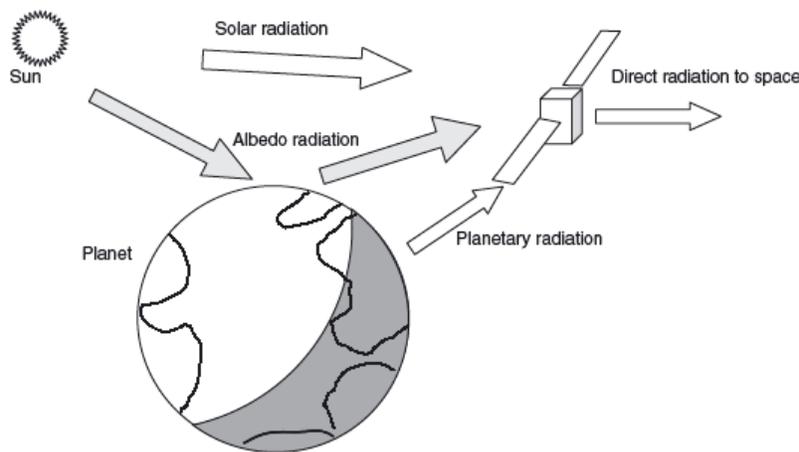


Figura 1-4 Entorno térmico [8]

### 1.3.4) Subsistema de suministro de energía

El subsistema genera, almacena, controla y distribuye la energía eléctrica a otros subsistemas a bordo de la plataforma del satélite. Las necesidades de energía eléctrica de un satélite dependen sobre la misión prevista y la carga útil que lleva junto con él para la realización de los objetivos de la misión. Los sistemas de potencia para aplicaciones de los satélites se han desarrollado basados en el uso de energía solar, energía química y energía nuclear.

### 1.3.5) Subsistema de telemetría, seguimiento y comando (TT&C)

Se encarga de monitorear otros subsistemas y controlar el satélite desde la fase de despegue hasta el final de su vida útil en el espacio. La parte de seguimiento determina la posición de la nave y sigue su recorrido. La parte de telemetría recoge información sobre el estatus de los diversos subsistemas del satélite. El elemento de mando puede recibir información y ejecutar órdenes de control remoto desde un centro de control en tierra [5].

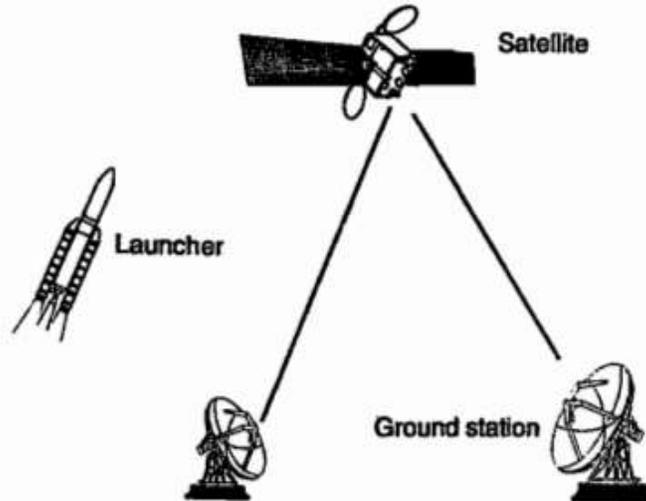


Figura 1-5 Elementos de puesta en órbita y operación de un satélite [8]

### 1.3.6) Subsistema de actitud (attitude) y control de órbita

La actitud de un satélite, o para el caso, de cualquier vehículo espacial, es su orientación según lo determine por la relación entre sus ejes (yaw, pitch, roll) y un sistema de referencia. Esto es, se usan sensores para determinar la posición de los ejes del satélite con respecto a direcciones de referencia (equinoccio vernal, la tierra, el sol, una estrella).

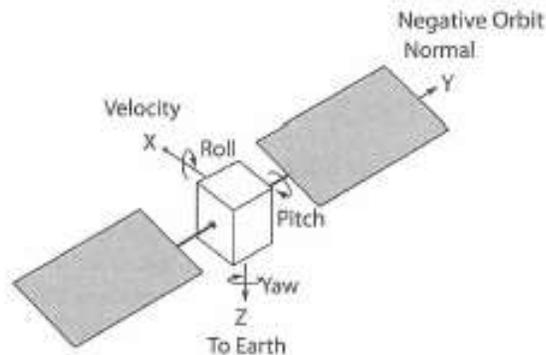


Figura 1-6 Ejes de orientación en un satélite [9]

Los actuadores empleados para esta función pueden ser activos (ruedas inerciales, propulsores, magnetorcas) o pasivos (imanes permanentes que se alinean con el campo magnético terrestre) [5].

### 1.3.7) Subsistema de carga útil

Es el subsistema que realiza la función para la cual el satélite fue diseñado, y a partir de los requerimientos de éste es que se diseñan el resto de los subsistemas para que en su conjunto cumplan con la misión dada.

La carga útil transportada por un satélite depende de los requisitos de la misión. Para el caso de satélites de aplicación científica disponen de un equipo variado, por ejemplo detectores de plasma para estudiar los vientos solares y cinturones de radiación, magnetómetros para investigar el posible campo magnético alrededor de algún planeta, espectrómetros gamma para determinar la radioactividad de rocas en la superficie de un cuerpo celeste, espectroscopios de masa neutra, espectroscopios de masas de iones, etc. [8].

### 1.3.8) Subsistema de antena

El subsistema de antena se encarga de mandar datos generados por el satélite, así como recibir instrucciones desde una estación terrestre. Algunas de ellos necesitan ser dobladas durante el lanzamiento y puesta en órbita, para ser desplegadas sólo después de alcanzar la órbita o destino deseado [5].

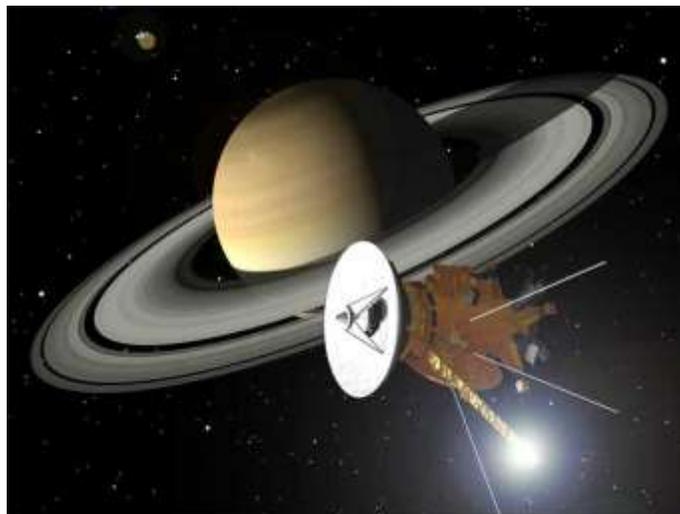


Figura 1-7 Antena sonda Cassini-Huygens [10]

## 1.4) Misiones mas allá de órbita LEO

Para que un satélite opere adecuadamente en el entorno espacial requiere que cada uno de sus subsistemas esté diseñado de forma que sea robusto a la radiación electromagnética, variación de temperatura en rangos amplios de valores, condiciones de vacío e incluso a la posible colisión con micrometeoritos. Estos efectos son de magnitud mayor para misiones que van más allá de órbitas LEO, tales como una misión lunar o interplanetaria, lo que implica que sea necesaria una alta confiabilidad de los dispositivos para que funcionen adecuadamente en esta situación ante estos efectos, y así poder incrementar la oportunidad de éxito de las misiones.

La tendencia en los últimos años ha sido reducir el tamaño de los satélites, lo que conlleva una reducción en costo que permite aumentar el número y tipo de misiones que se pueden lanzar. De esta manera, una misión que antes requería de una inversión bastante alta para llevarse a cabo, puede ahora hacerse con un costo reducido que, aunque podría implicar también una simplificación de las capacidades de la misma, hace más accesible su realización para prueba de tecnologías, formación de personal especializado en el área y acceso al espacio por parte de un mayor número de desarrolladores.

Con la finalidad de tener nociones de las capacidades y la diferente instrumentación que puede incluirse en un satélite pequeño de bajo costo, en el siguiente capítulo se presentan algunos ejemplos de interés.

## 2

### MISIONES EN NANOSATÉLITES

A continuación se presentan algunas misiones, tanto en LEO como proyectos para misiones interplanetarias en etapa de planeación o desarrollo. Esta información se presenta con el propósito de mostrar el tipo de capacidades técnicas disponibles en plataformas de este tamaño, así como los sistemas de propulsión experimentales que tienen especificaciones técnicas adecuadas para ejecutar maniobras orbitales.

#### 2.1) Misiones LEO

##### 2.1.1) STRaND-1 (Surrey Training, Research and Nanosatellite Demonstrator)

Nanosatélite tipo CubeSAT 3U desarrollado por la Universidad de Surrey y SSTL (Surrey Satellite Technology Limited). La misión principal se estableció en controlar sistemas críticos del satélite por medio de un smartphone integrado en el mismo, así como probar algunas de sus funciones como Wi-Fi y aplicaciones desarrolladas específicamente para el satélite, relegando funciones de la computadora principal al smartphone, para así aprovechar los diferentes sensores y elementos con que cuenta (cámara, acelerómetro, magnetómetro) [11, 12].

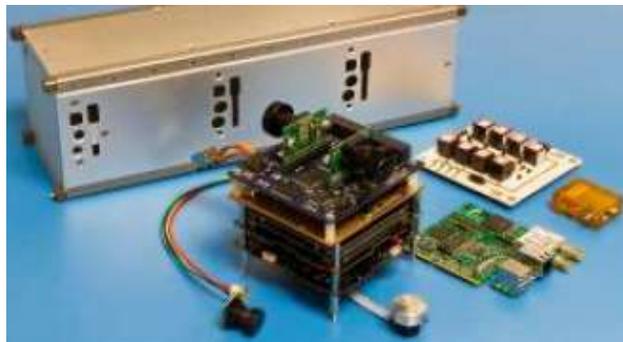


Figura 2-1 Hardware STRAND-1 [12]



Figura 2-2 Pruebas de vacío a Smartphone [12]

### 2.1.2) NEE-01 Pegaso (Nave Espacial Ecuatoriana - 01)

Nanosatélite formato CubeSat 1U desarrollado por la Agencia Espacial Ecuatoriana (EXA), siendo financiado, desarrollado y fabricado enteramente por personal de ese país.

Su finalidad es la demostración de tecnología, así como para servir de plataforma de aprendizaje y capacitación para ingenieros en el área espacial. Se colocó en una órbita LEO, con la misión de transmitir video en tiempo real desde el espacio, así como datos de telemetría y audio. Cuenta con paneles solares desplegados y un recubrimiento diseñado para atenuar los efectos de la radiación en dispositivos COTS.

El satélite fue puesto en órbita el 25 de Abril del 2013, y se recibieron exitosamente video y datos en una estación terrena al paso del mismo [13].



Figura 2-3 Nanosatélite NEE-01 Pegaso [13]



Figura 2-4 Imagen de video en tiempo real transmitido desde el satélite [14]

### 2.1.3) Synchronized Position Hold Engage and Reorient Experimental Satellite (SPHERES)

Colaboración del Space Systems Laboratory del MIT, en conjunto con la NASA, DARPA y Aurora Flight Sciences, es un sistema desarrollado para proporcionar una plataforma segura y reutilizable en gravedad cero; y así probar diferentes tipos de sensores y tecnología autónoma para su uso en satélites pequeños. Tiene la finalidad de madurar de forma incremental e iterativa dicha tecnología, así como el control y manejo de algoritmos de inteligencia artificial para avanzar en el campo de los Sistemas Satelitales Distribuidos (vuelos de formación en constelaciones).



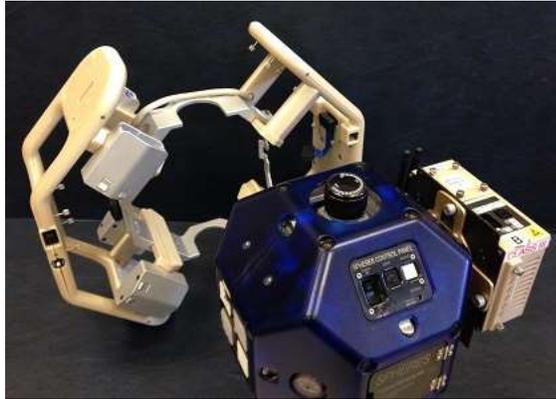
**Figura 2-5 Tres SPHERES en pruebas de maniobras de formación [15]**

El modelo del satélite es casi esférico, con un diámetro de aproximadamente 22cm, estructura de aluminio y recubrimiento plástico, diseñado de momento para trabajar en un entorno de microgravedad, pero no en las condiciones ambientales del espacio, i.e. dentro de la ISS. Con los conocimientos obtenidos se diseñará una plataforma para operar en el espacio, fuera de la ISS.

Cuenta con un sistema de gas presurizado como medio de propulsión, el cual es liberado a través de 12 válvulas colocadas en el cuerpo del satélite, que permiten que se tengan 6 grados de libertad. Para la navegación se emplean sensores ultrasónicos, y pueden ser operados manualmente o con una programación predeterminada para realizar maniobras, controlados por una interfaz en una computadora.

Una característica de la plataforma es su modularidad, están diseñados para añadir sensores y experimentos adicionales a su estructura, para poder extender y ampliar las capacidades de la plataforma a diferentes tipos de misiones. A continuación se presentan ejemplos de algunos de esos módulos de expansión [15, 16]:

- Halo  
Estructura que permite el montaje de hardware adicional



**Figura 2-6 Halo [15]**

- RINGS (Reasonant Inductive Near-field Generation System)  
Vuelo en formación con el uso de electroimanes y transferencia inalámbrica de energía
- UDP (Universal Docking Port)  
Aditamento para permitir que dos satélites se acoplen y desacoplen
- INSPECT  
Módulo que incluye cámara térmica, telémetro óptico, y giroscopio
- VERTIGO (Visual Estimation for Relative Tracking and Inspection of Generic Objects)  
Navegación basada en visión por computadora y mapeo de objetos en 3D externos



**Figura 2-7 VERTIGO [15]**

- Arm  
Diseño (conceptual al momento) de un brazo robótico montado en una estructura Halo

### 2.1.4) Micro-sized Microwave Atmospheric Satellite (MicroMAS)

Proyecto colaboración del MIT con algunos de sus departamentos, que son el Lincoln Laboratory, Space Systems Laboratory y Department of Earth and Planetary Sciences; junto con la University of Massachusetts con el Amherst Department of Radio Astronomy.

La misión es de percepción remota, para la observación del clima (tormentas, huracanes), en una plataforma CubeSAT 3U que permita reducir costos respecto a los sistemas tradicionales para monitorear el clima, la propuesta es utilizar una constelación de satélites en LEO para realizar las observaciones.

Como carga útil se tiene un radiómetro de microondas que realiza observaciones en el rango de 118 GHz, complementando radiómetros existentes en sistemas más grandes, que operan en otras bandas espectrales. Permite la recolección permanente de datos de las múltiples plataformas para mejorar en gran medida las predicciones numéricas del tiempo de funcionamiento y los registros climáticos, además de proporcionar observaciones sin precedentes de la dinámica de los huracanes y tormentas con una mejora significativa en la resolución y los tiempos de barrido, respecto a los grandes satélites de órbita polar.

La idea es transformar la arquitectura de los satélites meteorológicos futuros, dado el uso de componentes comerciales de bajo costo y el vehículo de lanzamiento requerido, siendo este satélite un elemento de la constelación propuesta [17, 18].

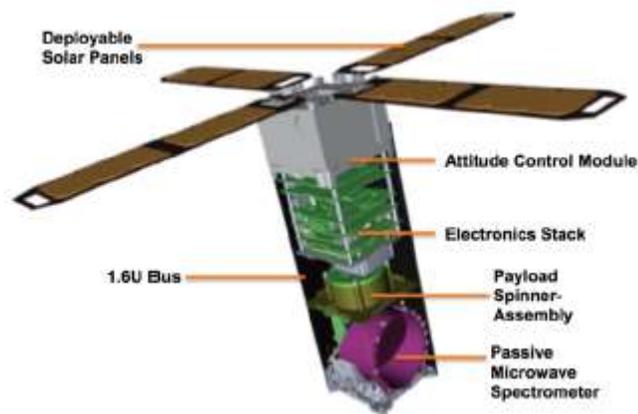


Figura 2-8 Esquema del montaje de los subsistemas MicroMAS [18]

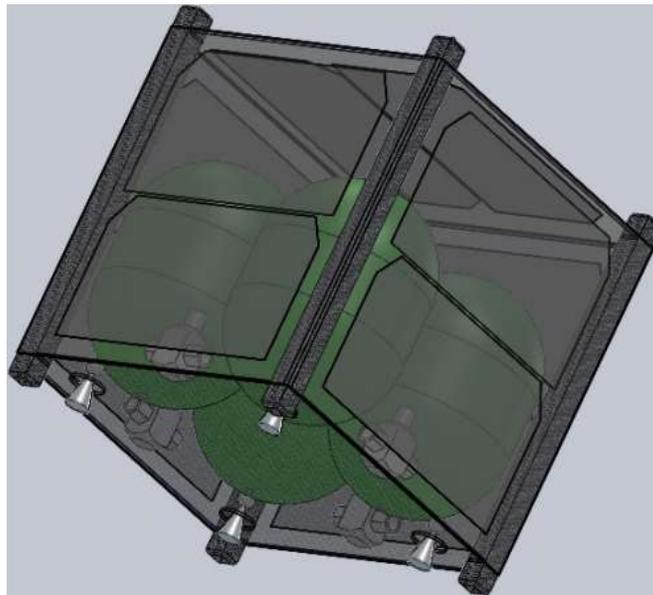
## 2.2) Misiones interplanetarias en nanosatélites

### 2.2.1) CubeSat Lunar Lander/Orbiter

Proyecto desarrollado por el Vermont Technical College con colaboración con la NASA, que consiste de dos etapas: en primer lugar con el lanzamiento de un CubeSAT 1U, lanzado en 2013, con el cual se probaron sistemas críticos para la comunicación del satélite con una base terrestre, incluyendo una cámara para toma de imágenes, así como la comunicación con la base en tierra.

La siguiente etapa del proyecto consiste en probar dos sistemas de propulsión (químico y eléctrico) para dos nanosatélites, con los cuales se determina que es posible alcanzar la luna con un CubeSAT a partir de una órbita geoestacionaria.

Se proponen dos versiones, como landers con el objetivo de colocarlos en la superficie de la luna, o como orbitadores para percepción remota; o dependiendo del desarrollo del proyecto se podría sustituir la instrumentación para alunizar por instrumentación adicional para hacer observaciones en órbita [19].



**Figura 2-9 CubeSAT Lander 1U con propulsión química [20]**

## 2.2.2) Interplanetary NanoSpacecraft Pathfinder In Relevant Environment (INSPIRE)

Proyecto financiado por la Planetary Science Division (PSD) de la NASA; y en colaboración con el Jet Propulsion Laboratory (JPL), California Polytechnic (CalPoly), Goldstone-Apple Valley Radio Telescope (GAVRT), Massachusetts Institute of Technology (MIT), Universidad de California – Los Angeles (UCLA), Universidad de Michigan (UMich), y la Universidad de Texas-Austin (UTexas).

La misión es de prueba de tecnología y tiene diferentes objetivos, siendo las principales la inclusión de los CubeSAT en espacio interplanetario, así como probar su funcionamiento en cuanto al comando y manejo de información (telecomunicaciones), desempeño térmico y electrónico; además de incluir COTS y validar su uso en el tipo de misiones. Ello con la finalidad de demostrar la utilidad de los CubeSAT para realizar misiones científicas interplanetarias [21].

El proyecto se compone de dos CubeSAT 3U idénticos, para lanzarlos en una trayectoria de escape de la tierra, sin contar con un sistema de propulsión propio. Cada satélite contará con un magnetómetro para mediciones de viento solar, y una tarjeta COTS de procesamiento para imágenes y datos del magnetómetro para aumentar la capacidad de descarga de datos desde los satélites. Además se probará intercambio de información entre ellos, y reprogramación durante la misión [22].



**Figura 2-10 Misión INSPIRE [21]**

## 2.3) Sistemas de propulsión en nanosatélites

A continuación se presentan dos propulsores que a la fecha de este trabajo se encuentran en etapa de diseño y pruebas que, de acuerdo a los desarrolladores, están pensados para tener especificaciones técnicas que podrían permitir que un nanosatélite tenga la capacidad de contar con un sistema de propulsión que permita la realización de maniobras orbitales y así abrir la puerta a nuevos tipos de misiones que antes no eran realizables por las limitaciones de movimiento una vez puesto en órbita los mismos.

En el estado del arte existen sistemas de propulsión que se han probado exitosamente en plataformas satelitales pequeñas, aunque solo se han empleado sistemas de gas frío, donde se contiene un gas presurizado que se expulsa de manera controlada para producir movimiento en el satélite, sin embargo, el impulso específico con el que cuentan es relativamente bajo, haciéndolo insuficiente para maniobras orbitales donde se requieran cambios de velocidad mayores para tener un alcance en distancia mayor.

### 2.3.1) CubeSat Ambipolar Thruster (CAT)

Proyecto en desarrollo por el PEPL (Plasmadynamics and Electric Propulsion Laboratory) de la Universidad de Michigan, de un propulsor eléctrico que, según el diseño, se planea que ocupe el espacio equivalente de un CubeSAT 1U, para ser montado en un CubeSAT 3U de 5kg, con 2.5kg de propelente, que en un primer prototipo es xenón, para posteriormente utilizar agua. El propulsor genera un plasma a partir del gas y lo hace pasar a través de una tobera convergente-divergente con imán permanente, lo que ocasiona el impulso. Con este diseño de propulsor se estima que se podrían hacer viajes interplanetarios a la luna e incluso a Marte. Las especificaciones de diseño son 20,000 m/s de velocidad de escape del plasma y 2mN de empuje a 10W (20mN con pulso 100W)

Al tener el prototipo listo, el siguiente paso es el proyecto PATRIOT (Plasma Ambipolar Thruster for Rapid In-Orbit Transfers), con el cual se planean lanzar CubeSAT equipados con el CAT para realizar maniobras orbitales y verificar su funcionalidad; lo cual eventualmente permitiría diseñar misiones para dirigirse hacia otros cuerpos celestes, como planetas y sus satélites [23].

El hecho de contar con un sistema de propulsión aumenta las capacidades para realizar misiones tales como: inspección de asteroides y cometas, medición de clima espacial y reducción de costes para comunicación global (servicios de telefonía e internet) [24].



**Figura 2-11 Propulsor CAT [23]**

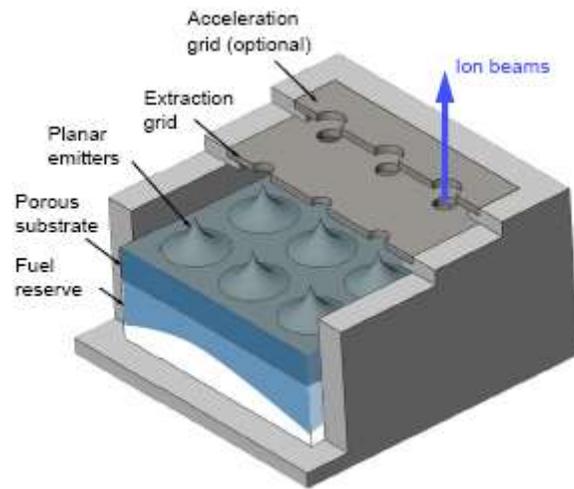
### **2.3.2) ion Electrospray Propulsion System for CubeSats (iEPS)**

Diseño desarrollado en el Space Propulsion Laboratory (SPL) del Massachusetts Institute of Technology (MIT), es un modelo de propulsor eléctrico basado en tecnología MEMS (Micro-electro-mechanical systems). Se basa en emitir iones a partir de un propelente líquido con cierta conductividad eléctrica y acelerarlos electrostáticamente con un campo eléctrico, con la ventaja de que ya no es necesario tener un tanque presurizado para su contención, a diferencia de los propelentes en estado gaseoso.

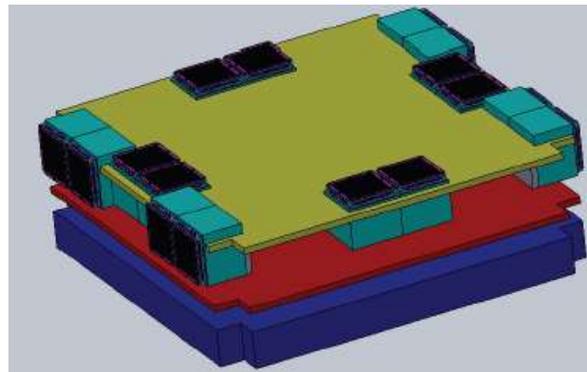
El módulo básico tiene unas dimensiones de 12 x 12 mm y 2.5 mm de ancho, conjuntándose en un arreglo definido como Precision Electrospray Thruster Assembly (PETA), que incluye 8 pares de módulos iEPS, los cuales emiten tanto iones positivos como negativos para mantener neutral la carga eléctrica en el satélite. El sistema está diseñado para ocupar un tercio de un CubeSAT 1U. Los propulsores pueden ser colocados en diferentes configuraciones dependiendo lo que convenga para una misión determinada.

Debido al bajo empuje que puede ser proporcionado por el sistema, aplicaciones propuestas son el usar los CubeSAT como plataformas astronómicas donde se requiere un apuntamiento fino, vuelo en formación y control para hacer maniobras orbitales.

Además, eventualmente se puede deorbitar los satélites al final de su vida útil y evitar la producción de basura espacial, o lanzar el satélite en una trayectoria de escape hacia espacio interplanetario [25, 26].



**Figura 2-12 Módulo iEPS [25]**



**Figura 2-13 Ensamble PETA [26]**

# 3

## PROPULSIÓN PARA SATELLITES

Con la finalidad de dar a conocer la variedad de sistemas de propulsión que existen para su aplicación en cohetes y satélites, en el presente capítulo se hace mención de los principios físicos con los que operan, y se desarrolla una descripción de las diferentes tecnologías de propulsión disponibles a la fecha, así como algunos diseños teóricos que se piensa puedan desarrollarse eventualmente para mejorar el desempeño de los sistemas, pero ya sea por cuestiones del avance tecnológico insuficiente o falta de financiamiento no se han desarrollado aun.

### 3.1) Principio de acción/reacción

El principio por el cual se propulsan aeronaves y la mayoría de los satélites que cuentan con un sistema de propulsión, se basa en la Tercera Ley de Newton, de la cual tenemos que para toda fuerza que actúe sobre un objeto causará una fuerza de reacción de la misma magnitud en dirección opuesta.

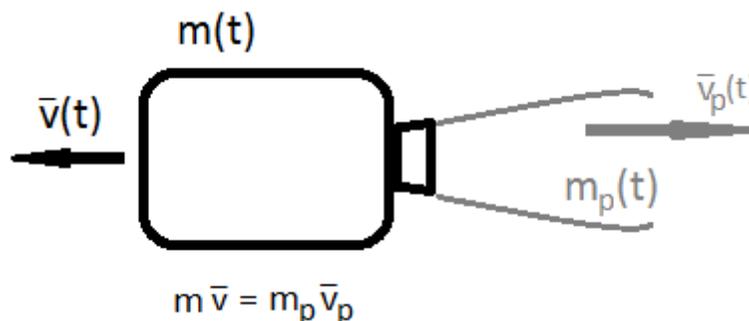


Figura 3-1 Conservación de cantidad de movimiento

De esta forma, el objeto expela parte de su masa en una dirección para producir empuje que lo mueva en el sentido opuesto [27].

### 3.2) Ecuación de cohete de Tsiolkovski

La ecuación que determina el comportamiento de un cohete fue desarrollada independientemente por Konstantin Tsiolkovski, un matemático autodidacta ruso que en 1903 publicó un artículo llamado “La Investigación Del Espacio Por Medio De Dispositivos Reactivos”, donde presenta a detalle la interrelación entre el propelente, velocidades necesarias para llegar al espacio y la masa total. Además describió cohetes de combustible líquido, satélites artificiales y el concepto de cohetes de varias etapas.

Se asume que la única fuerza que interviene es la causada por el propulsor, en la misma dirección en que se mueve el cohete. La ecuación que describe el cambio total en la velocidad es: [27]

$$\Delta V = v_p \ln \left( \frac{m_0}{m_e} \right)$$

O expresando de otra manera:

$$m_f = m_0 e^{-\left(\frac{\Delta V}{v_p}\right)} = m_0 e^{-\left(\frac{\Delta V}{I_{sp}g_0}\right)}$$

$$m_p = m_0 \left( 1 - e^{-\left(\frac{\Delta V}{v_p}\right)} \right)$$

- $m_0$ : masa inicial (sistema + propelente)
- $m_f$ : masa final del sistema al haber agotado el propelente
- $m_p$ : masa del propelente =  $m_0 - m_f$
- $v_p$ : velocidad del propelente

Esta ecuación es útil para hacer aproximaciones iniciales para misiones donde se requiera conocer qué relación de masa de propelente respecto a la masa total de satélite es necesaria para dar un determinado cambio de velocidad al realizar maniobras orbitales.

### 3.3) Conceptos

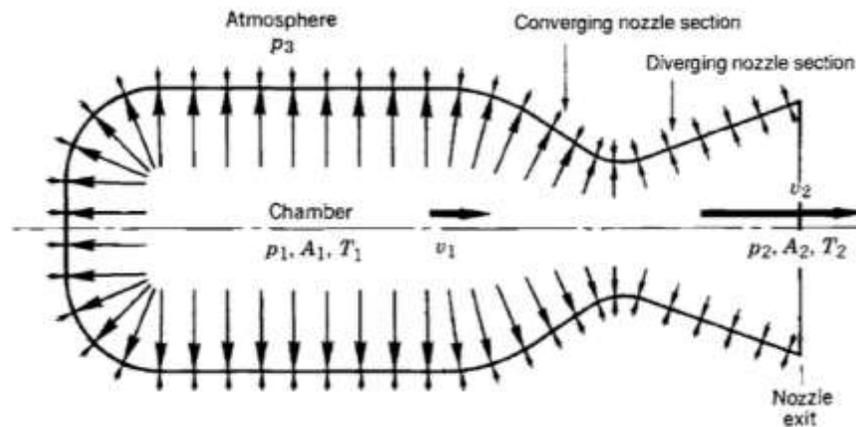
#### 3.3.1) Empuje (Thrust)

Es la fuerza neta producida por el propulsor que actúa sobre el sistema. O dicho de otro modo, es la fuerza de reacción que experimenta la estructura debido a la eyección del propelente a alta velocidad. De manera general, se define como [28]:

$$\bar{F} = \frac{dm}{dx} \bar{v} = \dot{m} \bar{v}_p$$

- $\dot{m}$ : flujo másico
- $\bar{v}_p$ : velocidad del flujo a la salida del propulsor (velocidad efectiva de escape)

La ecuación anterior aplica para entornos donde la presión interna en el propulsor es igual a la del medio que lo rodea. En el caso de que se produzca una expansión termodinámica de un gas en una tobera (que incrementa la velocidad del flujo másico), aparece un término adicional en la ecuación de fuerza, provocado por la diferencia de presiones interna y externa:



**Figura 3-2 Diferencia de presiones entre cámara del propulsor y el entorno [28]**

Los términos con subíndice 1 corresponden a las condiciones dentro del propulsor, del subíndice 2 con las condiciones a la salida de la tobera, y el subíndice 3 son las condiciones del entorno.

La ecuación queda entonces con dos términos, *empuje por momentum* y *empuje por presión*, que son respectivamente:

$$\bar{F} = \dot{m} \bar{v}_p + (p_2 - p_3)A_2$$

- $p_2$ : presión del flujo a la salida de la tobera
- $p_3$ : presión atmosférica del entorno
- $A_2$ : área transversal de la tobera a la salida

Notamos que el valor del segundo término se incrementa conforme disminuye la presión atmosférica del entorno, donde en el diseño de propulsores siempre se considera que la presión a la salida sea mayor o al menos igual. Por lo que en las condiciones de vacío del espacio (donde se considera que  $p_3 = 0$ ) se cuenta con el mejor desempeño [28].

Por otro lado, podemos observar que tanto la cantidad de masa como la velocidad del propelente eyectado son factores "intercambiables" para producir el mismo efecto, es decir, se puede eyectar una cantidad alta de propelente a una velocidad relativamente baja, o una cantidad baja de propelente a una velocidad alta.

### 3.3.2) Delta-V

La trayectoria de un satélite a una órbita destino implica de cambios de velocidad producidos por el sistema de propulsión o del cohete que pone al satélite en órbita. Para su análisis se suele dividir en etapas, en referencia a un lanzamiento y órbita final en la tierra sería:

$$\Delta V = \Delta V_{orbit} + \Delta V_g + \Delta V_{atm} + - \Delta V_{initial}$$

Cada cambio de velocidad corresponde a:

- $\Delta V_{orbit} = \sqrt{\frac{GM}{r}}$  -> ubicación en una órbita inicial
- $\Delta V_g = \sqrt{2GM \left( \frac{1}{r_{initial}} - \frac{1}{r_{final}} \right)}$  -> maniobra a órbita fina
- $\Delta V_{atm}$  -> provocado por fricción con la atmósfera en el ascenso
- $\Delta V_{initial}$  -> velocidad debido a la rotación del planeta (cero en los polos)

Entonces, dependiendo del tipo de misión, cambiará el delta-v necesario para realizarla, así como otras posibles perturbaciones que provoquen cambios de velocidad. En la siguiente tabla se presentan valores de referencia de los cambios de velocidad necesarios para maniobras a diferentes distancias:

**Tabla 3-1 Requerimientos de Delta-v para diferentes tipos de misiones [27]**

Misión	Descripción	$\Delta v$ [km/s]
LEO, GEO, objetivos planetarios	Satélites, misiones robóticas	10-15
Exploración planetaria tripulada	Trayectoria rápida	30-200
100-1000 AU	Precursores de misiones interestelares	100
10,000 AU	Misión a nube de Oort	1000
Interestelar lento	4.5 años luz en 40 años	30,000
Interestelar rápido	4.5 años luz en 10 años	120,000

Dependiendo del análisis planteado, se puede expresar el delta-v requerido en términos de los cambios de velocidad proporcionados solo por el sistema de propulsión del satélite, sin considerar el delta-v necesario para ponerlo inicialmente en órbita, es decir, el delta-v generado por el sistema de propulsión para las maniobras orbitales necesarias con las que se pasa de la órbita inicial al destino final planteado.

### 3.3.3) Impulso específico

Se refiere a la razón del empuje producido por el propulsor por unidad de peso de propelente expulsado. Indica el desempeño del sistema de propulsión, el equivalente a “kilómetros por litro de combustible” en un automóvil, así que entre mayor sea el número, mejor será el desempeño.

Es un parámetro independiente de cómo esté operando el propulsor en un momento dado, y la fuerza considerada es la máxima que puede suministrar el mismo (con su correspondiente flujo másico). Se define como [5]:

$$I_{sp} = \frac{F}{g_0 \frac{dm}{dt}}$$

Y dado que

$$F = \dot{m} v_p$$

Entonces

$$I_{sp} = \frac{\dot{m} v_p}{g_0 \frac{dm}{dt}} = \frac{v_p}{g_0}$$

- $v_p$ : velocidad de la masa expulsada respecto al cohete
- $g_0$ : aceleración gravitacional terrestre
- $\dot{m}$  : flujo másico

Quedando las unidades en segundos

A manera de resumen, en la siguiente tabla se presentan valores típicos en cuanto al desempeño para los diferentes tipos de propulsión, asumiendo una relación de 0.1 de masa total respecto a la masa de propelente:

**Tabla 3-2 Desempeño de sistemas de propulsión [27]**

Sistema de propulsión		Impulso específico [s]	$\Delta v$ máximo [km/s]	Empuje máximo [N]
Químico	Sólido	250 - 310	5.7 - 7.1	$10^7$
	Líquido	300 - 500	6.9 - 11.5	$10^7$
Nuclear	Fisión	500 - 900	11.5 - 20.7	$10^6$
	Fusión	10,000 - 100,000	230 - 2,300	$10^5$
	Antimateria	60,000	1,381	$10^2$
Eléctrico	Electrotérmico	150 - 1,200	3.5 - 27.6	$10^1$
	Electrostático	1,200 - 10,000	27.6 - 230	$3 \times 10^{-1}$
	Electromagnético	700 - 5,000	16.1 - 115	$10^{-2}$
Sin propelente	Cohete de fotones	$3 \times 10^7$	ilimitado	$10^{-4}$

### 3.4) Tipos de propulsión

Para producir cambios de velocidad en un satélite usualmente se contiene un propelente dentro de él, que luego es expulsado por diferentes métodos para producir un empuje que mueva al sistema. De igual forma se pueden aprovechar partículas que incidan en él para producir movimiento, sin necesidad de contenerlas dentro de su estructura. En la siguiente tabla se muestra una clasificación de los diferentes tipos de propulsión disponibles en función de que principio utilizan para producir el movimiento:

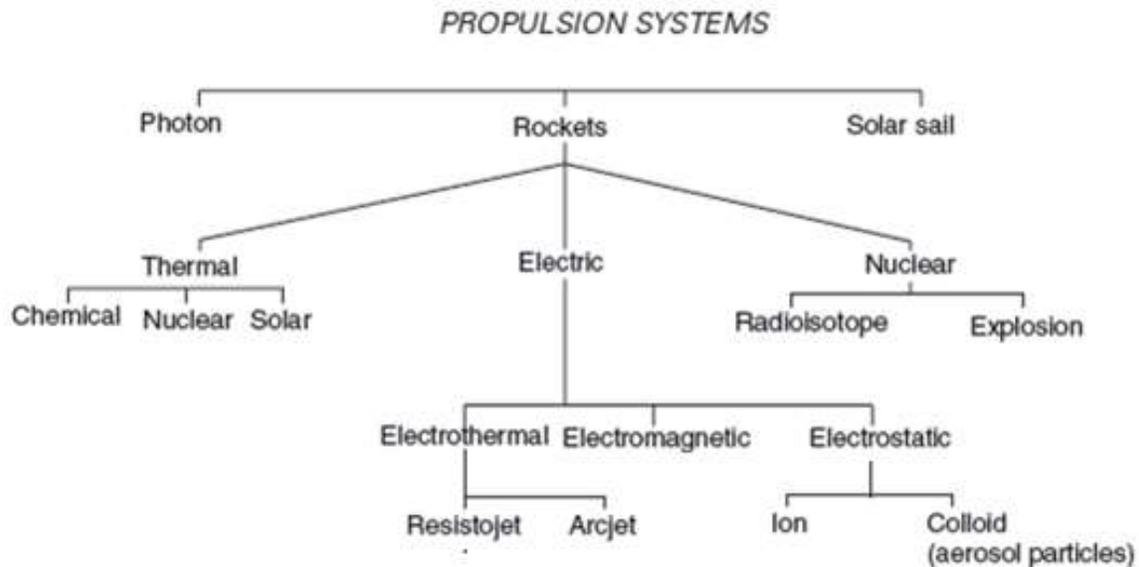


Figura 3-3 Clasificación de sistemas de propulsión [8]

#### 3.4.1) Con propelente

##### 3.4.1.1) Propulsión química

Este tipo de propulsión se basa en el principio térmico, donde un propelente se calienta por medio de una reacción química y posteriormente se expulsa a través de una tobera para producir empuje. Se clasifican dependiendo del tipo de combustible:

- *Propelente sólido*

Los propelentes sólidos se pueden dividir en dos tipos: materiales compuestos y doble base. Los materiales compuestos combinan las fases de combustible y oxidante por separado, ambos en forma sólida. Esta clase de propelente sólido se utiliza comúnmente en lanzadores espaciales y misiles balísticos para el despegue. Una segunda clase de propelente sólido consiste en una solución sólida de dos materiales energéticos, cada uno conteniendo moléculas que constan de átomos de O, C, H y N. Su reacción es exotérmica y expelle gases como CO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O, NO, y N<sub>2</sub>.

El más importante de doble base propulsor sólido es la combinación de nitrocelulosa (que tiene buenas propiedades mecánicas y es combustible) y nitroglicerina (más energética y rica en oxígeno). Se suelen agregar algunos otros aditivos para mejorar sus propiedades mecánicas, térmicas y de combustión.

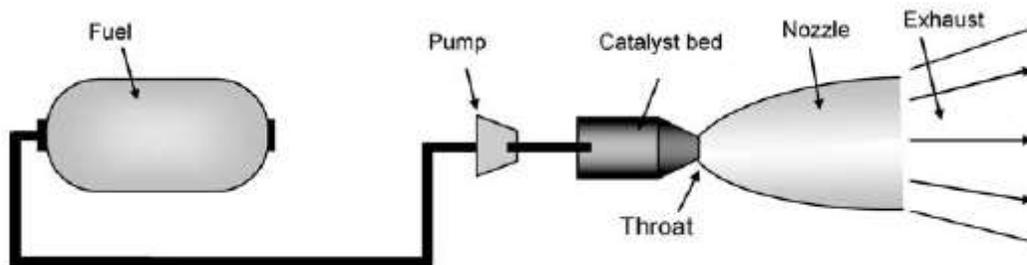
Una vez realizada la ignición, el propelente libera gases de combustión que presuriza el motor. Se requiere una presión mínima para mantener la reacción (el llamado "límite deflagración presión", o PDL), debajo de la cual se detiene la combustión. Por lo tanto, no hay manera de detener o controlar la combustión una vez iniciada, excepto por la despresurización repentina, por ejemplo el caso de ruptura abierta con un cordón detonante. Este es uno de los inconvenientes los propelentes sólidos. En el lado positivo, los motores de cohete sólidos son logísticamente más fáciles de operar y, por el impulso obtenido, son menos costosos que los motores de cohetes líquidos equivalentes [29].

#### - *Propelente líquido*

En general, los cohetes con propulsión líquida tienen el impulso específico más alto en cuanto a propulsión química. Pueden ser diseñados para tener un empuje muy alto, necesario para vehículos de lanzamiento, o un empuje bajo para mantenimiento de órbita y orientación en satélites.

De los sistemas de propulsión líquida más usados son los llamados bi-propelentes, donde se usan dos líquidos contenidos en tanques por separado, uno como combustible y otro como oxidante.

En cambio, en los sistemas mono-propelentes, se contiene un solo combustible, cuya energía se libera por medio de un catalizador. El sistema tiene la ventaja de tener un solo tanque de combustible, con el costo de proporcionar un impulso específico menor al bi-propelente.



**Figura 3-4 Esquema de sistema monopropelente [5]**

Hay algunos conceptos de sistemas tri-propelentes que se han probado a la fecha, que teóricamente podrían alcanzar un impulso específico incluso mayor a los bi-propelentes. [29]

De igual forma se hace una distinción entre propelentes criogénicos y no criogénicos, en la que la clasificación hace referencia a las condiciones de temperatura y presión a la cual se almacenan [30].

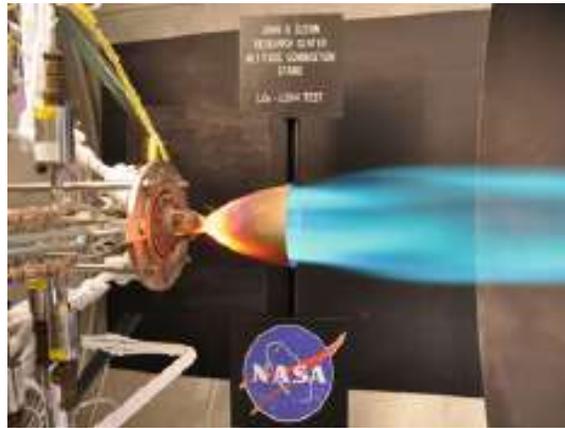


Figura 3-5 Prueba de sistema de propulsión Aerojet LOX/LCH4 [29]

- *Propulsión híbrida*

En comparación con uno sólido, un motor híbrido alberga un tipo de combustible más simple y más barato, y su empuje se puede controlar mediante la regulación del flujo de oxidante; y en comparación con los motores de cohete de propelente líquido, cuenta con un solo tanque de combustible líquido y de una sola turbo bomba (o sistema de presurización). La presión de trabajo de un motor de cohete híbrido es unas pocas decenas de bares, y está determinada por la presión de inyección.

Teóricamente, el impulso específico de motores de cohetes híbridos es intermedio entre el de líquidos y sólidos los sistemas, dependiendo del oxidante. Por lo tanto, en principio, los motores de cohetes híbridos para propulsión en el espacio facilitarían múltiples ciclos de quemado a un menor costo.

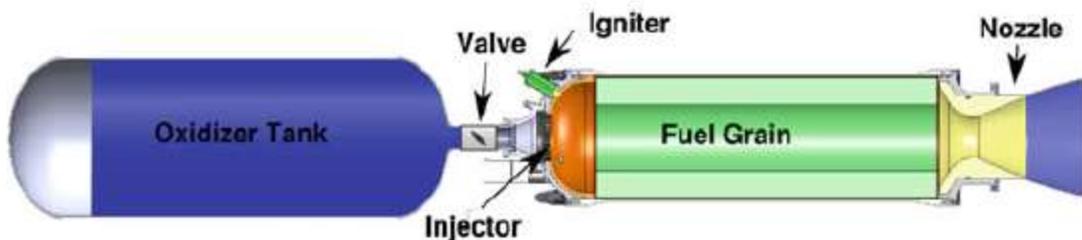


Figura 3-6 Esquema de propulsor híbrido [29]

### 3.4.1.2) Propulsión eléctrica

La propulsión eléctrica es una tecnología orientada a obtener empuje con un flujo de masa a una alta velocidad de escape, lo que resulta en una reducción en la cantidad de propelente requerido para una misión espacial dada, en comparación con la propulsión química convencional. La reducción de la masa de propelente puede disminuir significativamente la masa de lanzamiento de una nave espacial o satélite, lo que lleva a reducir costos de la utilización de un vehículo de lanzamiento de menor tamaño para entregar una masa deseada en una órbita determinada o para un objetivo en espacio profundo [31].

La propulsión eléctrica incluye tanto sistemas térmicos como no térmicos. Usan energía eléctrica para la calentar y/o expulsar directamente un propelente, utilizando una fuente de energía que es independiente al mismo [28].

Los subsistemas básicos en propulsión eléctrica son:

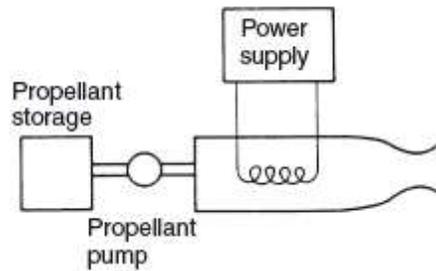
- Una fuente de energía (como la solar o nuclear) con sus auxiliares, tales como concentradores, conductores de calor, bombas, radiadores, y/o controles
- Dispositivos de conversión para transformar esta energía en forma eléctrica en las condiciones de voltaje, frecuencia, y corriente adecuada para el sistema de propulsión eléctrica
- Un sistema el almacenamiento, medición y entrega del propelente
- Uno o más propulsores para convertir la energía eléctrica en cinética y eyectar el propelente

A continuación se presenta una descripción de algunos de los representantes de los diferentes tipos de propulsión eléctrica:

#### 3.4.1.2.1) Electrotérmica

- Resistojet

Consiste de una tobera con un alto radio de expansión, conectado a una cámara en la que el propelente se calienta mediante conductor a través del cual pasa una corriente eléctrica. Este tipo de propulsor eléctrico utiliza los mismos efectos termodinámicos para generar un flujo de masa a alta velocidad como un propulsor químico. Para una alta velocidad de escape, debe ser alta la presión y temperatura del gas que entra por la tobera, lo que implica un calentamiento eficiente del gas. Sin embargo, dado que los gases son malos conductores del calor, sólo una fina capa en contacto con el calentador se calienta; además, el alambre irradia calor a las paredes de la cámara, y parte de la potencia se pierde, por lo que disminuye la eficiencia total [32].

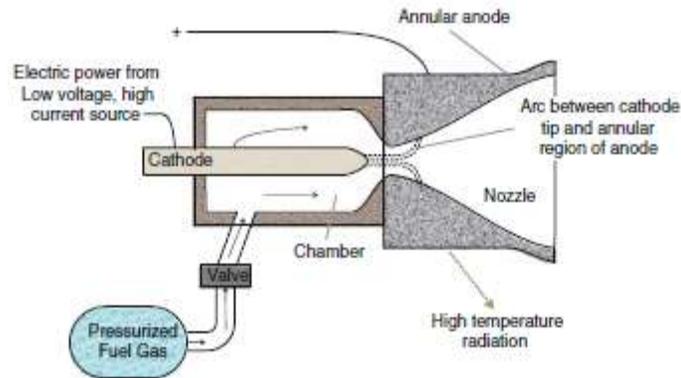


**Figura 3-7 Esquema Resistojet [8]**

- Arcjet

Para incrementar la capacidad de un propulsor electrotérmico se deben producir altas temperaturas, lo cual se puede lograr creando un arco eléctrico por el cual atraviese el propelente. Dicho arco eléctrico es generado de forma que sea contenido dentro de la de la cámara de calentamiento. Una corriente eléctrica continua de decenas o cientos de Ampere se pasan a través del flujo de gas entre un cátodo cónico y un ánodo anular en la sección inicial de la tobera de escape, generando un arco eléctrico restringido, que alcanza temperaturas de varios decenas de miles de grados en su eje. El propelente, que se inyecta y pasa a través del arco, llega a alcanzar velocidades medias de decenas de miles de metros por segundo.

Con pruebas en algunos prototipos se ha demostrado el potencial de esta clase de propulsor para misiones que requieren un alto empuje, como las transferencias de órbita y maniobras, sin embargo, la dificultad de proporcionar altos niveles de potencia en el espacio y problemas de erosión del electrodo han retrasado su aplicación [33].



**Figura 3-8 Esquema Arcjet [29]**

### 3.4.1.2.2) Electrostática

Un propelente puede ser directamente acelerado por un campo eléctrico; con el fin de evitar las limitaciones térmicas en las velocidades de escape alcanzables, derivado de su calentamiento y expansión por una tobera [34].

#### - Ion (bombardeo de electrones)

Se producen iones a partir del propelente por medio de electrones que chocan con las partículas neutras, que entran en la cámara de ionización en forma de moléculas de gas neutras y luego pasa por una región con un fuerte campo eléctrico, donde se aceleran los iones positivos. Pasan a través de una rejilla cargada, y son expulsados a una alta velocidad. Los electrones no se van, y así el sistema quedaría eléctricamente cargado, por lo tanto, se descargan en el escape para neutralizar el sistema.

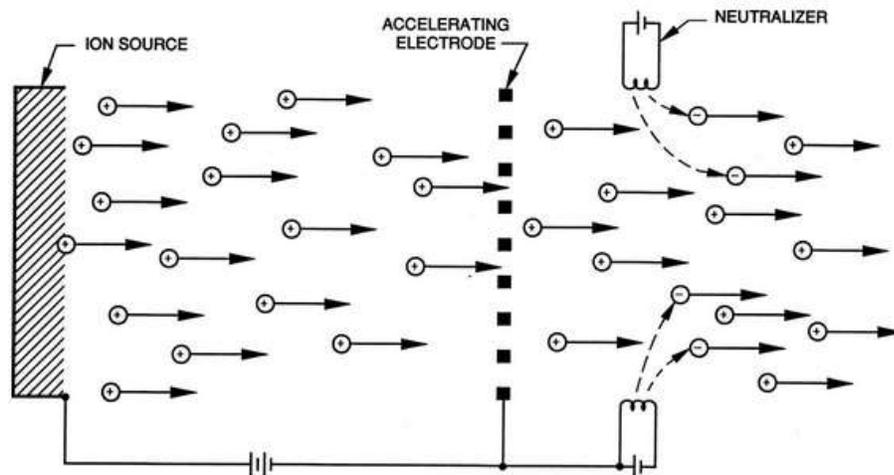
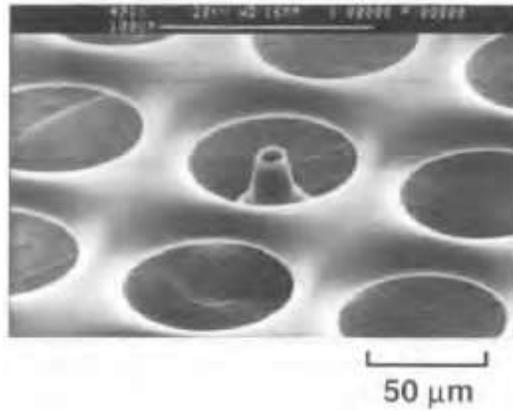


Figura 3-9 Esquemático de un propulsor iónico [33]

#### - Field emission electric propulsion (FEEP) - Coloidal (MEMS)

En un dispositivo típico FEEP, se extraen iones de un metal líquido, usandolos como propelente, que atraviesa un canal de 1µm de diámetro. Un campo eléctrico de unos pocos kilovoltios es aplicado entre el emisor y un electrodo acelerador, creando los llamados conos de Taylor, en la que hay una competencia entre las fuerzas electrostáticas y de tensión superficial, y en donde se expelen las partículas.

Otro concepto electrostático que tiene ventajas sobre FEEP, en cuanto a una alta relación empuje-potencia y propelentes más benignos, es el coloidal. Emplea líquidos no metálicos y partículas cargadas en el rango de tamaño de micras (coloides), las cuales pasan a través de un conducto y son aceleradas de la misma manera [33].

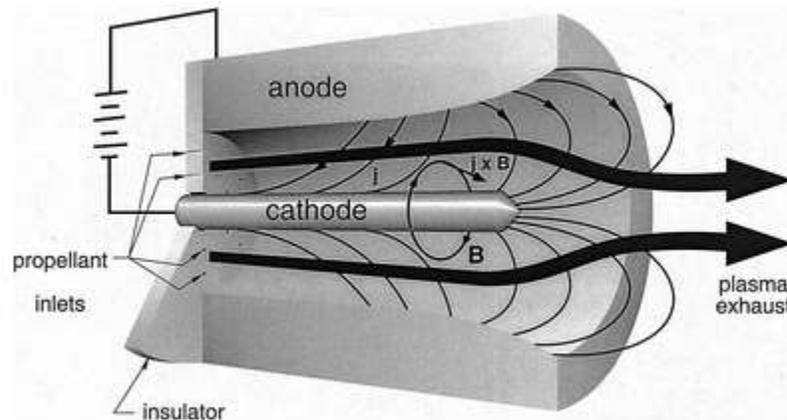


**Figura 3-10 Estructura microcapilar [27]**

### 3.4.1.2.3) Electromagnética

- *Propulsor Magnetoplasmadinamico (MPDT)*

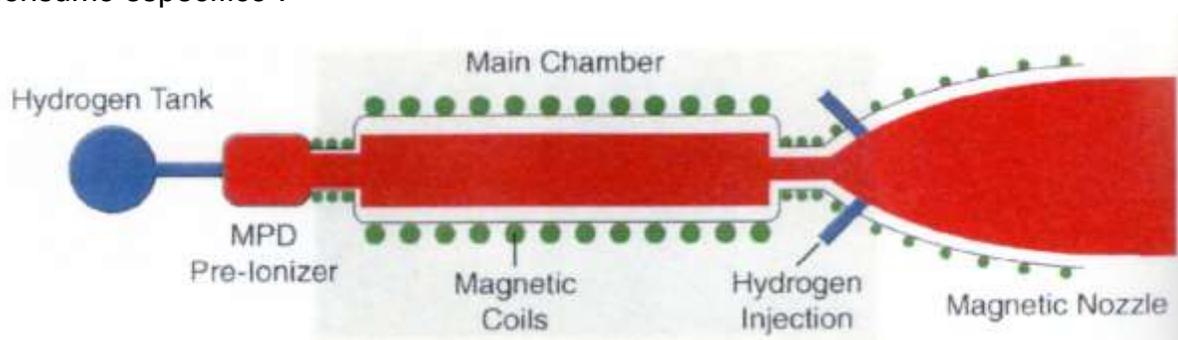
Se caracteriza por una geometría coaxial constituida por un cátodo central, un ánodo anular, y alguna forma de aislante entre los electrodos. Un propelente gaseoso es introducido en un extremo, que se ioniza por el paso a través de un arco eléctrico uniforme. Si la corriente de arco es suficientemente alta, su campo magnético asociado es suficiente para ejercer una fuerza axial en el plasma, acelerándolo y comprimiéndolo más allá de la punta del cátodo. Posteriormente el flujo de plasma se expande, produciendo el flujo de escape.



**Figura 3-11 Esquemático MPDT [33]**

Uno de los diseños dentro de esta categoría es el *Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket* (VASIMR). El propulsor emplea gas, el cual es ionizado y calentado usando ondas de radio. El plasma es aislado por campos magnéticos para permitir operar a temperaturas mayores al punto de fusión de los materiales de las paredes de la cámara, lo que permite que se puedan alcanzar altas temperaturas y a la vez obtener un alto impulso específico; para posteriormente expulsar el plasma a través de una tobera magnética.

El impulso específico puede ser modificado al cambiar la potencia de calentamiento de las ondas de radio, así como el flujo de propelente. Esto permite controlar independientemente el empuje e impulso específico producido, y ajustar el modo de operación a “bajo empuje - alto impulso específico” o “relativamente alto empuje- bajo consumo específico”.



**Figura 3-12 Concepto VASIMR [27]**

- *Efecto Hall*

Propulsor en el que un plasma de electrones es capturado por un campo magnético en una ruta casi sin colisiones, que al hacer contacto con un propelente, lo ionizan y es acelerado por el campo eléctrico generado por el efecto. En cierto sentido, este tipo de dispositivos son híbridos, aceleradores electromagnéticos-electrostáticos. Debido a que los campos magnéticos en estos dispositivos son suministrados externamente, y las densidades de flujo de masa son intrínsecamente bajas, estos propulsores pueden optimizar su funcionamiento a potencias considerablemente más bajas que los MPDT [33].

Por otro lado, el impulso específico de propulsores Hall es típicamente más bajo que el que puede conseguirse en propulsores de iones, pero la relación de empuje-potencia es superior y el dispositivo requiere un menor número de fuentes de alimentación para funcionar [31].

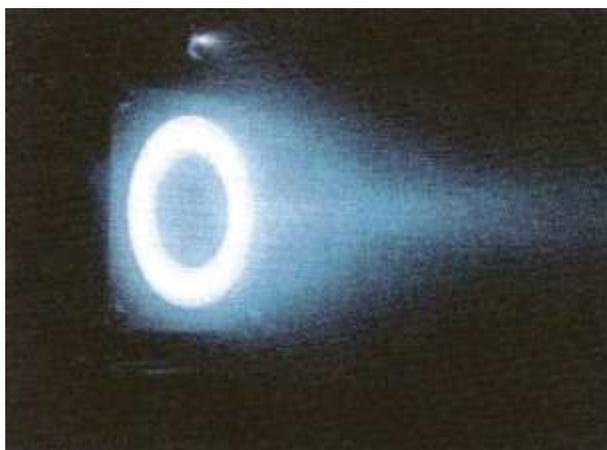


Figura 3-13 Propulsor Hall BPT-4000 [27]

### 3.4.1.3) Propulsión nuclear

#### 3.4.1.3.1) Conceptos de fisión y fusión

Las reacciones nucleares producen cambios en la estructura básica del núcleo de los átomos involucrados. En general, la reacción conserva el número total de nucleones involucrados (protones neutrones). La energía liberada en una reacción nuclear representa el incremento en la energía de enlace entre el estado inicial y final. El estado final es más estable con el incremento en la energía de enlace traduciéndose como un decremento en la masa nuclear total.

- Fisión

En un proceso de fisión un neutrón es absorbido por un átomo pesado, haciendo al átomo inestable y provocando que se divida, liberando energía en el proceso.

- Fusión

En un proceso de fusión, se hace que dos átomos ligeros se unan, tras lo cual liberan energía.

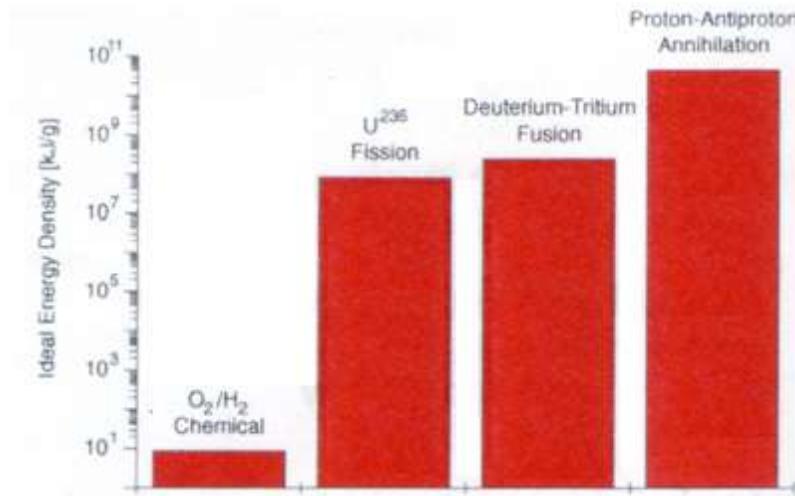
En ambas reacciones la masa de los reactivos es mayor que la masa de los productos, transformándose esa diferencia de masa en energía, en términos matemáticos [35]:

$$E = \left( \sum m_{\text{reactivos}} - \sum m_{\text{productos}} \right) c^2$$

### 3.4.1.3.2) Propulsión por fisión nuclear

Las dos clases principales, o estrategias, de sistemas de propulsión nuclear consisten tanto en la transferencia de la energía térmica de la fisión a un propelente (así como en la propulsión química) o convertirla directamente en electricidad para energizar un propulsor eléctrico.

La propulsión química se limita a unos 450s de impulso específico. Su consumo de propelente es demasiado alto para cualquier posible exploración del Sistema Solar. La alternativa viable, propulsión nuclear, tiene una densidad energética de alrededor de 10<sup>7</sup> veces más, por lo que la demanda de energía puede ser satisfecha, a pesar de que incrementa el impulso específico.



**Figura 3-14 Densidades energéticas de propelentes [27]**

Dicho de otra forma, en cuanto a la energía térmica, la propulsión nuclear duplicará el impulso específico de los cohetes químicos, alcanzando unos 900s, utilizando reactores de fisión de potencia razonable.

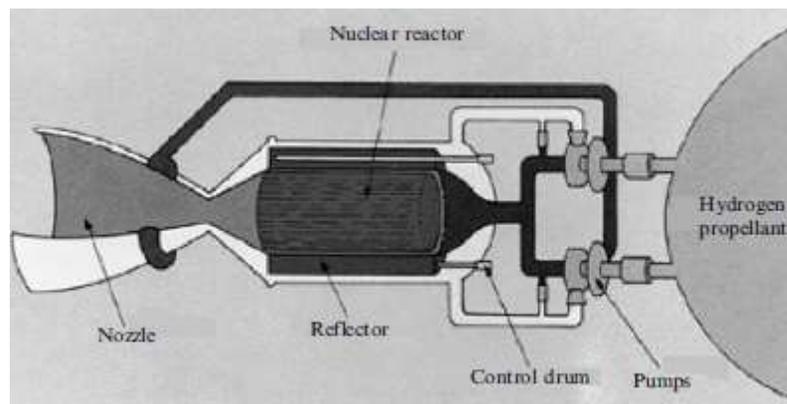
Además, el empuje que desarrollan es significativo, incluso en las decenas o cientos de kilonewtons, acercándose al desempeño de los cohetes químicos, excepto que el consumo de propelente es considerablemente inferior.

Como alternativa, la energía nuclear se puede convertir en energía eléctrica, que puede aumentar el impulso específico en un factor de >10: lo que puede permitir misiones interplanetarias actualmente no viables.

La fisión nuclear ha sido probada desde la década de 1950, y puede cumplir con los dos requisitos ideales de reducir el consumo de propelente mientras se mantiene un empuje razonable, comparable al de los cohetes convencionales. Es esta capacidad múltiple, la independencia de propelente, alto impulso específico y alta potencia en un paquete compacto, que sugiere la propulsión nuclear como el único medio posible de llegar a los planetas de nuestro Sistema Solar en una escala de tiempo aceptable [36].

- Propulsión nuclear térmica

La idea básica de un propulsor nuclear térmico es el uso de un reactor nuclear para producir energía en forma de calor que es transferida a un fluido de trabajo (gas o líquido) para calentarlo, tal como el hidrógeno, para expandirlo a través de una tobera y generar empuje. Debido a que la liberación de energía es más alta, significa que la velocidad de escape es también mucho más alta que un sistema químico, lo que permite reducción de la masa total (propelente y el reactor). Por lo tanto, una nave espacial no sólo puede tener un mejor desempeño, sino también puede llevar una carga útil mayor [37].



**Figura 3-15 Esquema propulsión nuclear térmica [36]**

Como una variante, se pueden usar radioisótopos en vez de un reactor de fisión, y aprovechar el calor que generan por su proceso de decaimiento radioactivo para producir la energía térmica necesaria.

La tecnología para cohetes nucleares ya ha sido trabajada previamente. En la década de 1960 se desarrolló el programa Rover/NERVA (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Applications) en Estados Unidos, que consistía en la investigación y el progreso tecnológico dirigido a los cohetes nucleares de aplicación espacial, enfocado al desarrollo de los componentes del sistema del motor nuclear y realización de pruebas en tierra para demostración del sistema.

El empuje principal de investigación, llevado a cabo por el diario Los Alamos National Laboratory (LANL), fue dirigida a la desarrollo de sistemas de combustible del reactor y reactores que operaría con hidrógeno a temperaturas por encima de 2200 ° K.

A lo largo del programa se desarrollaron veinte pruebas del reactor y dos a gran escala del sistema completo, comprobando la disponibilidad de la tecnología de cohetes nucleares. El motor NERVA, basado en hidrógeno líquido, con una potencia

térmica de  $>4000\text{MW}$ , a partir de las pruebas realizadas, se determinó que podía alcanzar un impulso específico de alrededor de 850s en vacío, aproximadamente el doble lo que se puede obtener con cualquier sistema químico.

Sin embargo a comienzos de la década de 1970 se cortaron los fondos de financiamiento del programa, y fue terminado oficialmente en 1973 [38].

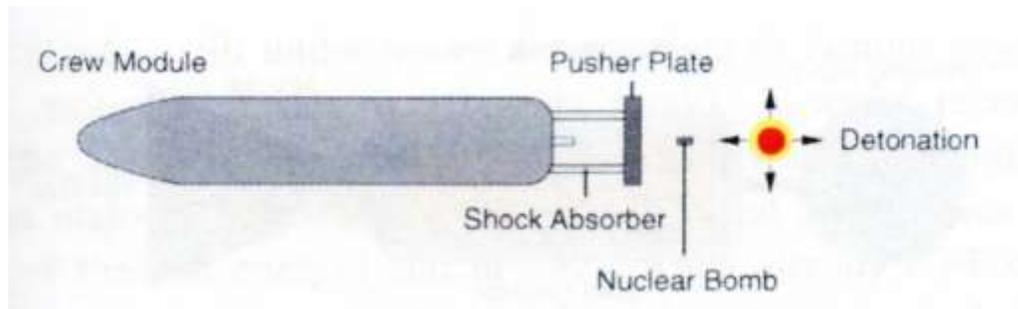


**Figura 3-16 Propulsor nuclear NERVA-1 [39]**

- *Propulsión nuclear térmica pulsada*

La idea es para detonar bombas nucleares en la parte trasera de la nave espacial, con diferente potencia quizás unos pocos segundos entre cada detonación.

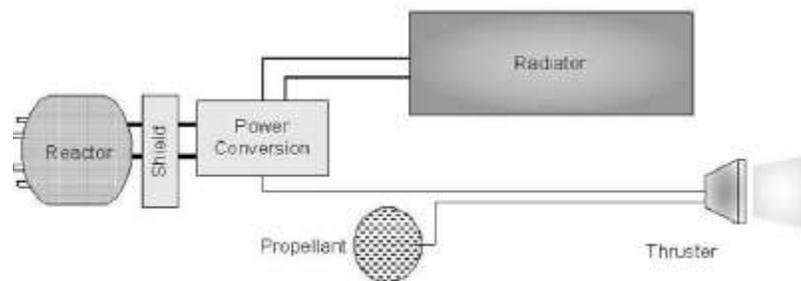
La fuente de energía se coloca a 50-100m, en la parte trasera de la nave espacial expulsándola a través de un orificio central del “empujador”. Dicho empujador consistiría de grandes placas de aluminio o acero, contando con amortiguadores neumáticos que absorben parte del impacto para resultar en una aceleración de unos pocos g para protección de los sistemas a bordo o una tripulación. Después de que los amortiguadores hubieran absorbido la energía de un ciclo de pulso, la placa de empuje vuelve a su neutral posición para el siguiente pulso [37].



**Figura 3-17 Propulsión nuclear pulsada [27]**

- Propulsión nuclear eléctrica

En lugar de calentar un fluido para proporcionar la propulsión, la otra alternativa es utilizar directamente la liberación de energía de un reactor nuclear para producir electricidad para alimentar, tanto un propulsor eléctrico, como los subsistemas que requieran de dicha energía.



**Figura 3-18 Esquema conceptual NEP [36]**

Un reactor nuclear produce (hasta el momento) sólo calor, por lo que es necesario convertirlo a una forma de energía utilizable, la electricidad entonces se obtiene por generadores convencionales, así que la eficiencia depende del sistema de conversión de energía térmica a eléctrica [36].

Se han propuesto algunas misiones ambiciosas con el uso de la tecnología de propulsión nuclear eléctrica avanzada, tal como la misión JIMO (Jupiter Icy Moons Orbiter)

Es una misión propuesta para orbitar tres de sus satélites: Europa, Ganímedes y Calisto, que pueden tener océanos subsuperficiales y, posiblemente, los ingredientes para la vida. El sistema consta de propulsores eléctricos alimentados por un pequeño reactor nuclear. Tiene como objetivos estudiar su estructura interior, la evolución y el estado actual de su superficie y del subsuelo, y su posible habitabilidad [40].



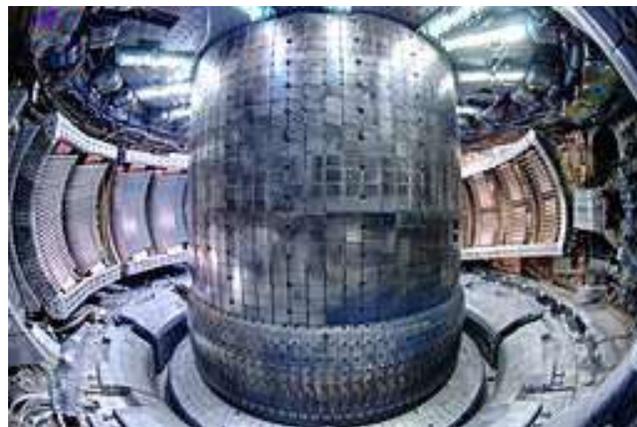
**Figura 3-19 Mision conceptual JIMO [40]**

#### 3.4.1.3.3) Fusión nuclear y propulsión

Para realizar fusión controlada hay dos métodos comúnmente usados:

- Fusión por confinamiento magnético (MCF)

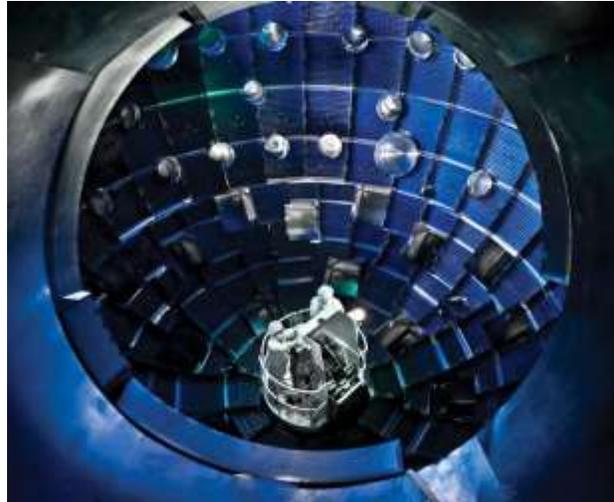
La base de MCF es el calentamiento de un gas (por microondas u otro medio) contenido dentro de una cámara de vacío, para ionizarlo y convertirlo en plasma. El plasma es entonces confinado por campos magnéticos hasta un estado de ignición. El campo magnético produce una forma de toroide para el control del plasma, realizado por un Tokamak.



**Figura 3-20 Interior del tokamak Alcator C-Mod del MIT [41]**

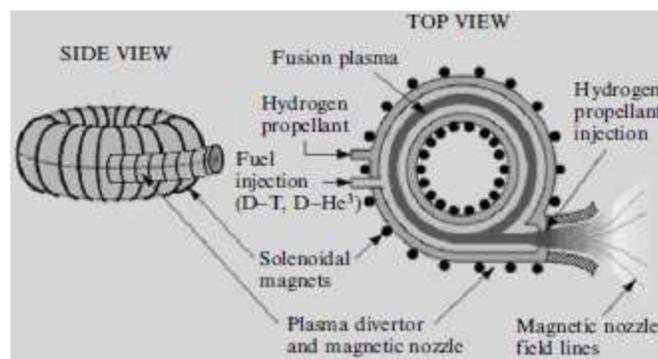
- Fusión por confinamiento inercial (ICF)

En ICF, un gas está contenido dentro de una cápsula. Rayos láser de alta energía se utilizan para comprimir la cápsula, que alcanza la densidad y temperatura suficiente para realizarse la reacción de fusión [37].



**Figura 3-21 National Ignition Facility [42]**

Respecto al primer enfoque se puede aprovechar el hecho de que la fusión genera productos con un alta energía cinética ( $\text{He}^{++}$ ,  $\text{He}^+$ ,  $e^-$ ), así que una estrategia es aprovechar directamente estas partículas, expulsándolas del reactor con toda su energía cinética adquirida, para producir empuje. De hecho, la temperatura de los productos de fusión es tan alta (unos pocos MeV) que su velocidad de escape ideal puede ser  $10^6 \sim 10^7$  m/s.



**Figura 3-22 Propulsor tokamak MCF [36]**

Otra alternativa consiste en utilizar el reactor de fusión como una fuente de energía, tanto para transferir calor a un propelente, como para acoplarlo a un generador eléctrico y alimentar a un propulsor eléctrico y otros subsistemas.

#### 3.4.1.3.4) Antimateria

La antimateria es similar a la materia, pero con carga eléctrica opuesta. Por ejemplo, un antiprotón tiene carga negativa a diferencia del protón con carga positiva. Al hacer contacto materia y antimateria se liberan grandes cantidades de energía. La densidad energética de esta reacción es la más alta conocida en la naturaleza hasta el momento: alrededor de 1.000 veces la de la fisión y alrededor de 100 veces la de la fusión. 1g de antimateria tiene un equivalente de liberación de energía de alrededor de 20.000 toneladas de combustible químico.

Algunas formas en las que un propulsor de antimateria podría funcionar sería usar los procesos de aniquilación para calentar un núcleo por el que pase el propelente, o inyectarla directamente en un fluido de trabajo, tal como el hidrógeno, y luego expandirlo [27].

El problema es que la producción de antimateria es difícil y hay que tener un modo de contenerla para que no haga contacto con materia, pero debido a esto, cualquier esquema de propulsión que emplee antimateria podría sin duda hacer accesible el espacio para la humanidad, mientras pueda ser producida y almacenada en cantidades razonables [37].

### 3.4.2) Sin propelente

#### 3.4.2.1) Velas solares

Una vela solar utiliza directamente la radiación del sol para producir empuje. Fotones y partículas son reflejadas por la vela, y el momento neto de las partículas provoca un empuje. Dos grados de libertad son suficientes para orientar la vela de modo que la fuerza neta producida por las partículas se dirija a una dirección deseada.

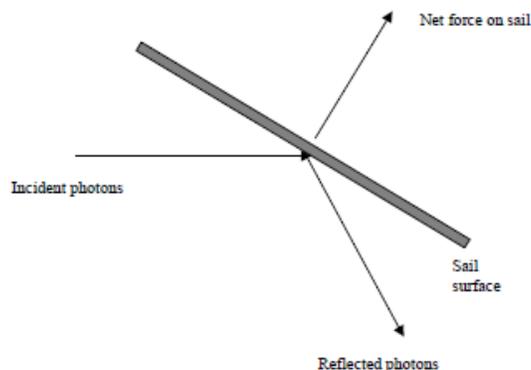
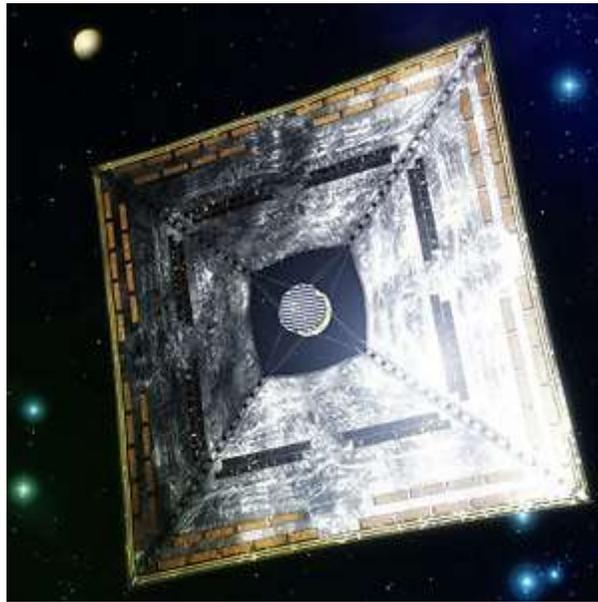


Figura 3-23 Principio de la vela solar [43]

La ventaja es que se trata de un sistema de propulsión que no requiere propelente, y se dice que el impulso específico es entonces infinito. Sin embargo, debe ser considerada la masa total del sistema, tanto del satélite propulsado como de la vela, por lo que se usan materiales ligeros y delgados, con espesores de 7.5 micrómetros o incluso menores. De igual forma debe considerarse así como un mecanismo para el despliegue de la vela una vez en órbita. Se han propuesto ideas para misiones interplanetarias aprovechando la maniobrabilidad y relativa sencillez del control de la vela [43].



**Figura 3-24 IKAROS-JAXA [44]**

#### ***3.4.2.2) Cohete de fotones***

El principio de funcionamiento es similar al de la vela solar, a diferencia que la fuente de fotones está contenida dentro del sistema, y aprovechando la energía eléctrica producida por un generador, se producen fotones cuya energía cinética se usa para producir empuje.

Con el desarrollo de generadores eléctricos de alta densidad energética y duración considerable, por ejemplo reactores de fusión nuclear, se haría realizable propulsión para misiones interestelares [27].

# 4

## MECÁNICA ORBITAL

### 4.1) Principio básico para orbitar un cuerpo

El movimiento de satélites naturales y artificiales alrededor de un objeto celeste es gobernado por dos fuerzas. Una es la dirigida hacia el centro de la Tierra debido a la fuerza de atracción gravitacional; y la otra es la fuerza centrífuga que actúa en la dirección opuesta a centro de la Tierra, que es provocada por el movimiento del satélite respecto del cuerpo principal. Es el equilibrio de estas fuerzas la razón por la cual un satélite puede mantenerse en órbita por periodos prolongados [5].

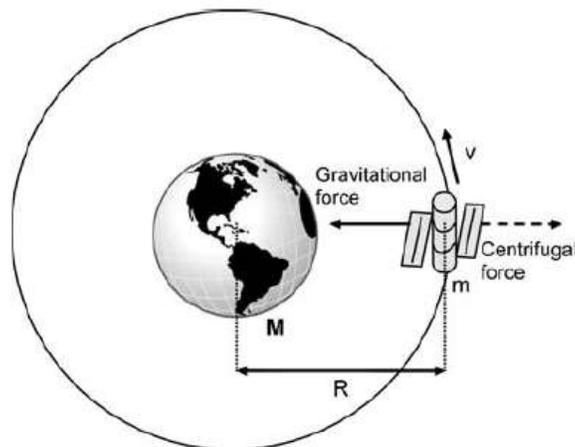


Figura 4-1 Equilibrio de fuerzas en órbita [5]

### 4.2) Gravitación y Leyes de Kepler

Explicar el movimiento de los cuerpos celestes, especialmente los planetas, ha desafiado a los observadores por muchos siglos. Los griegos intentaron describir el movimiento de los cuerpos celestes alrededor de la Tierra, en términos de movimiento circular. En 1543, Nicolás Copérnico propuso un sistema heliocéntrico (centrado en el Sol) basado en las teorías de los antiguos griegos, con los planetas siguiendo órbitas circulares. Y finalmente, Tycho Brahe recopiló una cantidad importante de datos del movimiento de los planetas, que posteriormente serían retomados por Johannes Kepler.

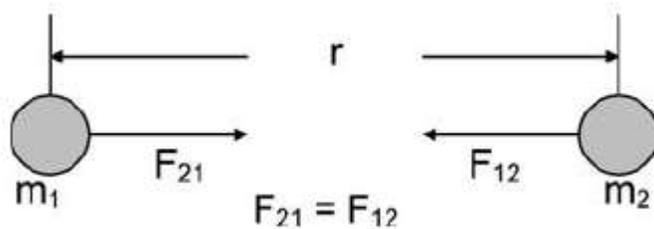
Kepler pasó varios años conciliando las diferencias entre las cuidadosas observaciones de los planetas de Tycho Brahe y el movimiento de los mismos basado en teorías anteriores. Habiendo constatado que los datos coincidían con una solución geométrica en órbitas elípticas, publicó sus dos primeras leyes del movimiento planetario en 1609 y su tercera ley en 1619.

Las tres leyes de Kepler del movimiento planetario fueron posteriormente analizadas por Newton, quien las justificó matemáticamente de acuerdo a la ley de gravitación universal, la cual dice que dos cuerpos cualesquiera con masas  $M$  y  $m$  se atraen entre ellos por una fuerza que actúa a lo largo de una línea que los une y cuya magnitud es directamente proporcional al producto de sus masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia que los separa. Matemáticamente esto es [45]:

$$\vec{F}_g = -\frac{G M m_s}{r^3} \vec{r}$$

- $\vec{F}_g$ : fuerza de atracción gravitacional
- $m_s$ : masa del satélite
- $M$ : masa del cuerpo central
- $\vec{r}$ : vector que une los centros de masa de los cuerpos
- $r$ : distancia entre los centros de masa
- $G$ : constante gravitacional

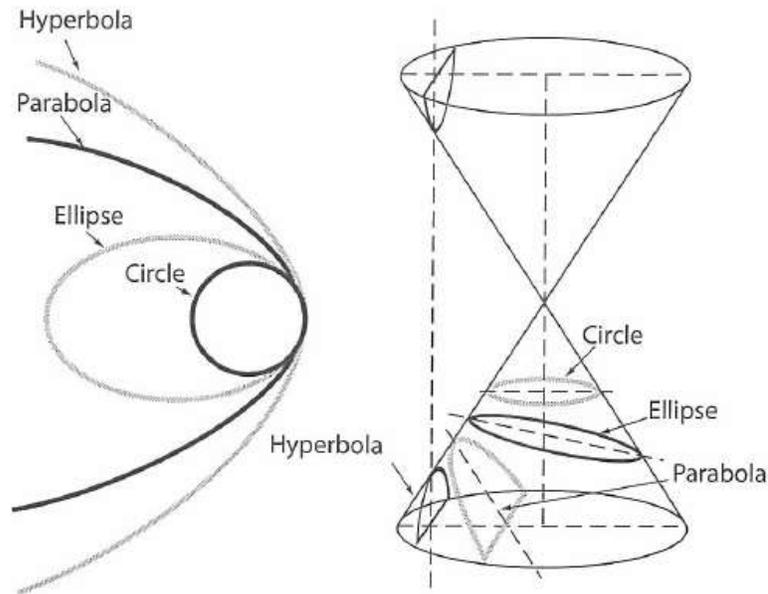
Y gráficamente es:



**Figura 4-2 Ley de Gravitación de Newton [5]**

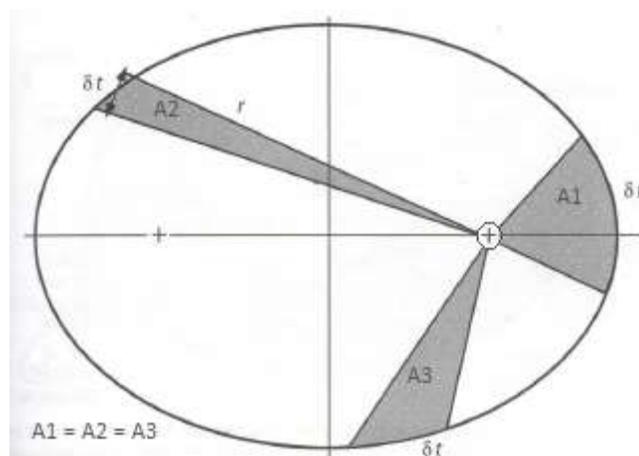
Entonces, con la colaboración de Newton, las tres leyes de Kepler son descritas de la siguiente manera:

- Primera Ley:**  
 Si dos objetos en el espacio interactúan gravitacionalmente, cada uno describe una órbita que es una sección cónica con el centro de masa en un foco. Si los cuerpos están permanentemente asociados sus órbitas son elipses, de lo contrario, las órbitas son hipérbolas.



**Figura 4-3 Secciones cónicas [9]**

- Segunda Ley:**  
 Si dos objetos en el espacio interactúan gravitacionalmente, una línea que los une barre áreas iguales en tiempos iguales.



**Figura 4-4 Segunda Ley de Kepler [9]**

- Tercera Ley:

Si dos objetos en el espacio interactúan gravitacionalmente en una trayectoria cerrada, la suma de sus masas multiplicada por el cuadrado del periodo de revolución mutua es proporcional al cubo de la distancia media entre ellos, es decir:

$$(m_s + M)P^2 = \frac{4\pi^2}{G} a^3$$

Y de la ecuación, haciendo despreciable la masa del satélite, se obtiene una expresión para el periodo orbital:

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

- a: semieje mayor de la órbita
- P: periodo orbital
- $\mu = G(M + m)$ : parámetro gravitacional

### 4.3) Elementos orbitales

En las siguientes figuras se muestran los elementos básicos con los cuales es posible definir las propiedades de un satélite que se mueve en una órbita. En este caso se ejemplifica para la tierra, pero los elementos son equivalentes para un satélite orbitando cualquier cuerpo celeste [3,45]:

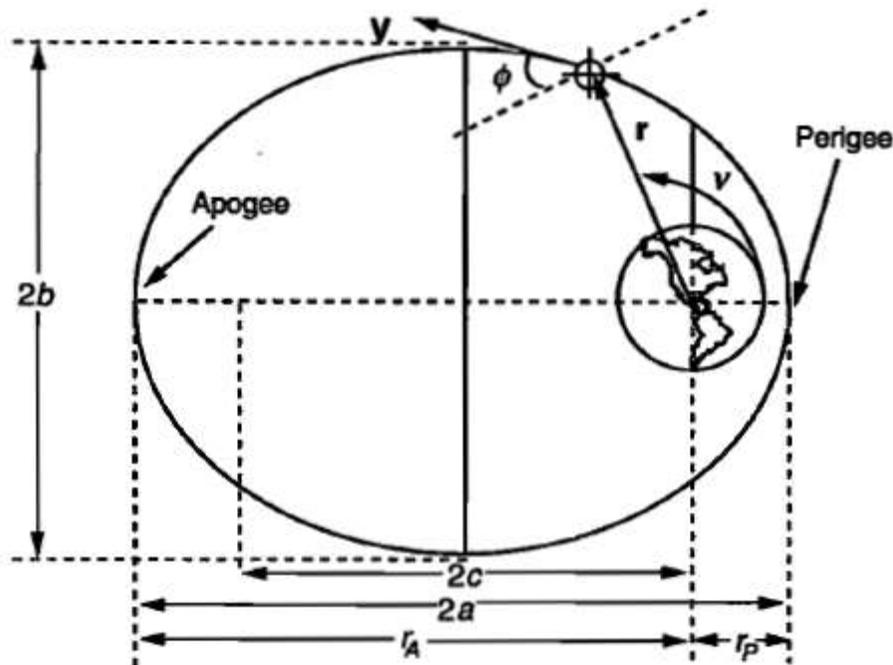
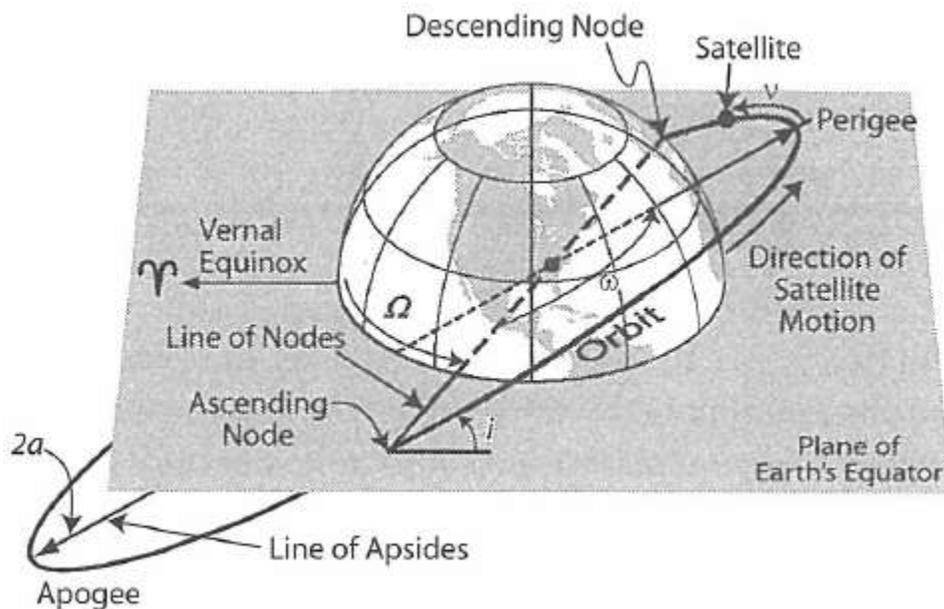


Figura 4-5 Elementos orbitales 1 [3]

- $r$ : vector de posición del satélite con respecto al centro de la Tierra
- $V$ : vector de velocidad del satélite
- $\Phi$ : ángulo de vuelo; el ángulo entre el vector de velocidad y una línea perpendicular al vector de posición
- $a$ : semieje mayor de la elipse
- $b$ : semieje menor de la elipse
- $c$ : la distancia desde el centro de la elipse a uno de sus focos
- $v$ : anomalía verdadera; ángulo medido en la dirección del movimiento del satélite, de la dirección del perigeo al vector de posición
- $r_a$ : radio de apogeo; la distancia desde el centro de la Tierra hasta el punto más lejano en la elipse
- $r_p$ : radio del perigeo; la distancia desde el centro de la Tierra hasta el punto más cercano a la Tierra
- periapsis: punto de la órbita que se encuentra a menor distancia del centro de masa (para el caso de una órbita terrestre se le llama perigeo)
- apoapsis: punto de la órbita que se encuentra a mayor distancia del centro de masa (para el caso de una órbita terrestre se le llama apogeo)

Considerando una vista en 3 dimensiones se pueden visualizar algunos elementos adicionales:



**Figura 4-6 Elementos orbitales 2 [9]**

- $i$ : ángulo de inclinación; formado entre el plano de la órbita y el plano ecuatorial
- plano ecuatorial: plano perpendicular al eje de giro de la tierra que contiene al centro de masa
- $\omega$ : argumento del perigeo; ángulo entre el vector formado del centro de masa al nodo ascendente y el vector del centro de masa al perigeo, en dirección del movimiento del satélite
- nodo ascendente: punto en el que el satélite cruza el plano ecuatorial de sur a norte
- nodo descendente: punto en el que el satélite cruza el plano ecuatorial de norte a sur
- línea de nodos: línea que une nodos ascendente y descendente (intersección del plano orbital con el plano ecuatorial)
- línea de ápsides: línea que une los puntos de mayor y menor distancia de la órbita respecto del centro de masa
- $\gamma$ : equinoccio vernal; posición en que se encuentra el sol el primer día de primavera, en dirección de la línea que se forma en la intersección entre el plano ecuatorial y el plano eclíptico.
- $\Omega$ : ascensión recta del nodo ascendente (RAAN): ángulo medido en el plano ecuatorial, que va del equinoccio vernal al nodo ascendente
- plano eclíptico: plano en el que se encuentra la órbita de la tierra alrededor del sol

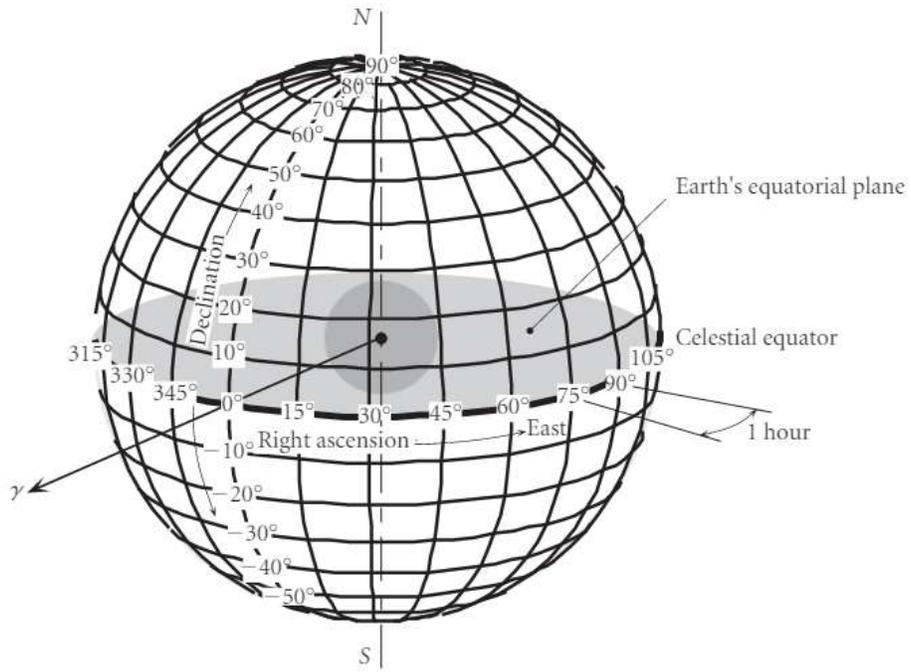
Otro elemento importante es la excentricidad, que se refiere a la forma que toma la trayectoria, y cuyo valor define si es una cerrada o abierta. Puede ser determinada como:

$$e = \frac{c}{a} = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} = 1 - \frac{rp}{a} = \frac{ra}{a} - 1$$

Por otro lado, la ascensión recta y declinación son dos ángulos que permiten ubicar en el espacio a un objeto de interés. Para la perspectiva de un observador en la superficie terrestre, los objetos en el cielo de la noche aparecen como puntos en una esfera celeste que rodea la tierra. Los polos norte y sur de esta esfera fija corresponden a las de la Tierra en rotación dentro de ella. Coordenadas de latitud y longitud se utilizan para localizar los puntos de la esfera celeste de la misma manera que en la superficie de la tierra. La proyección del plano ecuatorial de la Tierra hacia el exterior en la esfera celeste define el ecuador celeste.

El equinoccio vernal ( $\gamma$ ), que se encuentra en el ecuador celeste, es el origen para la medición del ángulo correspondiente a la longitud, llamado ascensión recta ( $\alpha$ ), que se mide a lo largo del ecuador celeste en dirección este del equinoccio vernal. (La ascensión recta se suele medir en horas en lugar de grados, donde 24 horas es igual a  $360^\circ$ ).

La latitud de la esfera celeste se denomina declinación ( $\delta$ ), y se mide a lo largo de un meridiano en grados, positivo al norte del ecuador y negativo al sur [46].



**Figura 4-7 Ascensión recta y declinación [46]**

#### 4.4) Body-plane (B-plane)

Para realizar una maniobra de transferencia de un cuerpo celeste a otro puede definirse un sistema de coordenadas en el cuerpo destino que permite obtener parámetros necesarios para así incluirlos en el cálculo de la trayectoria que seguirá el satélite para que al hacer una maniobra eventualmente se encuentre con el cuerpo en cuestión.

Una manera de hacerlo es con el llamado B-Plane, un plano que contiene el foco de una trayectoria hiperbólica ideal que recorre el satélite al pasar cerca del cuerpo destino, donde la asíntota que define la trayectoria es perpendicular a dicho plano. El foco, así como las asíntotas entrantes y salientes, están contenidos dentro del plano de la trayectoria [47].

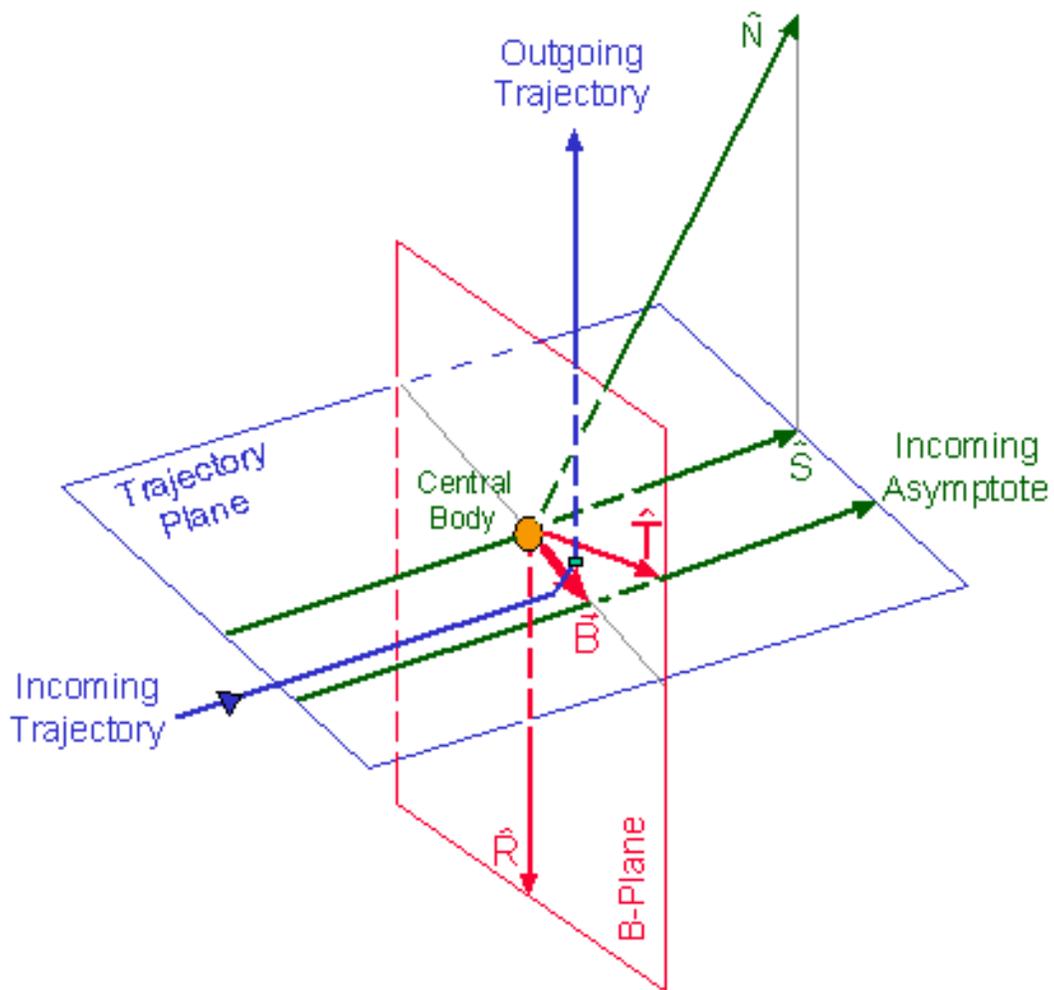
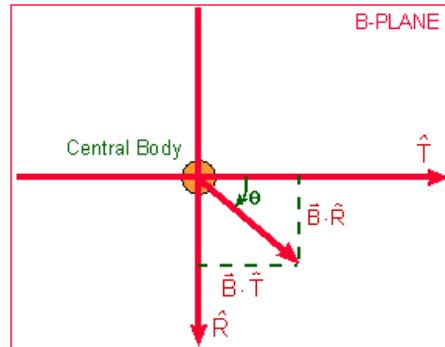


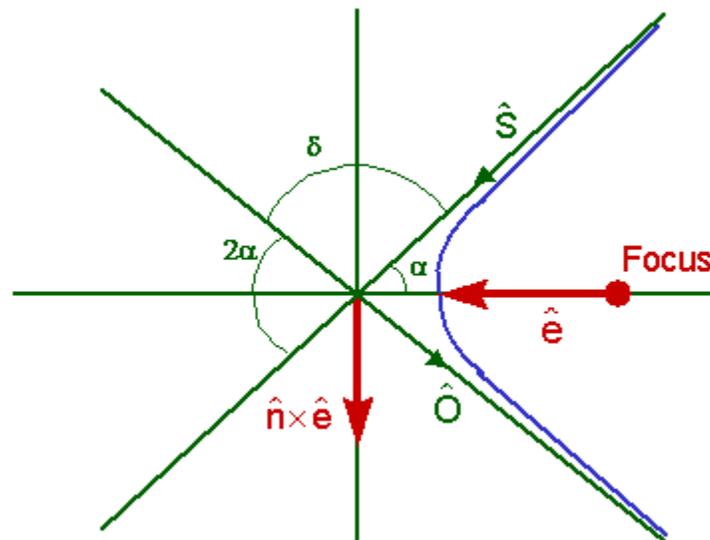
Figura 4-8 Planos de referencia para B-plane [47]

La intersección del B-Plane y el plano de trayectoria definen una línea en el espacio, la cual contiene al vector  $\mathbf{B}$ , que va del foco al punto donde la asíntota entrante atraviesa el plano. Para definirlo se emplean dos vectores llamados  $\hat{\mathbf{R}}$  y  $\hat{\mathbf{T}}$  contenidos en el B-Plane, vectores que a su vez dependen del vector  $\hat{\mathbf{S}}$  para definirlos.



**Figura 4-9 B-Plane [47]**

En la siguiente figura se observa una vista del plano de trayectoria donde se observan los elementos necesarios para definir los vectores



**Figura 4-10 Plano de trayectoria [47]**

Para definir al vector  $\hat{\mathbf{S}}$  las expresiones son:

$$\hat{\mathbf{S}} = (\cos \alpha) \hat{\mathbf{e}} + (\sin \alpha) (\hat{\mathbf{n}} \times \hat{\mathbf{e}})$$

$$\hat{\mathbf{e}} = \left( \frac{v^2}{\mu} - \frac{1}{r} \right) \hat{\mathbf{r}} - \frac{(\hat{\mathbf{r}} \cdot \hat{\mathbf{v}})}{\mu} \hat{\mathbf{v}} \quad ; \quad \alpha = \cos^{-1} \left( \frac{1}{e} \right) \quad ; \quad \hat{\mathbf{n}} = \frac{\hat{\mathbf{r}} \times \hat{\mathbf{v}}}{|\hat{\mathbf{r}} \times \hat{\mathbf{v}}|}$$

- $\alpha$  : medio ángulo de desviación
- $\hat{n}$ : vector normal a la trayectoria
- $\bar{e}$ : vector excentricidad
- $e$ : módulo del vector excentricidad
- $\bar{r}$  : vector de posición del satélite
- $\bar{v}$  : vector de velocidad del satélite

Entonces en función de  $\hat{S}$ , ya es posible determinar los vectores  $\hat{T}$  y  $\hat{R}$  :

$$\hat{T} = \hat{S} \times \hat{N}$$

$$\hat{R} = \hat{S} \times \hat{T}$$

- $\bar{N}$  : vector normal a la órbita del cuerpo central

El vector  $\bar{B}$  en función de los parámetros geométricos de la trayectoria

$$\hat{B} = \hat{S} \times \hat{n}$$

$$\bar{B} = b (\hat{S} \times \hat{n})$$

$$a = \left( \frac{2}{r} - \frac{v^2}{\mu} \right)^{-1} ; \quad b = |a| \sqrt{(e^2 - 1)}$$

- $a$  : semieje mayor de la hipérbola
- $b$  : semieje menor de la hipérbola

O puede expresarse también en función de la proyección en los vectores  $\hat{T}$  y  $\hat{R}$ :

$$\bar{B} \begin{cases} B_T = \bar{B} \cdot \bar{T} \\ B_R = \bar{B} \cdot \bar{R} \end{cases}$$

La finalidad de determinar a  $\bar{B}$  es obtener un vector adicional a partir del centro del cuerpo alrededor del cual se hace la maniobra, con lo que se puede obtener un valor numérico de la posición del satélite respecto del sistema de referencia situado en el cuerpo del que parte la trayectoria, para así poder resolver las ecuaciones de movimiento del satélite. Por ejemplo, para un satélite que parte de la tierra hacia la luna, el B-Plane se define con la luna como cuerpo central, mientras que las coordenadas de referencia se dan respecto al centro de la tierra.

## 4.5) Órbitas de Kepler

Una órbita de Kepler considera que la gravedad es la única fuerza que actúa en el sistema, el cuerpo central es esférico con una masa mucho mayor a la del satélite, y que el cuerpo central y el satélite son los únicos cuerpos que interactúan en el sistema. (Problema de Dos Cuerpos) [9].

Se caracterizan por dos valores que permanecen constantes:

### 4.5.1) Energía total específica

Es una ecuación que describe el total de energía mecánica de un satélite en órbita, que es la suma de energía cinética y energía potencial por unidad de masa

$$\varepsilon = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a}$$

El término  $-\frac{\mu}{r}$  corresponde a la energía potencial, que se define como cero en el infinito y como negativa a cualquier distancia menor a infinito. Hasta este punto cualquier energía mecánica sería negativa. El término  $\frac{V^2}{2}$  corresponde a la energía cinética, que depende de la velocidad del satélite.

Conforme la energía total se acerca a cero (incremento en la energía cinética), la trayectoria que describe el satélite pasa de ser una elipse a aproximarse a la forma de una parábola. Y cuando la magnitud de la energía cinética supera a la energía potencial, el satélite pasa a una trayectoria hiperbólica de escape respecto del cuerpo principal. En la siguiente tabla se resume lo antes descrito.

**Tabla 4-1 Parámetros de secciones cónicas [9]**

Sección cónica	Energía total ( $\varepsilon$ )	Excentricidad (e)	Velocidad (V)
Círculo	< 0	= 0	$= \sqrt{\frac{\mu}{r}}$
Elipse	< 0	$0 < e < 1$	$= \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$
Parábola	= 0	= 1	$= \sqrt{\frac{2\mu}{r}}$
Hipérbola	> 0	> 1	$= \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$

#### 4.5.2) Momentum angular específico

Es el momentum angular total dividido por su masa. Se define como el producto cruz de los vectores de posición y velocidad:

$$\bar{h} = \bar{r} \times \bar{v}$$

De acuerdo a la segunda Ley de Kepler el vector de momentum angular es constante en magnitud y dirección para el Problema de Dos Cuerpos. Además esto quiere decir que el plano orbital permanece fijo en relación a la masa principal.

Además también se puede observar que la velocidad cambia en diferentes puntos de una órbita elíptica, y sin embargo se mantiene constante el momentum angular: en el periapsis se tiene una mayor velocidad con una menor distancia, mientras que en el apoapsis hay una velocidad menor con una mayor distancia. En el caso de órbitas circulares la velocidad se mantiene constante en cualquier punto.

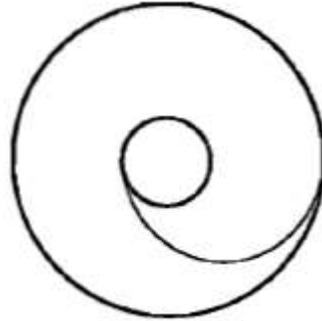
#### 4.6) Maniobras orbitales

Si queremos hacer una maniobra para pasar a una órbita con un nivel de energía distinto es necesario proporcionar la diferencia de energía para ello, por ejemplo con un sistema de propulsión, asistencia gravitacional, o haciendo uso de la atmosfera presente en el medio.

Pueden ocurrir dos situaciones en una órbita de transferencia: un cambio en la energía total del satélite (cambio en la magnitud de la órbita), o un cambio de dirección sin cambiar la energía total (cambio de inclinación de la órbita). La energía total de una órbita Kepleriana depende sólo del semieje mayor. En consecuencia, sólo órbitas que cambian su altitud media, como una transferencia de LEO a GEO, requieren la adición de energía al satélite.

Usualmente se busca cambiar la órbita de un satélite utilizando la menor cantidad de energía que comúnmente conduce a la utilización de una transferencia de Hohmann, aunque otros objetivos pueden tener influencia para la selección de una órbita de transferencia. Por ejemplo, podemos reducir el tiempo de transferencia con respecto a una órbita Hohmann mediante el uso de energía adicional. Estas transferencias no son comunes, pero pueden ser convenientes si se busca que el tiempo de transferencia sea menor, por ejemplo para una misión tripulada.

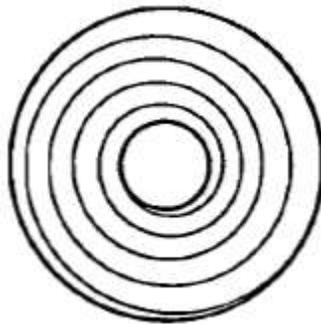
Las órbitas de Hohmann son realizadas por sistemas de propulsión con un alto empuje, como es el caso de la propulsión química, que cuenta con un impulso específico bajo, lo cual implica que se requieren cantidades considerables de propelente para poderse llevar a cabo, con la ventaja de que el tiempo de transferencia hasta la órbita final es bajo.



**Figura 4-11 Transferencia de Hohmann [3]**

Los sistemas de propulsión eléctrica cuentan con valores de impulso específico considerablemente más altos a la propulsión química. Esto permite realizar maniobras con un consumo de propelente menor, y a su vez disminuir el coste de la misión al reducir la masa total del satélite. Sin embargo, la duración de la transferencia de órbita puede incrementarse ya que generalmente el empuje proporcionado es menor a los sistemas de propulsión químicos.

Se puede tener al propulsor operando de manera continua, aumentando gradualmente la dimensión de la órbita hasta alcanzar la altura deseada, que se ilustra en la siguiente figura [3].



**Figura 4-12 Transferencia espiral [3]**

Hay otros tipos de maniobras que pueden ser empleadas para modificar la órbita de un satélite, las cuáles se tratan más a detalle en las referencias citadas.

## 4.7) Perturbaciones Orbitales

Para cuerpos que orbitan la tierra o cualquier otro objeto celeste, hay cuatro tipos de perturbaciones que pueden modificar el movimiento orbital ideal descrito por las ecuaciones de Kepler [48]:

### 4.7.1) Anomalías gravitacionales

Los cuerpos celestes usualmente no son totalmente esféricos, en el caso de la tierra, se dice que su forma es aproximadamente la de un esferoide ensanchado en el ecuador, en otras palabras, el diámetro ecuatorial no es constante y es alrededor de 20-40 km mayor que el diámetro polar; además de que se cuentan con montañas y valles que modifican en cierto grado la distribución de masa del planeta y la densidad promedio del planeta no es uniforme.

Esto provoca que el campo gravitacional de la tierra no sea uniforme alrededor de la tierra, que a su vez provoca que haya variaciones en la fuerza gravitacional que actúa en el satélite en diferentes puntos de la órbita [5].

Para corregir parcialmente las variaciones en el campo gravitacional teórico del real se han desarrollado algunos modelos que se basan en aproximar la forma del planeta al de un elipsoide, siendo el modelo WGS84 (World Geodetic System 1984) uno de los empleados para este propósito.

El sistema de coordenadas del WGS84 es diestro y considera al centro de masa como origen fijo, con el vector X en dirección del meridiano cero, vector Z en dirección del polo norte geográfico, y vector Y como ortogonal a los dos anteriores para completar el sistema:

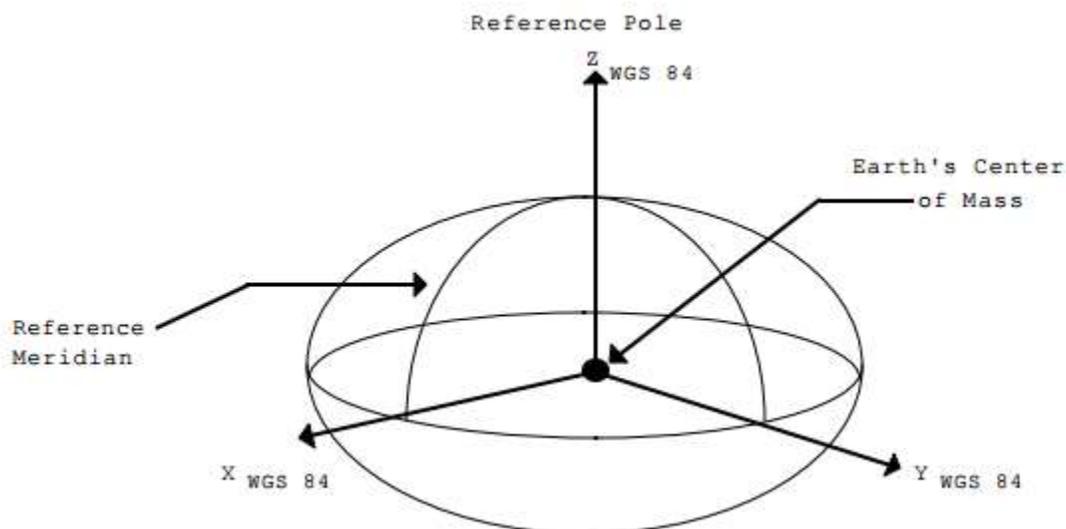
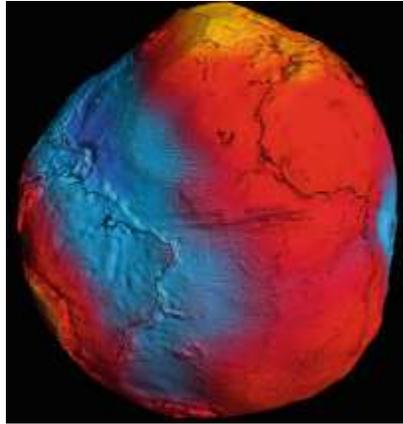


Figura 4-13 Aproximación de la forma de la tierra con el modelo WGS84 [49]

Se han lanzado satélites con el propósito de mapear las variaciones en el campo gravitacional de la tierra. Uno de ellos es el satélite GOCE (Gravity field and steady-state Ocean Circulation Explorer) de la ESA (European Space Agency), obteniendo imágenes de una forma aproximada de la tierra según los datos recopilados:



**Figura 4-14 Fig. Mapeo del campo gravitacional de la Tierra [29]**

La manera de definir el campo gravitacional con este elipsoide considera tanto la fuerza de gravedad como la fuerza centrífuga debido a la rotación del planeta (igual a cero si un cuerpo en cuestión no se encuentra en la superficie del planeta), entonces el potencial gravitacional total es respectivamente:

$$W = V + \Phi$$

Y donde:

$$V = \frac{GM}{r} \left[ 1 + \sum_{n=2}^{n_{max}} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a}{r}\right)^n \bar{P}_{nm}(\sin \phi') (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \right]$$

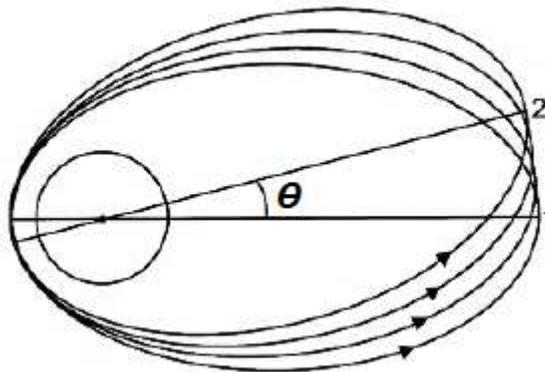
$$\Phi = \frac{1}{2} \omega^2 (x^2 + y^2)$$

- r: distancia al centro de masa de la tierra
- a: semieje mayor del elipsoide WGS84
- n,m : grado y orden
- $\phi'$ : latitud geocéntrica
- $\lambda$ : longitud geocéntrica
- $\bar{C}_{nm}$  ,  $\bar{S}_{nm}$ : coeficientes gravitacionales normalizados
- $\bar{P}_{nm}(\sin \phi')$ : función asociada de Legendre normalizada
- $\omega$ : velocidad angular de la tierra

Las ecuaciones anteriores son de carácter ilustrativo para dar una idea preliminar del cómputo de las variaciones en el campo gravitacional dependiendo de la posición en órbita. Para conocer el desarrollo matemático y los significados particulares de los coeficientes y parámetros involucrados, consultar la referencia correspondiente [49].

Hay 2 efectos causados por las anomalías gravitacionales, para el caso de la tierra o cualquier cuerpo celeste irregular:

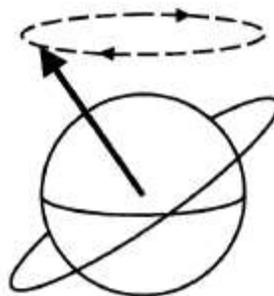
- Precesión del perigeo  
El satélite es acelerado más en puntos de la órbita que pueden ser diferentes del periapsis original, lo que provoca que se desvíe el apoapsis de su ubicación inicial, y a su vez modificando la ubicación del periapsis haciendo rotar la órbita respecto de su foco.



**Figura 4-15 Ángulo  $\theta$  por precesión del perigeo tras múltiples revoluciones [48]**

- Regresión de nodos  
La forma irregular provoca un efecto de precesión que desvía la dirección del vector normal a la órbita, haciendo que el vector describa una trayectoria circular que a su vez es paralela al plano ecuatorial.

Esta desviación en la órbita es dependiente de la altura a la que se encuentre el satélite, siendo su efecto más considerable en órbitas bajas.

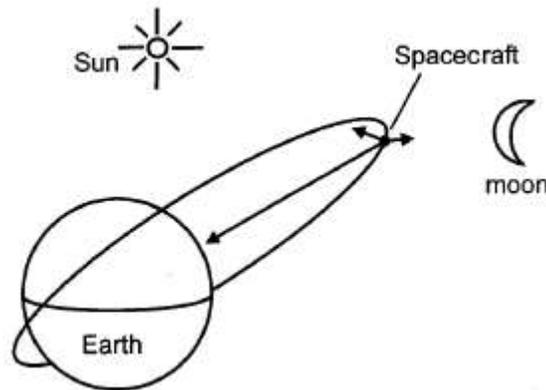


**Figura 4-16 Precesión del eje normal a la órbita [48]**

#### 4.7.2) Fuerza por cuerpos terceros

Son causadas por la influencia de un cuerpo celeste externo que se encuentra lo suficientemente cerca de la órbita para que su gravedad modifique el movimiento de un satélite en órbita.

Para el caso de satélites orbitando la tierra, la luna y el sol son los objetos que tienen un mayor efecto en este aspecto. Si el satélite se encuentra orbitando cerca de la tierra en una órbita baja, son negligibles los efectos de los cuerpos externos, pero por ejemplo en una órbita elíptica con alta excentricidad, al alejarse el satélite en dirección del apoapsis, los efectos de las fuerzas de atracción de la luna y el sol juegan un papel más importante al aumentar la distancia respecto del centro del planeta.



**Figura 4-17 Perturbaciones gravitacionales importantes para una órbita terrestre [48]**

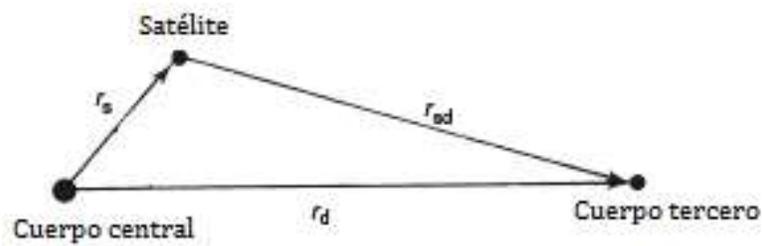
Los efectos que pueden presentarse son modificaciones la inclinación del plano orbital y oscilaciones en el tamaño y forma de la órbita.

La aceleración provocada por un la perturbación de un tercer cuerpo es [8]:

$$\overline{a_{3rd}} = \mu_d \left( \frac{\overline{r_{sd}}}{r_{sd}^3} - \frac{\overline{r_d}}{r_d^3} \right) = \mu_d \left( \frac{\overline{r_d} - \overline{r_s}}{\|\overline{r_d} - \overline{r_s}\|^3} - \frac{\overline{r_d}}{\|\overline{r_d}\|^3} \right)$$

- $\overline{a_{3rd}}$ : aceleración por un tercer cuerpo
- $\mu_d$ : parámetro gravitacional del tercer cuerpo
- $\overline{r_{sd}}$ : vector del satélite al cuerpo tercero
- $\overline{r_d}$ : vector del cuerpo central al cuerpo tercero
- $\overline{r_s}$ : vector de posición del satélite en órbita

De manera gráfica:

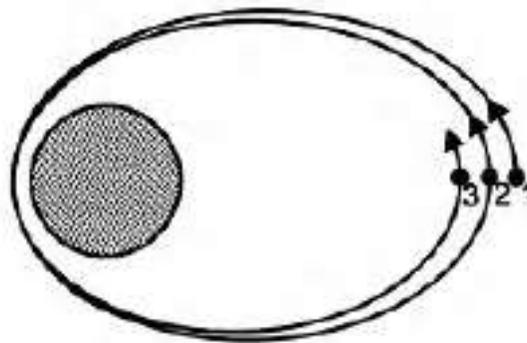


**Figura 4-18 Perturbación gravitacional por cuerpo tercero [8]**

### 4.7.3) Fuerza Aerodinámica

La presencia de una atmósfera provoca que haya una fuerza en sentido contrario al movimiento del satélite. Esta fuerza es directamente proporcional tanto a la densidad de la atmósfera que se encuentre durante la trayectoria, como de la velocidad a la que se mueva sobre la trayectoria.

Por ejemplo, al moverse un satélite en una órbita elíptica como la de la figura, al acercarse el satélite al periapsis, la fuerza de arrastre de la atmósfera provoca que haya una pérdida de energía y al moverse hacia el apoapsis, alcance una menor altura. El efecto se repite en cada órbita, y se ilustra en la figura.



**Figura 4-19 Descenso del apoapsis [48]**

La actividad solar puede modificar las condiciones de la atmósfera: cuando ésta se incrementa aumenta la densidad de la atmósfera para una determinada altitud, haciendo que el efecto de arrastre atmosférico sea mayor. Dependiendo del tipo de misión puede ser un factor importante a considerar durante la fase de planeación.

La ecuación que describe la aceleración causada por el efecto aerodinámico es [47]:

$$\overline{a_{aero}} = - C_D \left( \frac{A_D}{m_s} \right) \left( \frac{\rho}{2} \right) v^2 \frac{\vec{v}}{\|\vec{v}\|}$$

- $C_D$  : Coeficiente de arrastre aerodinámico
- $A_D$  : área de la sección transversal al vector velocidad
- $m_s$  : masa del satélite
- $\rho$  : densidad de la atmósfera
- $\vec{v}$  : vector velocidad del satélite, cuya magnitud es la velocidad relativa a la atmósfera

El coeficiente de arrastre se comenzó a investigar a principios de los años 60 (Sentman, 1961; Kork, 1962), aplicado principalmente para utilizar en los programas de desarrollo de misiles balísticos intercontinentales (ICBM).

De acuerdo a Gaposchkin (1994), el coeficiente de arrastre está relacionado con la forma, pero en última instancia es un parámetro difícil de definir; explica que se ve afectado por una compleja interacción de reflexión de las partículas incidentes, contenido molecular de la atmósfera y orientación del satélite.

Ha sido costumbre de utilizar un coeficiente aerodinámico de 2.2 para satélites de forma compacta. Este valor se basa en estudios de Cook (1966), que derivan un valor promedio considerando que los satélites tienen una variedad de formas y pueden ir girando de maneras diferentes [50,51].

#### 4.7.4) Presión por Radiación Solar

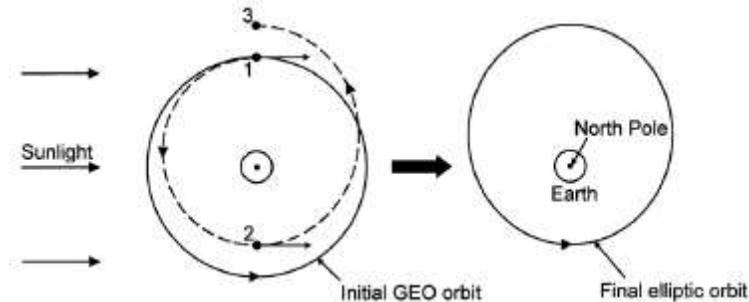
Los fotones emitidos por una fuente de luz provocan una presión sobre una superficie, es decir, una fuerza por unidad de área. Para el caso del sol, esta fuerza empuja al exterior de él.

La magnitud de la fuerza disminuye conforme aumenta la distancia al sol, así como la actividad solar en ese momento, la orientación de la órbita y la forma en que incide la luz sobre la superficie. A pesar de que la magnitud es pequeña, el efecto es continuo mientras la luz incida sobre el satélite, haciendo que se acumule el efecto y modificando eventualmente la trayectoria original.

Además, también hay otros campos de radiación electromagnética a los que está sometido un satélite en órbita, que son el albedo de la tierra (luz solar reflejada por la atmósfera), y emisión infrarroja de la tierra (provocada por el centro del planeta que se encuentra a temperaturas altas). Sin embargo, la presión por radiación solar es mayor en

magnitud a las anteriores, por lo que se suelen considerar solo en aplicaciones de órbitas bajas donde se requiera alta precisión, como en los telescopios espaciales [8].

Para el caso de una órbita geoestacionaria, el efecto de la presión solar en el punto 1 disminuye ligeramente la energía orbital, y al llegar al punto 2 provoca un incremento en la velocidad, haciendo que eventualmente la órbita tenga un apogeo en el punto 3. El resultado es un cambio de excentricidad, que requiere de considerables revoluciones; esto suele corregirse periódicamente con ayuda del sistema de propulsión.



**Figura 4-20 Perturbación por SRP [48]**

La manera en que incide la luz en el satélite por su forma, la inclinación y orientación de la órbita respecto del sol, y los periodos de luz y sombra, afectan el cómo es modificada la trayectoria original.

La ecuación que describe la aceleración causada por el efecto solar que se suele usar como aproximación (para una forma esférica) es [47]:

$$\overline{a_{SRP}} = -K C_R \left( \frac{A_R}{m_s} \right) \left( \frac{L_S}{4 \pi c r_{sun}^2} \right) \frac{\overline{r_{sS}}}{\|\overline{r_{sS}}\|}$$

- $K$  : fracción del disco solar visible en la ubicación del satélite
- $C_R$  : Coeficiente para radiación solar =  $1 + \epsilon$  , donde  $\epsilon$  es la reflectividad de la superficie
- $A_R$  : área de la sección transversal expuesta al sol
- $m_s$  : masa del satélite
- $L_S$  : luminosidad del sol
- $c$  : velocidad de la luz
- $r_{sun}$  : distancia del satélite al sol
- $\overline{r_{sS}}$  : vector dirigido del centro de masa del satélite al centro de masa del sol

El parámetro de reflectividad varía dependiendo del tipo de superficie, y se consideran cuatro efectos dependiendo de cómo interactúa la luz con la superficie [50]:

- Reflexión especular  
Donde las partículas incidentes son reflejadas con el mismo ángulo. ( $\epsilon = 1$ )

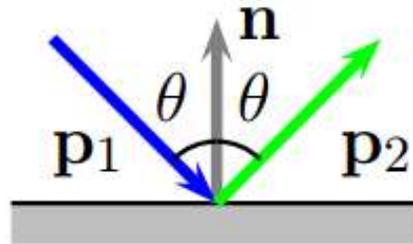


Figura 4-21 Reflexión especular (SRP) [50]

- Reflexión difusa  
Desviación de las partículas en diferentes ángulos ( $0 < \epsilon < 1$ )

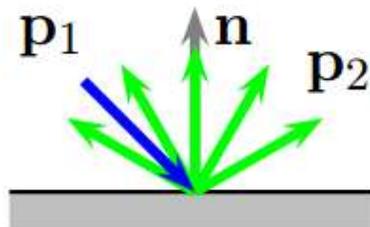


Figura 4-22 Reflexión difusa (SRP) [50]

- Absorción  
Las partículas no son reflejadas ( $\epsilon = 0$ )

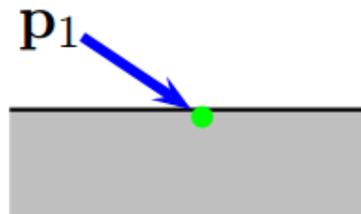


Figura 4-23 Absorción (SRP) [50]

- Transparencia  
Se atraviesa el material sin desviarse ( $\epsilon = -1$ )

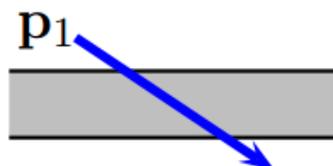


Figura 4-24 Transparencia (SRP) [50]

Dependiendo del tipo de material este parámetro se modifica, mostrándose en la siguiente tabla algunos valores típicos:

**Tabla 4-2 Parámetros de reflectividad [50]**

<b>Material</b>	<b><math>\epsilon</math></b>	<b><math>C_R \cong 1 + \epsilon</math></b>
Panel solar	0.21	1.21
Antena H-G	0.30	1.30
Vela solar Al-Mylar	0.88	1.88

Entonces, el coeficiente de radiación solar depende de que tan reflectivas sean las diferentes superficies en donde incide luz, por lo que es un parámetro difícil de determinar de manera precisa debido a las diferentes orientaciones en que puede encontrarse el satélite, así como las diferentes direcciones en que la luz es reflejada por la forma del satélite.

Aunque hay algunos modelos que se encargan de calcular el parámetro de reflectividad en función de dichas variables (que a su vez va cambiando en función del tiempo), para aproximaciones se suele usar 0.3 como valor de reflectividad promedio [51].

#### 4.8) Aceleración total

Entonces, de manera general, las aceleraciones que provocan las perturbaciones antes mencionadas pueden conjuntarse en una ecuación vectorial de la siguiente manera, en donde se considera por un lado el término correspondiente a la gravedad producida por un cuerpo totalmente esférico y por otro lado las diferentes perturbaciones que modifican esta trayectoria ideal, incluyendo la provocada por el sistema de propulsión en caso de que el satélite cuente con uno [45]:

$$\bar{a} = -\frac{\mu}{r^3} \bar{r} + \overline{a_{perturb}} = -\frac{\mu}{r^3} \bar{r} + \overline{a_{grav}} + \overline{a_{3rd}} + \overline{a_{aero}} + \overline{a_{SRP}} + \overline{a_{thrust}}$$

Sustituyendo en la ecuación general de movimiento del satélite respecto de la tierra (considerando las diferentes perturbaciones orbitales, y un propulsor) quedando una ecuación diferencial vectorial de segundo orden:

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{r}} = & -\frac{V}{\|\mathbf{r}\|^2} \mathbf{r} + \sum_{i=1}^n \mu_i \left( \frac{\bar{\mathbf{r}}_{di} - \mathbf{r}}{\|\bar{\mathbf{r}}_{di} - \mathbf{r}\|^3} - \frac{\bar{\mathbf{r}}_{di}}{\|\bar{\mathbf{r}}_{di}\|^3} \right) - C_D \left( \frac{A_D}{m_s} \right) \left( \frac{\rho}{2} \right) v^2 \frac{\dot{\mathbf{r}}}{\|\dot{\mathbf{r}}\|} \\ & - K C_R \left( \frac{A_R}{m_s} \right) \left( \frac{L_S}{4 \pi c r_{sun}^2} \right) \frac{\bar{\mathbf{r}}_{SS}}{\|\bar{\mathbf{r}}_{SS}\|} + \frac{\dot{m}}{m_s} \bar{v}_p \end{aligned}$$

donde  $\mathbf{r}$  es el vector de posición del satélite

De acuerdo a la información presente en la literatura se infiere el procedimiento para la resolución de la ecuación de movimiento, que determina la función de posición del satélite respecto del cuerpo central en función del tiempo, partiendo de condiciones iniciales conocidas.

La ecuación anterior tiene al tiempo como variable independiente, y el software emplea el método numérico de Runge-Kutta para resolver numéricamente las ecuaciones de movimiento definidas por las aceleraciones que influyen en la trayectoria del satélite, debido a que para la mayoría de los casos la ecuación diferencial resultante de la aceleración total del satélite no tiene solución analítica, o resulta más eficiente el cómputo si se resuelve numéricamente. Para aplicar este método, como la ecuación de movimiento es vectorial, en primera instancia se descompone para expresarse en sus 3 componentes escalares, y dado que el método RK se aplica en ecuaciones diferenciales de primer orden, cada ecuación escalar de segundo orden se expresa como un sistema de dos ecuaciones diferenciales de primer orden, de la forma:

$$\frac{d^2 y}{d x^2} = f(x, y, \dot{y}) \rightarrow \begin{cases} u = \frac{dy}{dx} \\ \frac{du}{dx} = g(x, y, u) \end{cases}$$

De esta manera, se cuentan con 3 pares de ecuaciones diferenciales escalares de primer orden, correspondientes a cada dirección, a las cuales se les aplica el método RK para determinar la solución numérica de la ecuación original en cada dirección coordenada. Esta solución, como se menciona previamente, está en función del tiempo, por lo que a partir del tiempo inicial definido, se reconstruye la trayectoria que recorre el satélite para todo tiempo posterior.

Ahora, por otro lado, hay que tratar la parte correspondiente al vector  $\bar{B}$ , el cual parte del centro del cuerpo objetivo al cual se dirige la trayectoria, con una magnitud que indica la distancia más cercana por donde pasaría la trayectoria del cuerpo objetivo considerando que no hubiera un cuerpo celeste en ese punto. Sin embargo, como el cuerpo objetivo produce un campo gravitacional, la trayectoria se desvía de la asíntota, atravesando el B-Plane en un punto más cercano al centro de masa del cuerpo objetivo que la magnitud de  $\bar{B}$ .

El vector  $\bar{B}$  se suma al vector que apunta del cuerpo central al centro del cuerpo objetivo (del centro de la tierra al centro de la luna en este caso), y el vector resultante define el punto por el que debe pasar la trayectoria del satélite para cumplir con el objetivo (ecuación de posición de un punto en la cercanía de la luna), llamémosle vector objetivo. Conviene resaltar que este vector no es constante, ya que su magnitud y dirección cambian en función del tiempo conforme se mueve la luna a través de su órbita.

Finalmente, lo que se busca es igualar la ecuación de posición del satélite con la ecuación que describe al vector objetivo, y resolviendo esta situación es como se hace que la trayectoria que describe el satélite intersecte el punto cercano a la luna definido por el vector objetivo; y de esta manera lograr un encuentro cercano con el cuerpo objetivo (la luna en este caso). Como las ecuaciones de posición del satélite y la del vector objetivo son en función del tiempo, lo que se busca es encontrar el tiempo en que se cumple este caso.

Para encontrar este tiempo, se puede escoger entre dos métodos numéricos (Método de la secante, Método de Newton-Rhapson) empleados para igualar las dos ecuaciones de posición (con un margen de tolerancia), que requieren de condiciones iniciales adecuadas para que haya convergencia hacia los valores deseados, por lo que es conveniente hacer un paso previo, que consiste en definir una distancia de la tierra a la luna de aproximadamente 350,000 km (aproximadamente la distancia del centro de la tierra al periapsis de la órbita de la luna), así como igualar la ascensión recta y declinación de ambos cuerpos.

Al cumplirse estas condiciones se obtienen unos valores iniciales más cercanos a los necesarios para cumplir con el objetivo, que se retoman para volver a aplicar los métodos en una segunda parte del cómputo, donde de acuerdo a la magnitud de  $\bar{B}$ , se establece la distancia a la que pasará la asíntota de la trayectoria del satélite respecto del centro de la luna, resaltando que la trayectoria descrita, en su punto más cercano, pasará a una distancia menor de la magnitud de  $\bar{B}$ .

# 5

## ANÁLISIS DE SITUACIÓN Y SIMULACIÓN DE TRAYECTORIA

De acuerdo al estado del arte, a la fecha de este trabajo, propulsores de alto desempeño diseñados para nanosatélites se encuentran aún en fase de diseño, construcción y pruebas; sin embargo, se han publicado diferentes artículos en los que se dan a conocer los avances en el desarrollo de dicha tecnología; y entre los datos que dan se encuentran aproximaciones de parámetros del desempeño de los propulsores (impulso específico y empuje), que se retoman para la simulación.

Los propulsores seleccionados para su análisis son:

- Cubesat Ambipolar Thruster, University of Michigan
  - $I_{sp} = 2000$  [s]
  - Empuje = 2 [mN]
- Ion Electropray Propulsion System, Massachusetts Institute of Technology
  - $I_{sp} = 2500$  [s]
  - Empuje = 0.576 [mN]

Las especificaciones técnicas se retoman a partir de los artículos publicados respecto a las pruebas preliminares que se han realizado para los sistemas, considerando que son aproximaciones del funcionamiento que se espera que tengan los primeros prototipos funcionales [23, 26].

### 5.1) Casos de análisis

Como se presentó previamente, un satélite en órbita está sometido a diferentes fuerzas que modifican la trayectoria ideal que sería descrita si sólo se consideraran los efectos de la fuerza de gravedad entre la tierra y el satélite, definido por las secciones cónicas.

La consecuencia de tomar en cuenta para el modelo las perturbaciones orbitales que están presentes en el caso real provocan que haya cambios de orientación, inclinación o excentricidad de la órbita real respecto al caso ideal, por lo que para misiones que requieren un alto grado de precisión en cuanto a la trayectoria que describe el satélite en función del tiempo, el incluir dentro del modelo estas perturbaciones es importante para obtener una trayectoria que más se asemeje al caso real y así cumplir con los objetivos de la misión dada.

Las simulaciones parten del hecho de montar los propulsores en una plataforma CubeSAT para la cual están diseñados: 1U en el caso del iEPS, 3U en el caso del CAT.

Para comprobar las posibilidades del sistema para alcanzar el objetivo se observa que la cantidad del propelente empleado, de acuerdo a las consideraciones de diseño de cada propulsor, sea el suficiente para realizar la misión, haciendo el análisis en 2 “iteraciones”, con una maniobra impulsiva y otro con una maniobra finita.

- Caso 1. Maniobra impulsiva

Se asume que se tienen propulsor con el mismo impulso específico que los modelos considerados, pero capaz de realizar una maniobra impulsiva, es decir, obtener de manera inmediata un cambio de velocidad suficiente para pasar de una órbita baja a una órbita lunar, obteniendo como resultado una maniobra de Homhann como transición entre las órbitas. En esta primera iteración se obtiene un aproximado del cambio de velocidad necesario para pasar de una órbita a otra, traducido en la cantidad de propelente empleado durante la maniobra. Este caso se analiza para verificar que el propelente empleado sea el suficiente para alcanzar aproximadamente la distancia media lunar con las condiciones dadas. Como punto adicional se considera que haya una maniobra para orbitar la luna, y verificar que el propelente con que se cuenta sea suficiente.

Las variables de control utilizadas son el tiempo de espera a partir de que el satélite está en órbita, de modo que después de realizar la maniobra se encuentre con la luna; así como la magnitud de este cambio de velocidad ( $\Delta v$ ).

- Caso 2. Maniobra finita

Tomando en cuenta las especificaciones técnicas antes mencionadas de empuje e impulso específico; se considera que los propulsores operan de manera continua durante el tiempo suficiente para realizar un encuentro cercano con la luna, siendo el resultado una maniobra espiral hasta eventualmente alcanzar el objetivo. Al pasar durante un mayor tiempo en una órbita baja, las perturbaciones orbitales tales como arrastre atmosférico y anomalías gravitacionales, provocan que la cantidad de propelente empleado sea mayor al caso preliminar, y se aproxima más a las condiciones reales del traslado del satélite a su destino.

Las variables de control utilizadas son de igual forma el tiempo de espera adecuado para realizar la maniobra, y el tiempo de operación del propulsor requerido para alcanzar las condiciones deseadas.

## 5.2) Consideraciones generales para las simulaciones

Debido a las perturbaciones orbitales en la trayectoria que describe el satélite durante el ascenso en la órbita espiral, con el objetivo de obtener una trayectoria que se aproxime en mejor medida al caso real, se incluyen dentro del modelo los efectos del campo gravitacional no uniforme de la tierra, la fuerza aerodinámica producida por la atmósfera en órbitas LEO, la presión por radiación solar, así como los efectos gravitatorios de la luna y el sol para la órbita central terrestre.

Además, es necesario hacer algunas idealizaciones debido a la falta de datos de otros subsistemas, dado que esta propuesta está dirigida específicamente al sistema de propulsión:

- La fecha de lanzamiento es en 2016
- El satélite es lanzado desde la ISS, por lo que se considera una órbita inicial coincidente (~413km altitud, ~51.6° inclinación) [52].
- Para el iEPS se simula para un CubeSAT 1U, con un masa total de 1.33kg (0.33kg propelente)
- Para el CAT se simula para un CubeSAT 3U, con un masa total de 5kg (2.5kg propelente)
- El coeficiente de presión solar se considera como 1.3
- El coeficiente de arrastre atmosférico se considera como 2.2
- Se asume que se cuenta con la potencia necesaria (W) para operar el propulsor a las especificaciones dadas
- El propulsor es operado de manera continua durante el tiempo necesario para alcanzar el objetivo
- El satélite se mantiene orientado de tal forma que el propelente es expulsado en sentido contrario del vector velocidad durante toda la trayectoria
- Las ecuaciones que definen el empuje y flujo másico de los propulsores se consideran las de un sistema químico, debido a que aún no se tienen datos experimentales del funcionamiento de los sistemas reales.
- De acuerdo a la información distribuida por los desarrolladores, se emplean las especificaciones técnicas correspondientes a las condiciones mínimas de desempeño esperadas.

En la siguiente sección se muestra el desarrollo de las maniobras orbitales dentro del software, donde se define un diagrama de árbol secuencial que va realizando el proceso de cálculo antes descrito para obtener la trayectoria final resultante, haciendo una descripción previa de lo que sucede de cada segmento.

Se retoman algunos datos de interés de los resultados como el tiempo de transferencia y cambios de velocidad necesarios, mostrando finalmente capturas de pantalla de las trayectorias finales.

## 5.3) Simulaciones orbitales

### 5.3.1) Sistema CAT

#### 5.3.1.1) Maniobra impulsiva

Elementos generales:

- OrbitalInicialSS: Definición parámetros satélite (masa, propelente, órbita inicial)
- EsperaMnvr: Espera el tiempo necesario para que al realizar la maniobra el satélite se encuentre con la luna en el trayecto
- Mnvr: Maniobra impulsiva
- ReachMoon: Punto donde la distancia al centro de la tierra es de aprox. 350,000km
- Periselene: Punto más cercano de la trayectoria respecto de la luna

Diagrama de árbol:

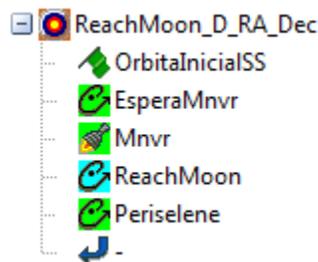


Diagrama 5-1 MCS CAT, Caso 1, Aproximación 1

- ReachMoon D RA Dec: Iguala la ascensión recta y declinación del satélite y la luna para obtener valores iniciales.

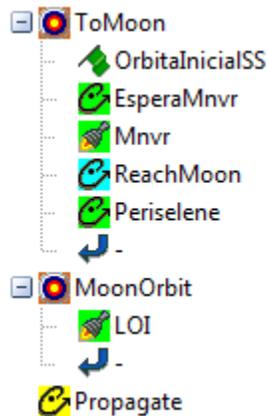


Diagrama 5-2 MCS CAT, Caso 1, Aproximación 2

- ToMoon: Calcula las componentes del B-plane tal que se alcance una distancia de 5000km para el vector  $\bar{B}$ .

Parámetros para órbita lunar:

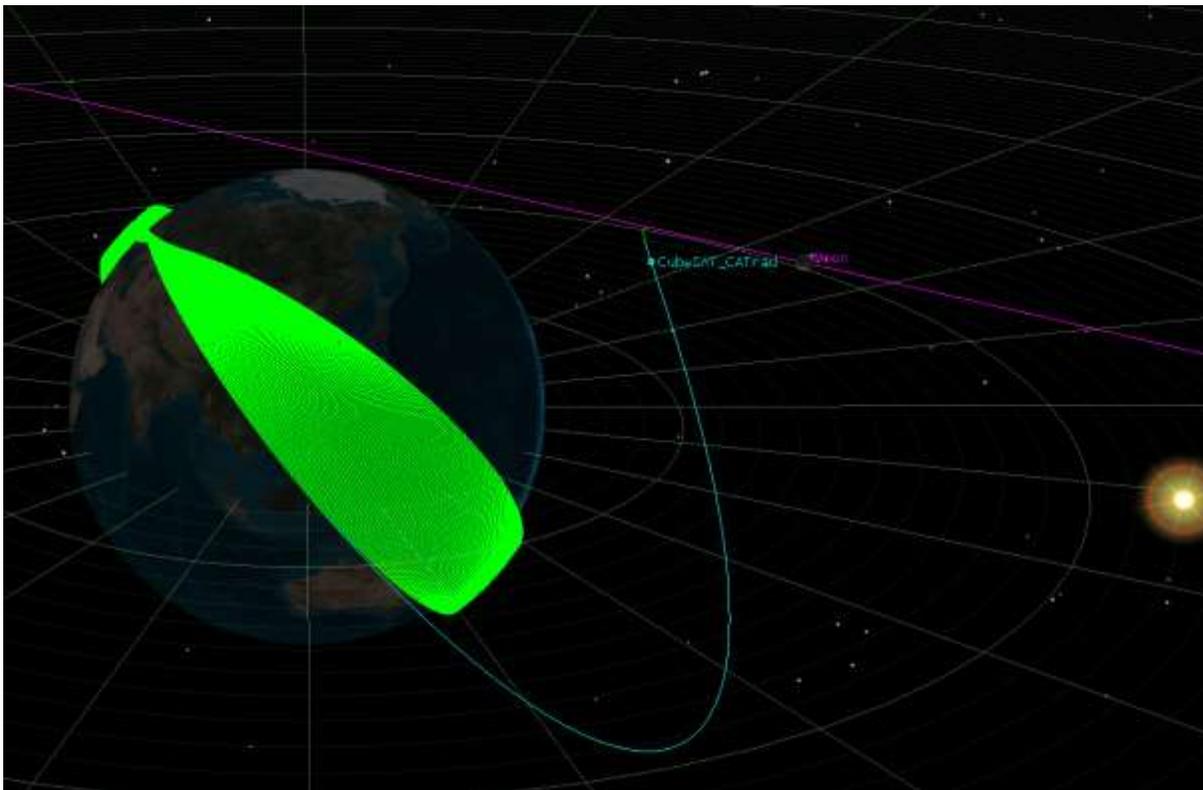
- Moon Orbit/LOI: Cálculo del delta-V necesario para pasar a una órbita lunar circular.
- Propagate: Espera un tiempo para visualización del resultado final.

### Resultados

**Tabla 5-1 Resultados CAT, maniobra impulsiva**

	Aproximación 1	Aproximación 2
EsperaMnvr [días]	8.52237	8.52217
Mnvr/Delta-V [km/s]	3.29074	3.29053
LOI/Delta-V [km/s]	-	1.78427
Duración de la transferencia [días]	1.55735	1.55760
Propelente total empleado [kg]	0.77231	1.1399
Distancia a superficie lunar [km]	-	4507.540

### Imágenes



**Figura 5-1 CAT, Maniobra Impulsiva, Aproximación 1**

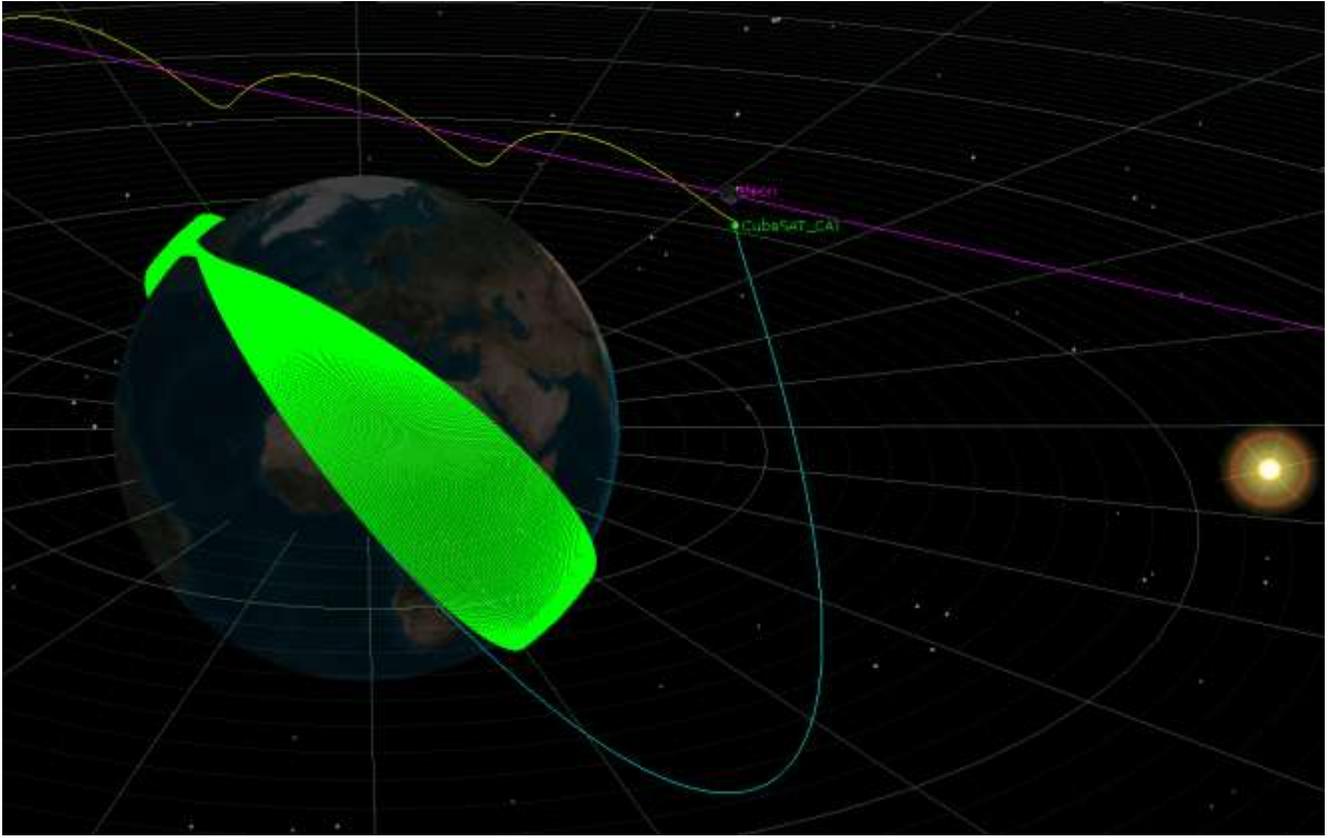


Figura 5-2 CAT, Maniobra Impulsiva, Aproximación 2

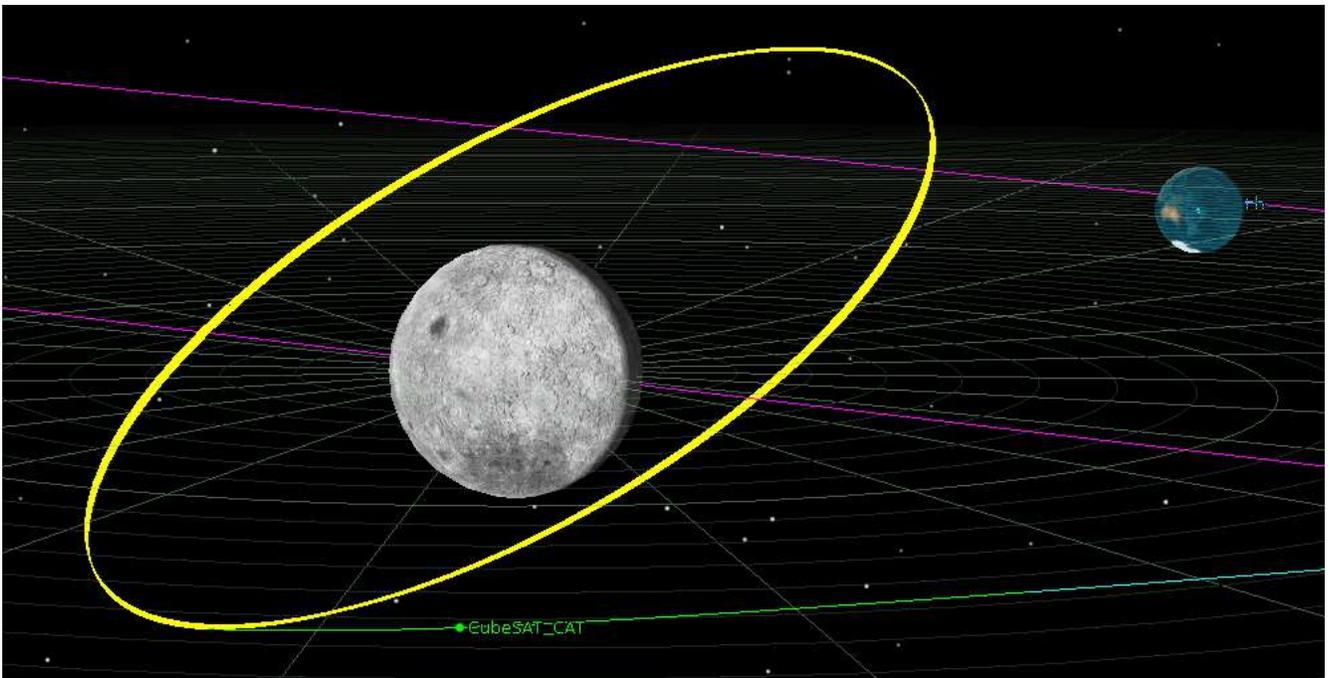


Figura 5-3 CubeSAT 3U en órbita lunar

### 5.3.1.2) Maniobra finita

Elementos generales:

- OrbitalIncialSS: Definición parámetros satélite
- EsperaMnvr: Espera el tiempo necesario para realizar la maniobra
- Mnvr: Maniobra finita
- Periselene: Punto más cercano de la trayectoria a la luna

Diagrama de árbol:

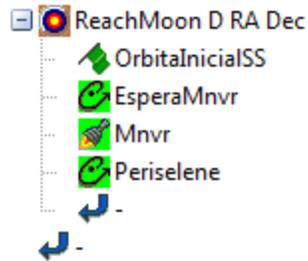


Diagrama 5-3 MCS CAT, Caso 2, Aproximación 1

- ReachMoon D RA Dec: Iguala la ascensión recta y declinación del satélite y la luna para obtener valores iniciales.

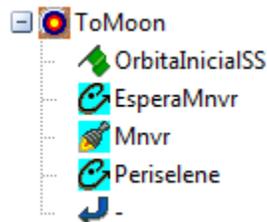


Diagrama 5-4 MCS CAT, Caso 2, Aproximación 2

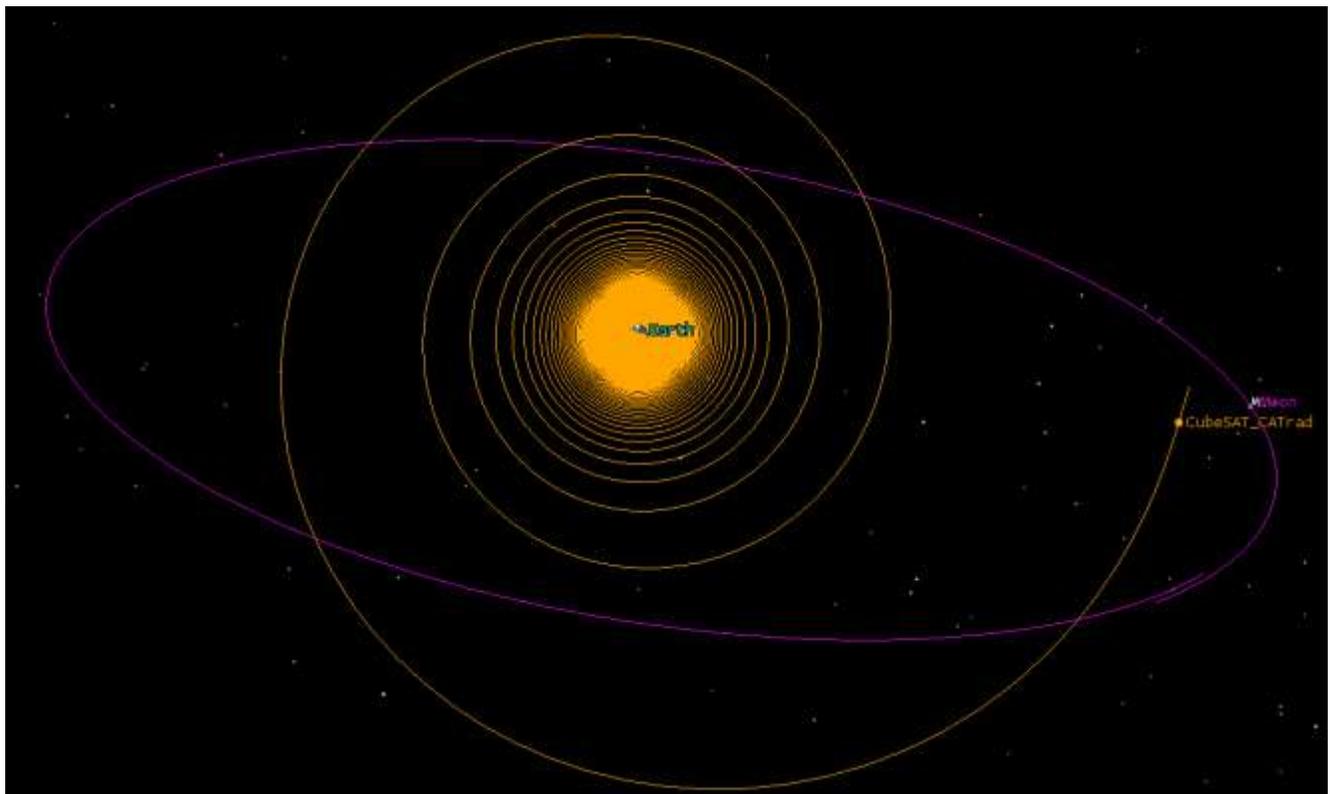
- ToMoon: Calcula las componentes del B-plane tal que se alcance una distancia de 5000km para el vector  $\vec{B}$ .

## Resultados

**Tabla 5-2 Resultados CAT, maniobra finita**

	Aproximación 1	Aproximación 2
EsperaMnvr [días]	0.99063	0.99065
Mnvr/Delta-V [km/s]	6.51509	6.57616
Tiempo de operación del propulsor [días]	160.40229	161.66789
Duración de la transferencia [días]	166.93869	166.94696
Propelente total empleado [kg]	1.41320	1.42435
Distancia a superficie lunar [km]	-	2048.109
Velocidad de exceso respecto a la luna [km/s]	-	1.02090

## Imágenes



**Figura 5-4 CAT, Maniobra Finita, Aproximación 1**

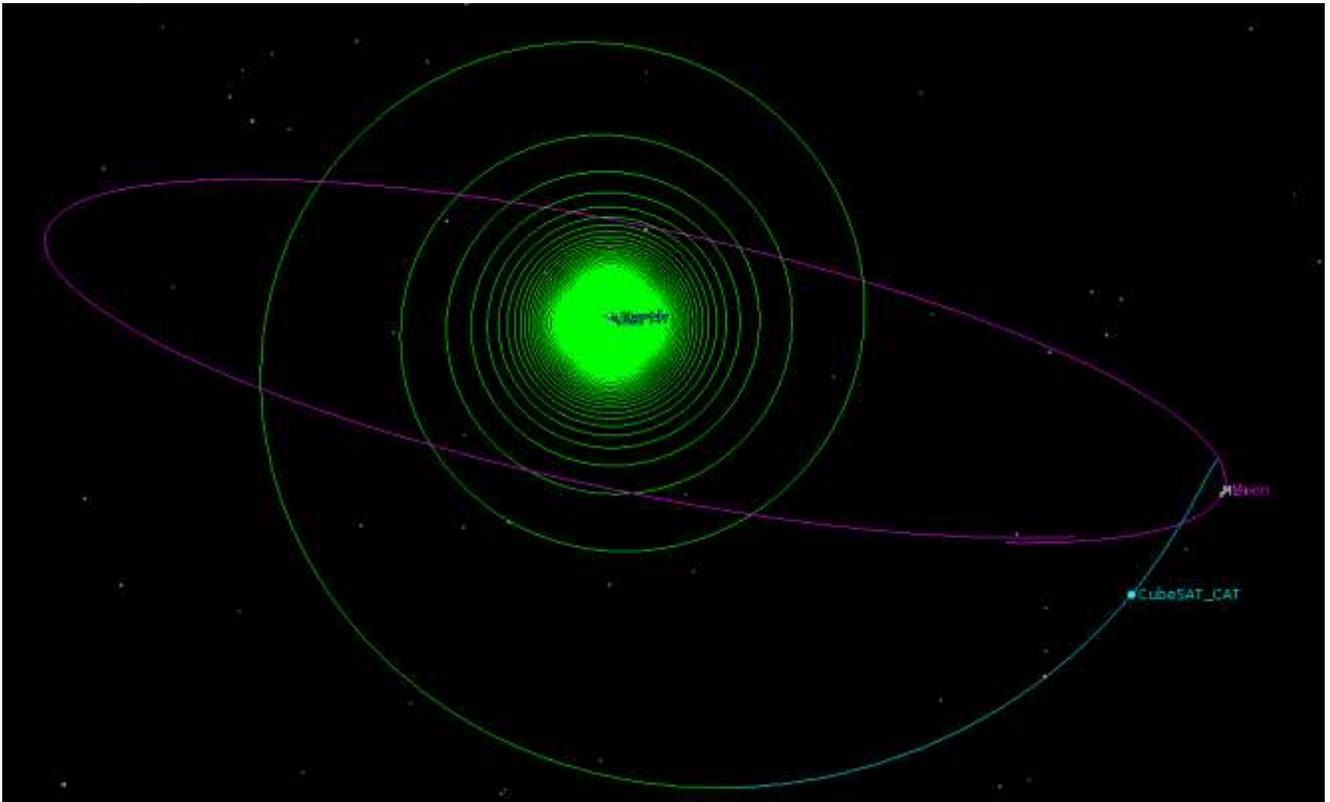


Figura 5-5 CAT, Maniobra Finita, Aproximación 2

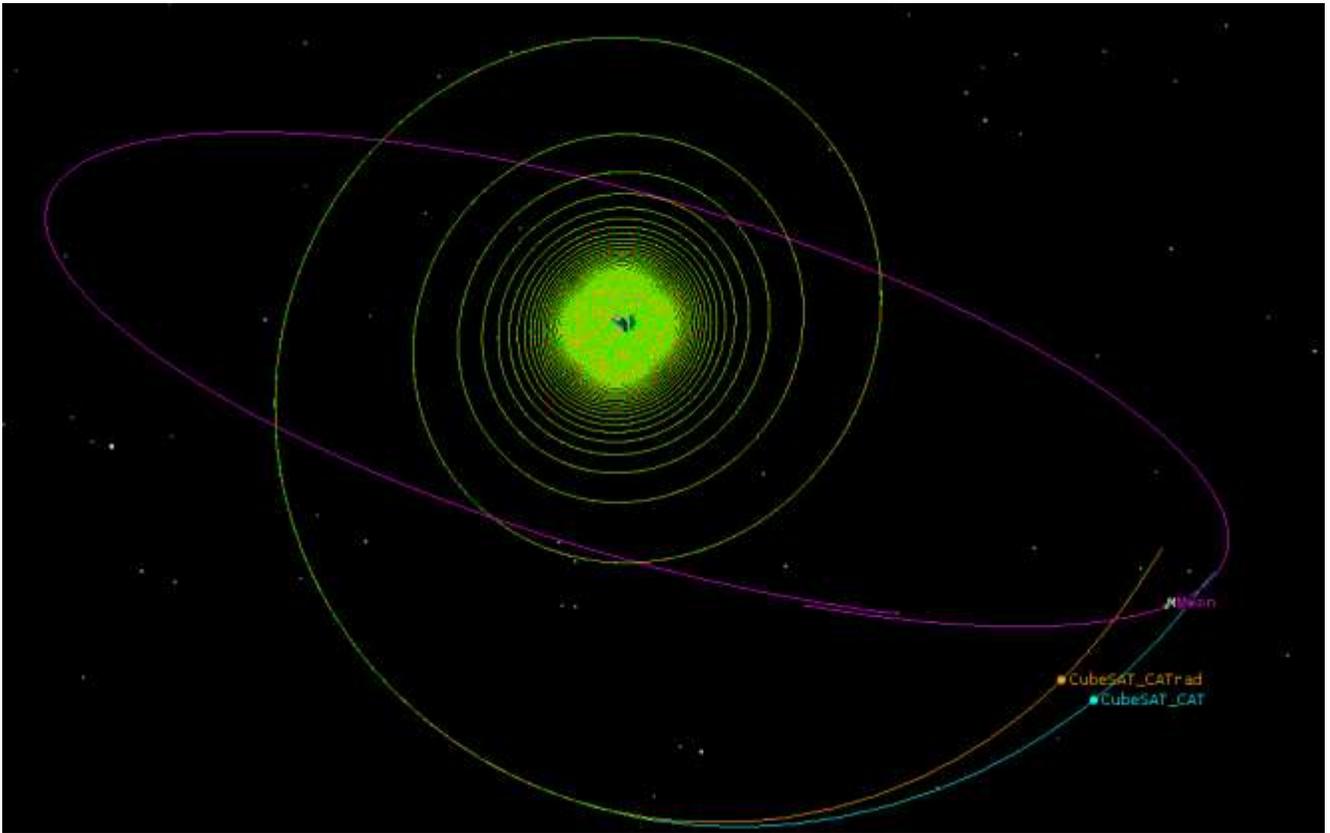


Figura 5-6 CAT, Comparación de trayectorias

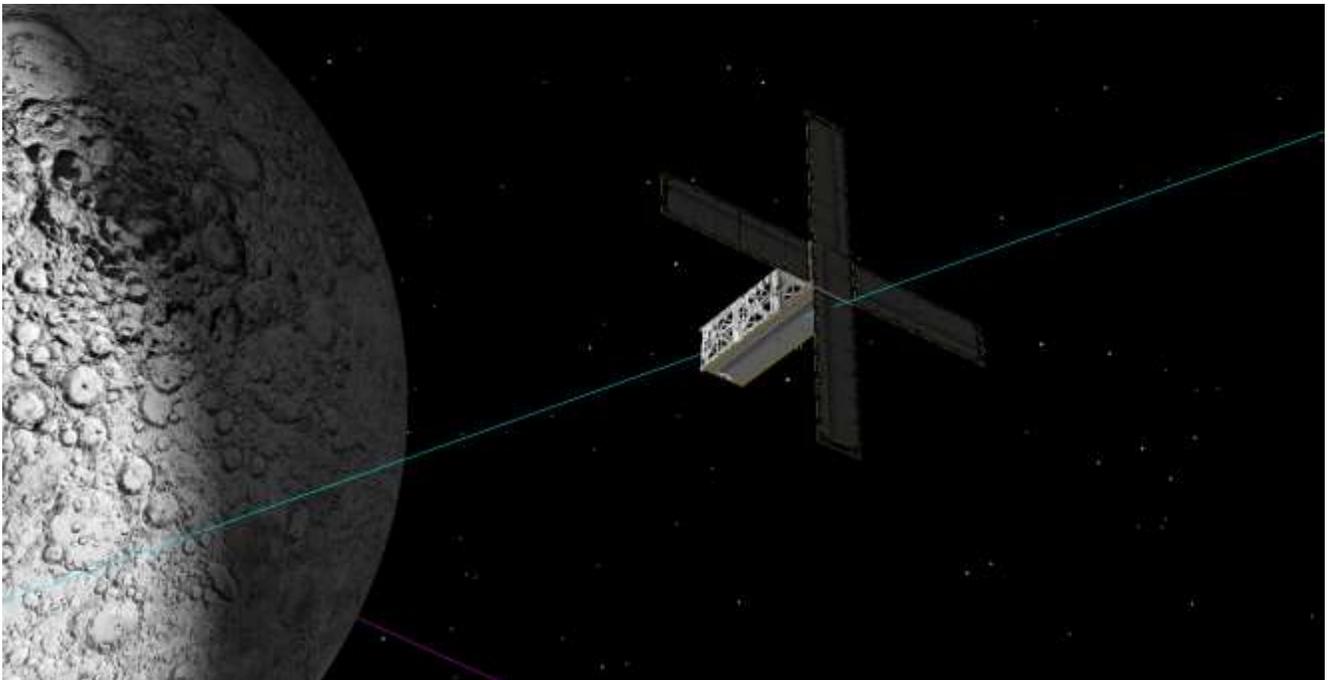


Figura 5-7 CubeSAT 3U en su destino

## 5.3.2) Sistema iEPS

### 5.3.2.1) Maniobra impulsiva

Elementos generales:

- OrbitalInicialSS: Definición parámetros satélite
- EsperaMnvr: Espera el tiempo necesario para realizar la maniobra
- Mnvr: Maniobra impulsiva
- Periselene: Punto más cercano de la trayectoria a la luna

Diagrama de árbol:

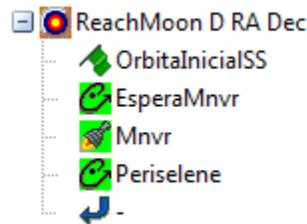


Diagrama 5-5 MCS iEPS, Caso 1, Aproximación 1

- ReachMoon D RA Dec: Iguala la ascensión recta y declinación del satélite y la luna para obtener valores iniciales.

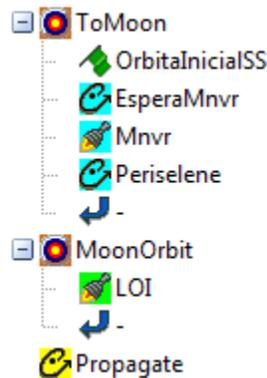


Diagrama 5-6 MCS iEPS, Caso 1, Aproximación 2

- ToMoon: Calcula las componentes del B-plane tal que se alcance una distancia de 5000km para el vector  $\bar{B}$ .

Parámetros para órbita lunar:

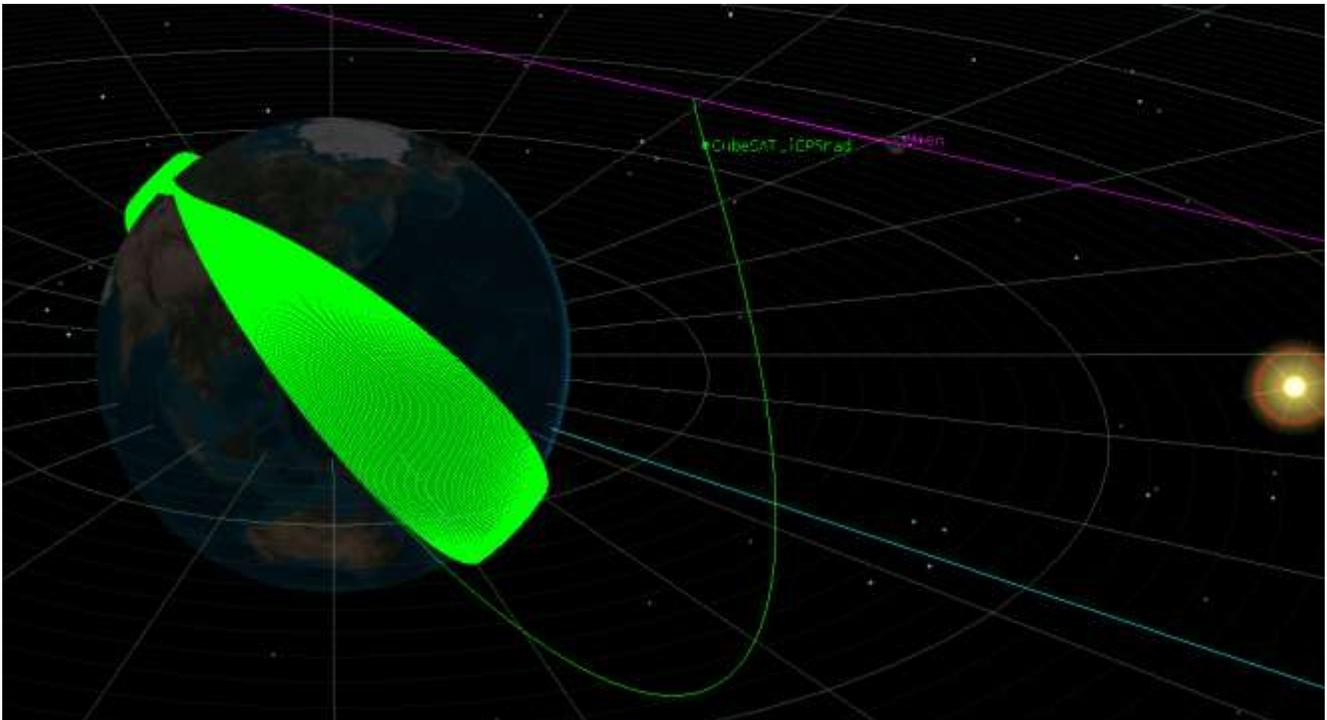
- Moon Orbit/LOI: Cálculo del delta-V necesario para pasar a una órbita lunar circular.
- Propagate: Espera un tiempo para visualización del resultado final.

## Resultados

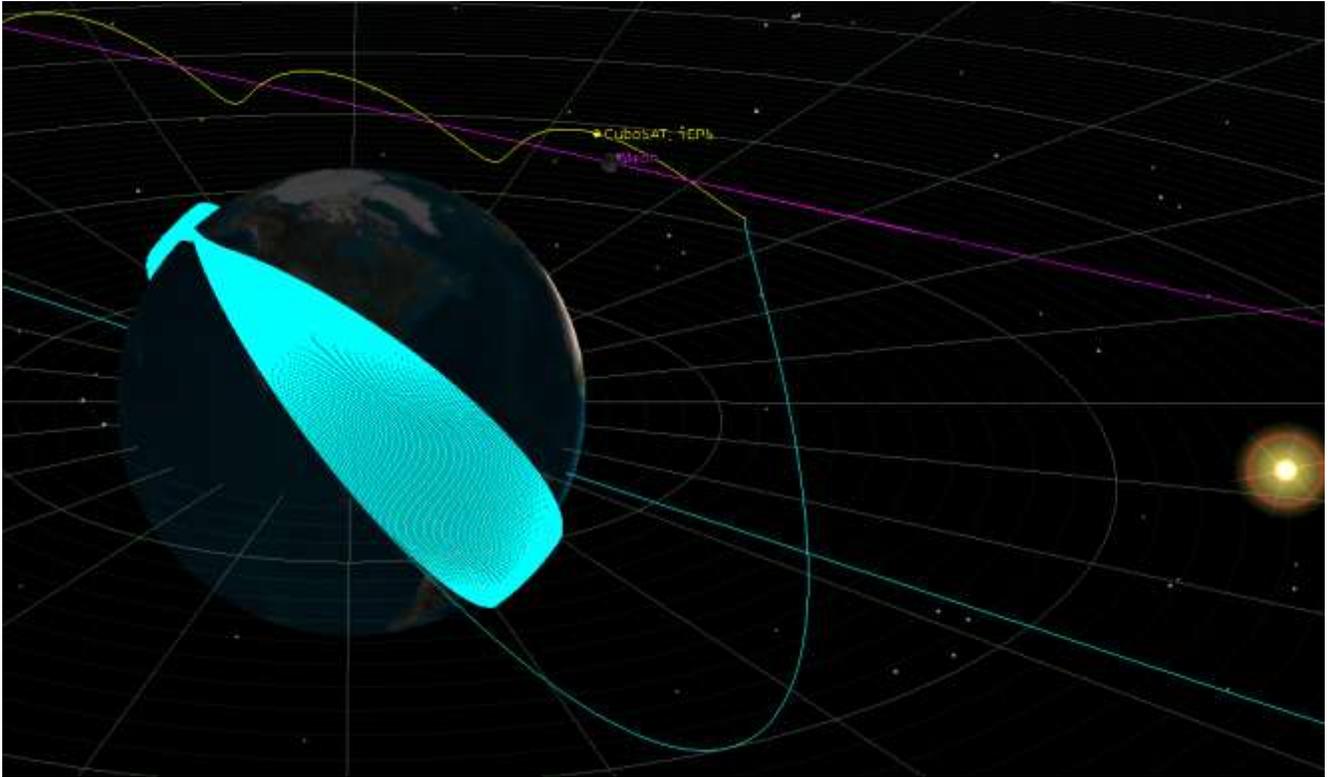
**Tabla 5-3 Resultados iEPS, maniobra impulsiva**

	Aproximación 1	Aproximación 2
EsperaMnvr [días]	8.52081	8.52070
Mnvr/Delta-V [km/s]	3.27610	3.29053
LOI/Delta-V [km/s]	-	1.78427
Duración de la transferencia [días]	1.57221	1.55823
Propelente total empleado [kg]	0.16636	0.24868
Distancia a superficie lunar [km]	-	4503.565

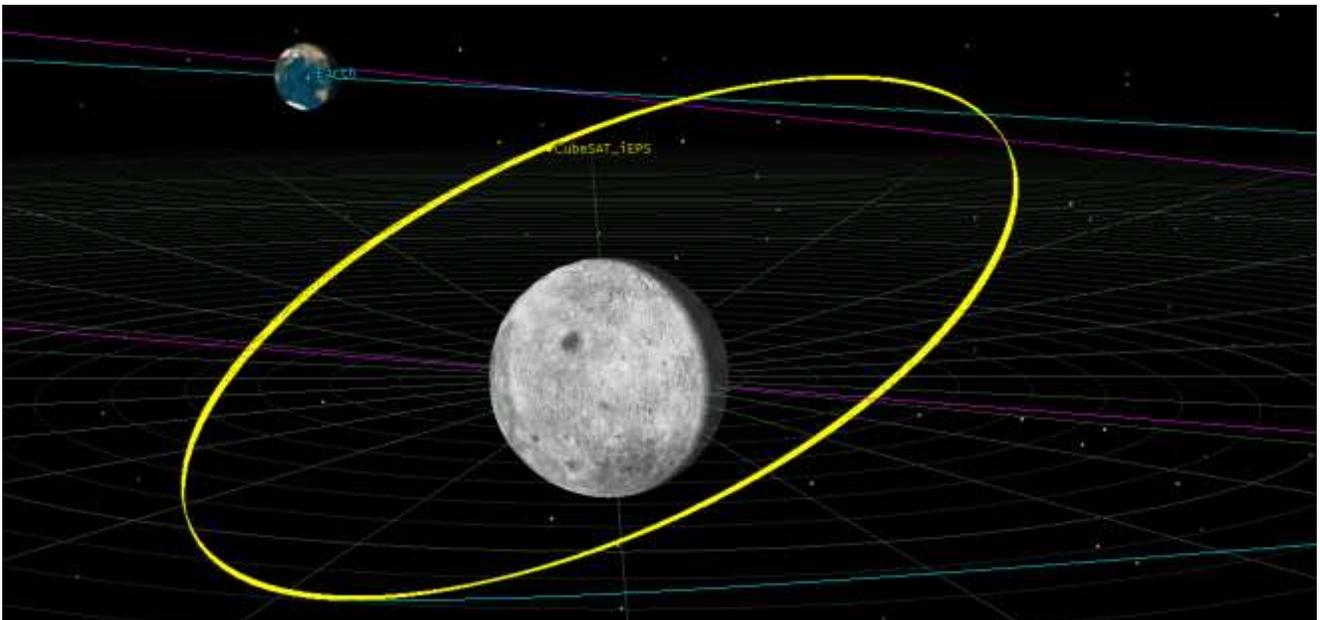
## Imágenes



**Figura 5-8 iEPS, Maniobra Impulsiva, Aproximación 1**



**Figura 5-9 iEPS, Maniobra Impulsiva, Aproximación 2**



**Figura 5-10 CubeSAT 1U en órbita lunar**

### 5.3.2.2) Maniobra finita

Elementos generales:

- OrbitalInicialSS: Definición parámetros satélite
- RaiseMnvr: Aumenta altitud orbital inicial
- EsperaMnvr: Espera el tiempo necesario para realizar la maniobra
- Mnvr: Maniobra finita
- Periselene: Punto más cercano de la trayectoria a la luna

Diagrama de árbol:

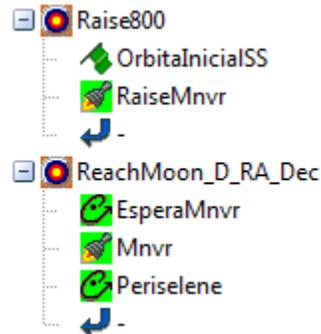


Diagrama 5-7 MCS iEPS, Caso 2, Aproximación 1

- Raise800: Aumenta la altitud de la órbita a 800km, para disminuir el efecto de la fuerza atmosférica.
- ReachMoon D RA Dec: Iguala la ascensión recta y declinación del satélite y la luna para obtener valores iniciales.

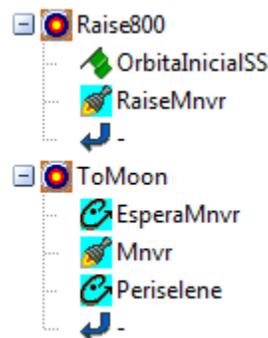


Diagrama 5-8 MCS iEPS, Caso 2, Aproximación 2

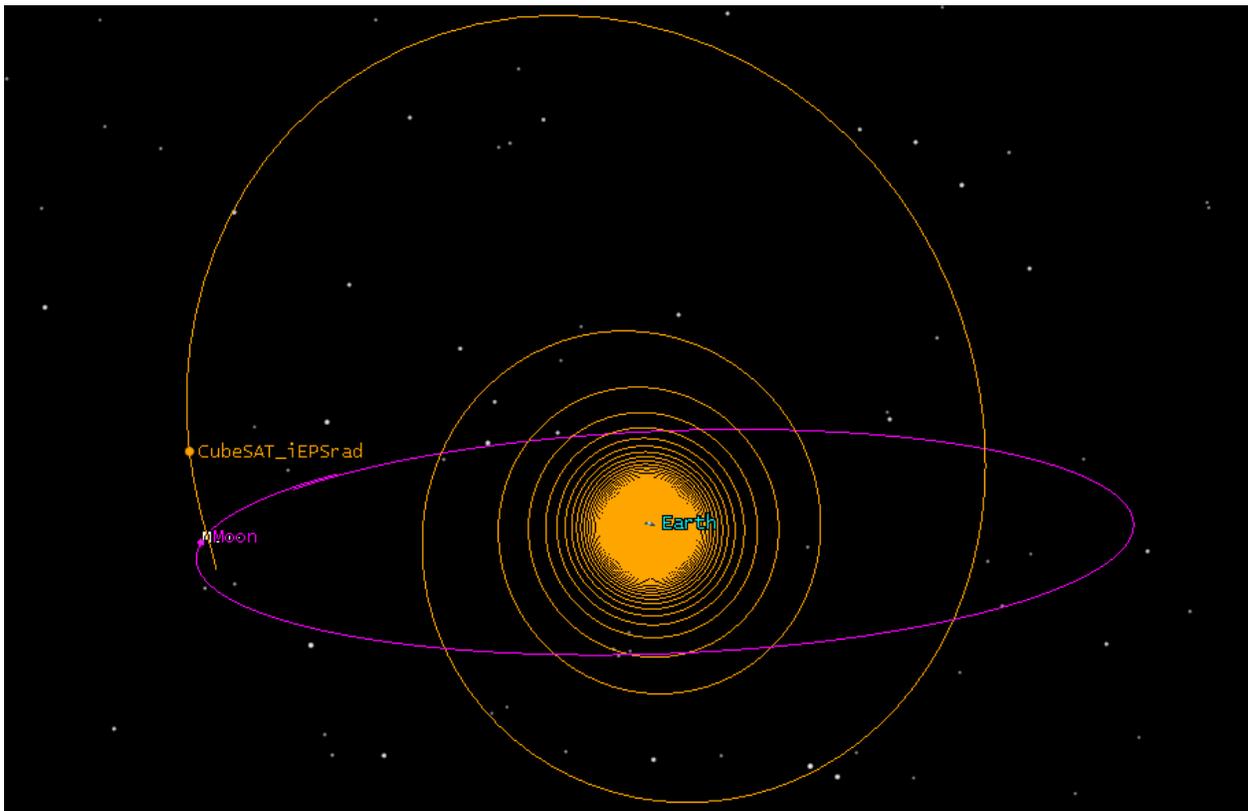
- ToMoon: Calcula las componentes del B-plane tal que se alcance una distancia de 5000km para el vector  $\bar{B}$ .

Resultados

**Tabla 5-4 Resultados iEPS, maniobra finita**

	Aproximación 1	Aproximación 2
RaiseMnvr [días]	5.69421	5.69421
EsperaMnvr [días]	9.97994	9.98049
RaiseMnvr/Delta-V [km/s]	0.21399	0.21399
Mnvr/Delta-V [km/s]	6.39317	6.39719
Tiempo total de operación del propulsor [días]	154.78333	154.8654
Duración total de la transferencia [días]	179.12543	179.10308
Propelente total empleado [kg]	0.31436	0.3120
Distancia a superficie lunar [km]	-	2701.140
Velocidad de exceso respecto a la luna [km/s]	-	1.19774

*Imágenes*



**Figura 5-11 iEPS, Maniobra Finita, Aproximación 1**

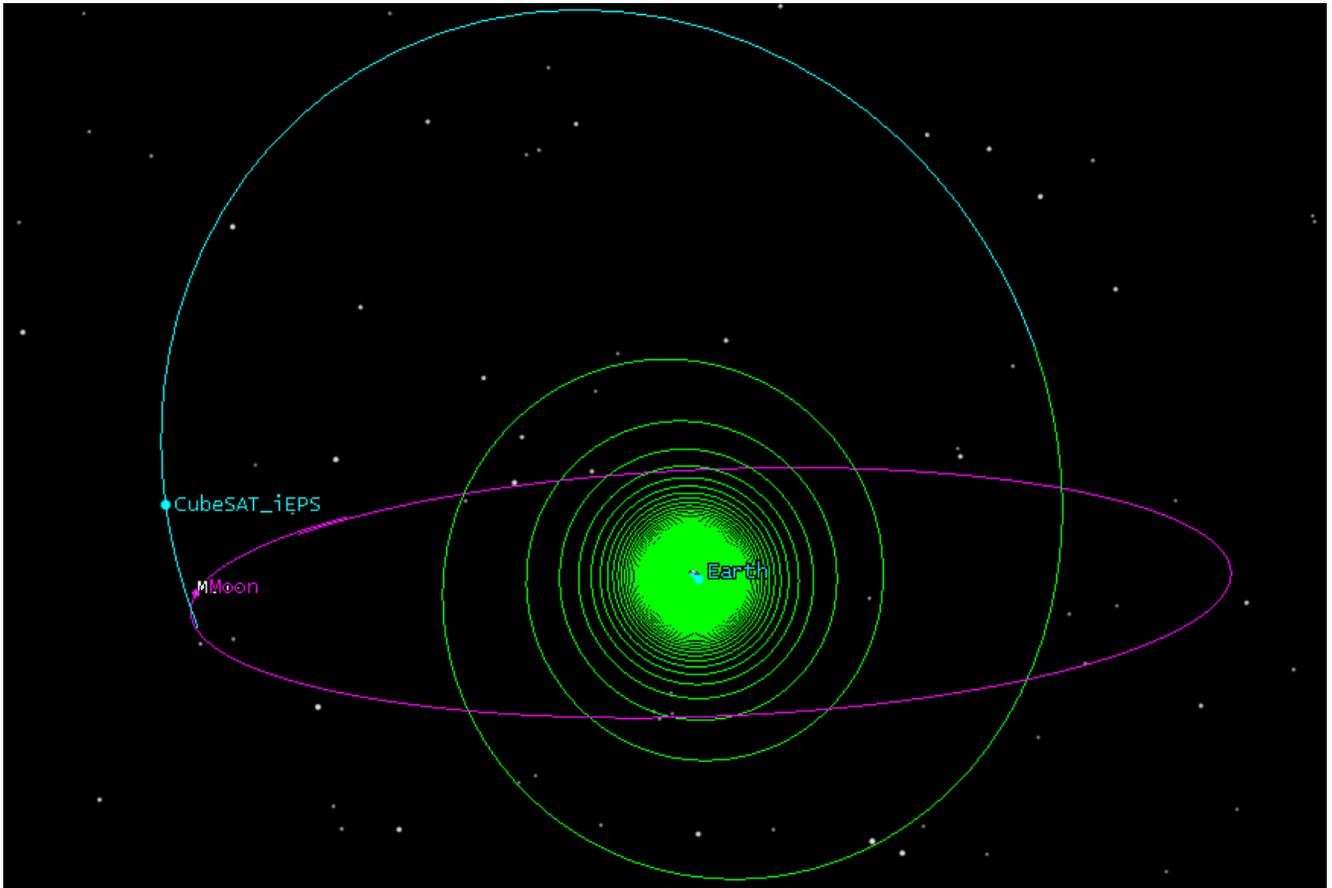
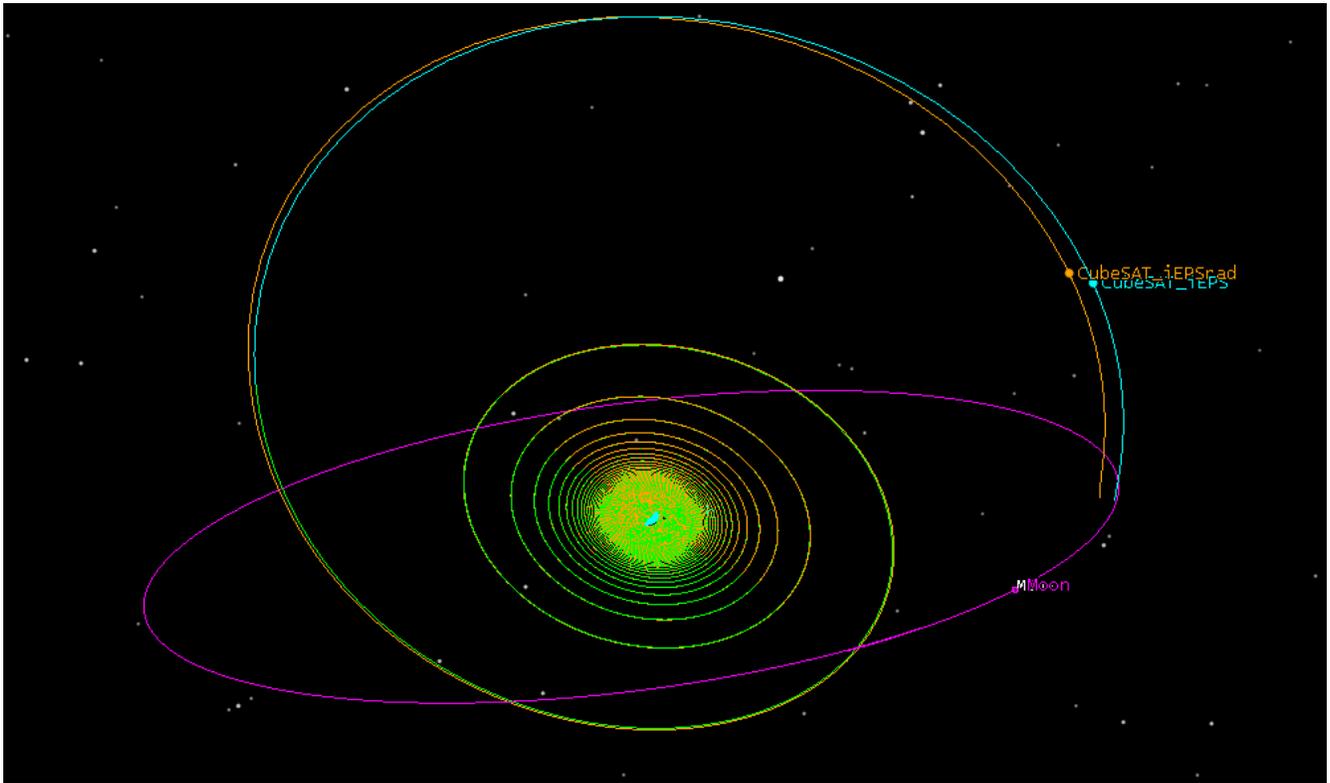
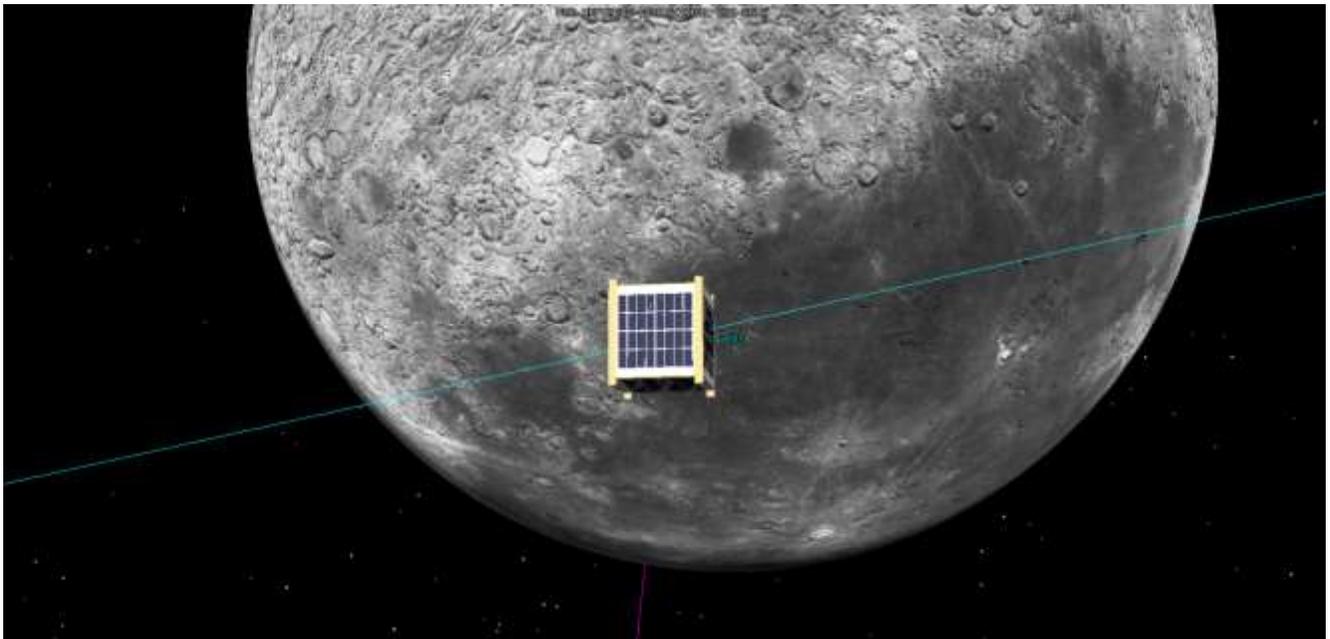


Figura 5-12 iEPS, Maniobra Finita, Aproximación 2



**Figura 5-13 iEPS, Comparación de trayectorias**



**Figura 5-14 CubeSAT 1U en su destino**

# 6

## CONCLUSIONES Y TRABAJO A FUTURO

### 6.1) Conclusiones

A partir de los resultados obtenidos, con los propulsores seleccionados para su análisis, y de acuerdo a las consideraciones hechas, para ambos casos es posible realizar un encuentro cercano con la luna, partiendo de una órbita LEO; para un CubeSAT 3U en el caso del sistema CAT y para un CubeSAT 1U para el caso del sistema iEPS.

Aclarando que lo expuesto es una aproximación inicial, es necesario hacer más iteraciones donde se consideren los demás subsistemas, lo que podría modificar algunos aspectos que fueron asumidos en este trabajo; por ejemplo, una determinada configuración de paneles solares que influye en las fuerzas aerodinámica y por presión solar, o que el impulso específico y empuje sean mayores a los aquí considerados, y a su vez pueden contrarrestar los efectos anteriores.

Por otra parte, las ecuaciones que definen el empuje proporcionado por los propulsores por default en el software, no son las más cercanas al comportamiento de los mismos.

Para el caso del primer término de la ecuación, la velocidad efectiva de escape está en función de la temperatura del propelente y el software lo calcula de acuerdo al comportamiento de un propulsor químico, situación que cambia para los propulsores considerados ya que, por un lado, cambia el tipo de elementos químicos que son expulsados y también el principio físico con el que se aceleran. En el segundo término en la ecuación de empuje del propulsor, donde influye la diferencia de presiones del dentro del propulsor y del entorno; donde para el caso del CAT aplica pero no para el iEPS, en donde se acelera y expulsa un fluido únicamente por un campo eléctrico sin haber un calentamiento y expansión termodinámica en el proceso.

Una vez que avance el desarrollo y fabricación de los propulsores y se tengan modelos finales de vuelo, se podrán hacer simulaciones con los valores reales y ecuaciones correspondientes de su comportamiento, para así obtener una aproximación más cercana de cómo se moverán los satélites en su trayectoria.

## 6.2) Trabajo a futuro

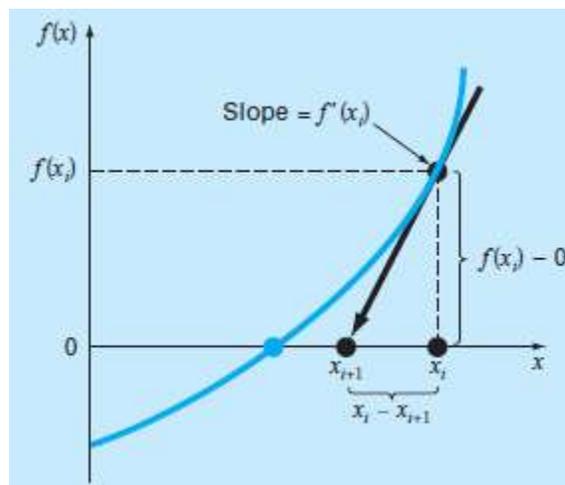
- Considerar los periodos reales en que pueden operar los propulsores, ya que no necesariamente funcionarían de manera continua durante el ascenso.
- Considerar las variables físicas y las ecuaciones que rigen el comportamiento real de los sistemas de propulsión, que para el caso de los propulsores eléctricos, la velocidad de escape del propelente depende de la potencia eléctrica disponible.
- Agregar segmentos de corrección de maniobra, que son cálculos intermedios que se realizan durante el trayecto y corrigen periódicamente la dirección del satélite al desviarse de la trayectoria esperada por las diferentes perturbaciones orbitales.
- Considerar posibles encuentros con basura espacial que pueda encontrarse en la maniobra de transferencia al objetivo y hacer colisión con el satélite.
- Determinar la potencia real disponible para los propulsores, considerando la configuración y área de los paneles solares, así como por el consumo energético de los otros subsistemas.
- Análisis térmico del entorno durante el ascenso, donde varían las etapas de luz y sombra a las que se somete el satélite dependiendo de su altitud respecto a la superficie terrestre.
- Análisis de radiación electromagnética, donde aumentan los niveles al incrementar la altura y disiparse gradualmente la atmósfera desde una órbita baja, incluyendo la provocada por el sol, rayos cósmicos y por el paso a través de los cinturones de radiación de Van Allen.
- Control de la orientación del satélite para que tanto el sistema de propulsión como una determinada carga útil operen de manera efectiva.
- Determinar la antena necesaria para transmitir y recibir información a las distancias consideradas, así como la frecuencia adecuada para el envío de datos.
- Análisis estructural para que el sistema en su conjunto soporte el ascenso y puesta en órbita.

## MÉTODOS NUMÉRICOS

En esta sección se incluyen las ecuaciones correspondientes a los métodos numéricos empleados, a manera de explicación para la obtención de la trayectoria requerida.

Los primeros dos métodos numéricos son usados para obtener las raíces de una función, que en nuestro caso corresponden al lugar en el espacio donde la trayectoria se encuentra con la luna según las condiciones especificadas:

- Método de Newton-Raphson



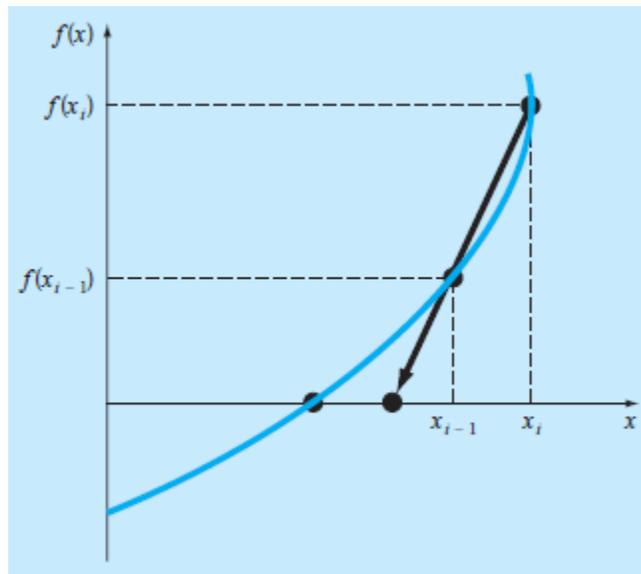
Representación Gráfica del Método de Newton-Raphson [53]

Si la estimación inicial de la raíz es  $x_i$ , una tangente se puede extender desde el punto  $[x_i, f(x_i)]$ . El punto donde esta tangente cruza el eje  $x$  por lo general representa una mejor estimación de la raíz. Una tangente a la función de  $x_i$ , es decir  $f'(x_i)$ , se extrapola hasta el eje  $x$  para proporcionar una estimación de la raíz en  $x_{i+1}$ . Donde:

$$x_{i+1} = x_i - \frac{f(x_i)}{f'(x_i)}$$

- Método de la Secante

Un problema en la aplicación del método de Newton-Raphson es la evaluación de la derivada. Hay ciertas funciones cuyas derivadas puede ser difícil o inconveniente de evaluar debido al coste computacional. Para estos casos, la derivada se puede aproximar por una diferencia:



Representación Gráfica del Método de la Secante [53]

Además el método requiere de dos estimaciones iniciales de x. La ecuación correspondiente es:

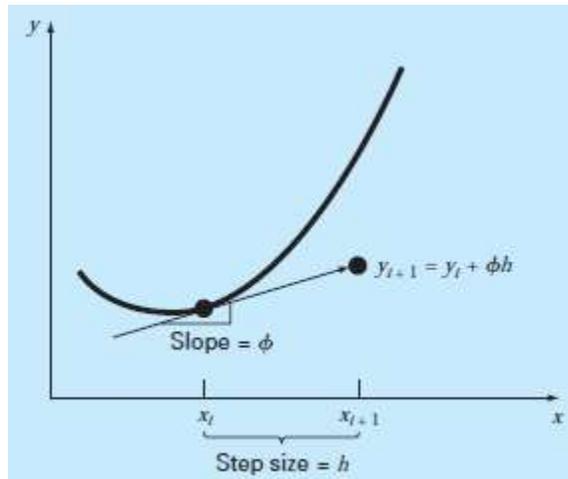
$$x_{i+1} = x_i - \frac{f(x_i)(x_{i-1} - x_i)}{f(x_{i-1}) - f(x_i)}$$

El siguiente método es el usado por el software para resolver las ecuaciones de movimiento del satélite considerando todas las aceleraciones involucradas en el sistema, de modo que resulta una ecuación diferencial que es necesario resolver numéricamente, y cuya solución corresponde a la trayectoria que efectúa el satélite en función del tiempo.

- Métodos de Runge-Kutta

Los métodos de Runge-Kutta permiten resolver numéricamente ecuaciones del tipo

$$\frac{dy}{dx} = f(x, y)$$



Gráfica para una ecuación diferencial [53]

Y la forma general para la resolución de la ecuación es:

$$y_{i+1} = y_i + \varphi(x_i, y_i, h)h$$

- $\varphi(x_i, y_i, h)$ : función de incremento
- $h$ : intervalo

La estimación de la pendiente  $\phi$  se utiliza para extrapolar a partir de un valor anterior  $y_i$  a un nuevo valor  $y_{i+1}$  sobre una distancia  $h$ . La fórmula se aplica paso a paso para calcular hacia el futuro y, por lo tanto, traza la trayectoria de la solución.

$\varphi$  puede ser escrita en forma general como:

$$\varphi = a_1 k_1 + a_2 k_2 + \cdots + a_n k_n$$

$$k_1 = f(x_i, y_i)$$

$$k_2 = f(x_i + p_1 h, y_i + q_{11} k_1 h)$$

$$k_3 = f(x_i + p_2 h, y_i + q_{21} k_1 h + q_{22} k_2 h)$$

.  
.  
.

$$k_n = f(x_i + p_{n-1} h, y_i + q_{n-1,1} k_1 h + q_{n-1,2} k_2 h + \cdots + q_{n-1,n-1} k_{n-1} h)$$

donde las  $a$ ,  $q$  y  $p$  son constantes.

Los parámetros  $k$  presentan una relación de recurrencia, esto es,  $k_1$  aparece en la ecuación para  $k_2$ , que aparece en la ecuación para  $k_3$ , y así sucesivamente. Esta característica hace que los métodos RK se calculen eficientemente en una computadora.

Dependiendo de la precisión requerida para diferentes tipos de aplicaciones, se desarrollan los términos correspondientes. Así, el número de términos  $n$ , representa el orden de la aproximación; por lo que pueden obtenerse varios tipos de métodos RK.

Para mayor información de los métodos numéricos presentados, consultar la respectiva fuente. [53]

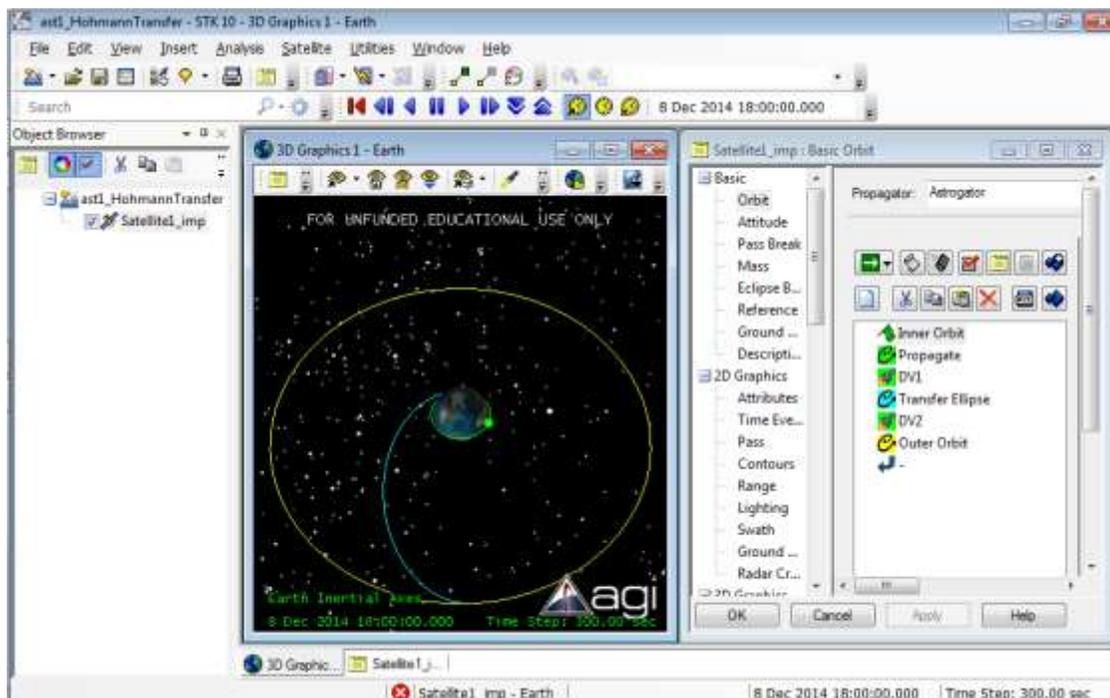
## SYSTEMS TOOL KIT

Propiedad de Analytical Graphics, Inc. (AGI), STK es un entorno de modelado 2D y 3D utilizado para modelar sistemas complejos (como aviones, satélites, vehículos terrestres y sus sensores) y evaluar su desempeño en tiempo real y/o simulado. El software cuenta con una arquitectura abierta, que permite integrar otras herramientas estándar de la industria (e.g. MATLAB) o crear soluciones personalizadas con plugins o los kits de desarrollo de AGI, para crear soluciones adaptadas a las necesidades de un problema particular. [54]

- STK Astrogator

Es un módulo especializado de análisis para diseño de la trayectoria y maniobras orbitales de un satélite. Maneja un lenguaje gráfico de programación como una serie de eventos para el modelado y cálculo de dicha trayectoria, incluyendo propulsiones impulsivas y finitas, así como la propagación de la órbita.

Astrogator ofrece una gran flexibilidad mediante el uso de modelos de fuerza personalizados, modelos de motores y actitud del satélite, junto con la capacidad para resolver y optimizar soluciones. Proporciona un análisis de toda la trayectoria, que puede ser utilizado como base para un estudio global del sistema (radiación, control térmico), que van desde órbita terrestre baja (LEO) hasta trayectorias interplanetarias.



Captura de pantalla de un escenario en el software

- Astrogator - Mission Control Sequence

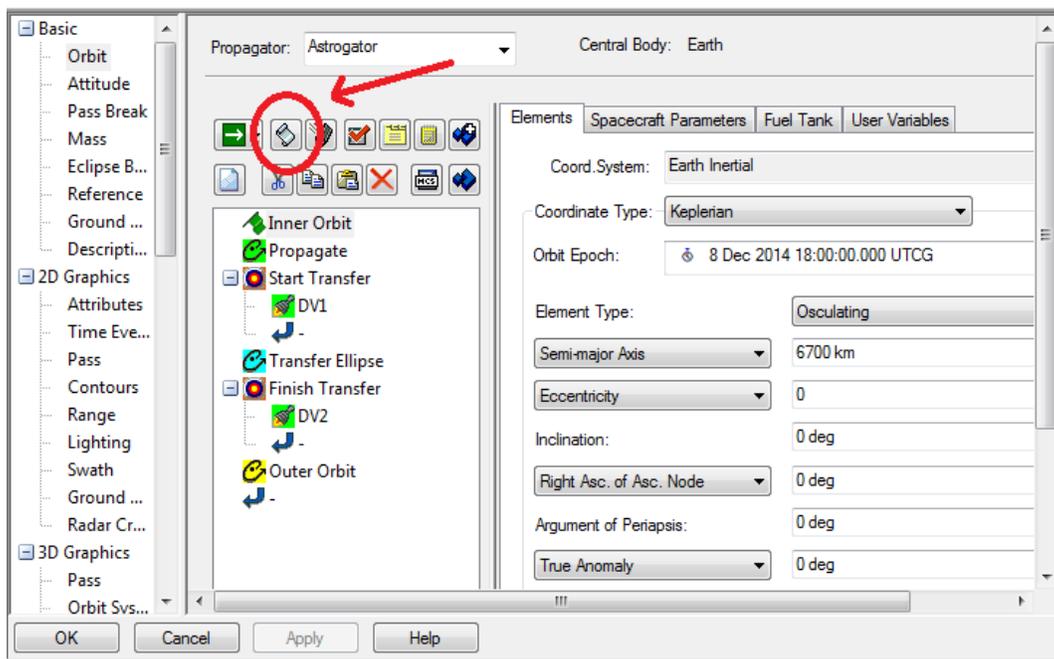
La secuencia de control de la misión (MCS) es la sección del escenario a partir del que se definen maniobras orbitales para un satélite. Funciona como un lenguaje de programación, representado esquemáticamente por una estructura de árbol, en la que el orden de los segmentos definen cómo se calculará la trayectoria del satélite, tomando en cuenta la gravedad y las diferentes perturbaciones que sean importantes de considerar para una misión en particular. [47]



Diagrama MCS del escenario antes mostrado

- Reporte de Resumen de Segmento MCS

Proporciona un resumen de los datos obtenidos de la ejecución de un segmento en el diagrama de árbol. Los datos reportados incluyen los parámetros esenciales del segmento (por ejemplo, Delta-V y consumo de propelente para un segmento de Maniobra; o condiciones para detener un segmento de Propagar), la posición del satélite en órbita al comienzo y final del segmento, y datos adicionales que hayan sido seleccionados para ser mostrados.

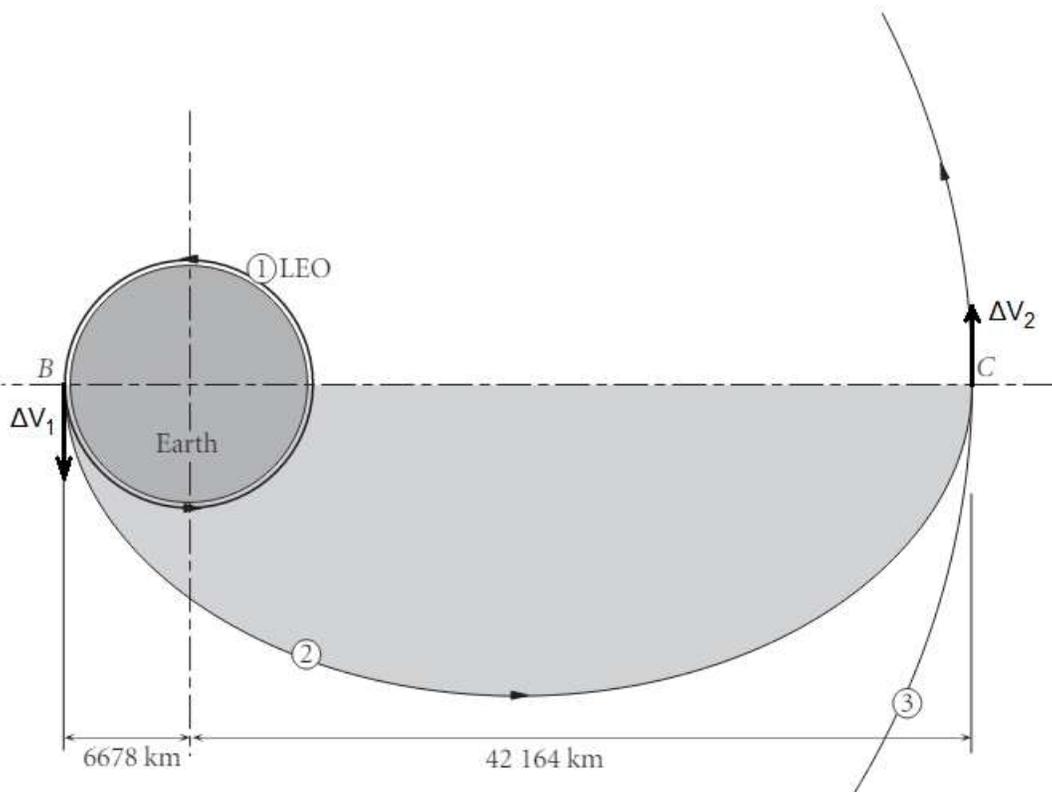


Reporte de resultados indicado

## VALIDACIÓN DE SOFTWARE

A manera de comprobación del correcto funcionamiento del software para simulación de maniobras orbitales para satélites, a continuación se muestra la resolución de un problema de manera analítica y numérica para comparar los resultados y comprobar su validez:

*Transferencia de un satélite en órbita LEO (300 km altitud) a una órbita geoestacionaria GEO (35786 km altitud) [46]*



considerando  $\mu = 398600 \frac{\text{km}^3}{\text{s}^2}$  ;  $r_{\text{Tierra}} = 6378 \text{ km}$

Para la transferencia de LEO a GEO se considera una maniobra de Hohmann, en donde son necesarios dos cambios de velocidades en los puntos B y C ( $\Delta V_1$  y  $\Delta V_2$  respectivamente)

En primer lugar se determina la velocidad del satélite en la órbita LEO (1) y la velocidad del satélite en el perigeo para el caso de la órbita elíptica (2), donde la diferencia de velocidades será el primer cambio de velocidad necesario:

$$V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r}} = \sqrt{\frac{398600}{6678}} = 7.7258352 \frac{km}{s}$$

$$V_{2p} = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{(398600) \left( \frac{2}{6678} - \frac{1}{\frac{6678 + 42164}{2}} \right)} = 10.1516029 \frac{km}{s}$$

$$\Delta V_1 = V_{2p} - V_1 = 2.4257677 \frac{km}{s}$$

Posteriormente se determina la velocidad del satélite en la órbita GEO (3) y la velocidad en el apogeo de la órbita elíptica (2), donde la diferencia de velocidades corresponde al segundo cambio de velocidad para llegar a la órbita destino:

$$V_3 = \sqrt{\frac{\mu}{r}} = \sqrt{\frac{398600}{42164}} = 3.07466458 \frac{km}{s}$$

$$V_{2p} = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{(398600) \left( \frac{2}{42164} - \frac{1}{\frac{6678 + 42164}{2}} \right)} = 1.60782668 \frac{km}{s}$$

$$\Delta V_2 = V_{2p} - V_3 = 1.4668379 \frac{km}{s}$$

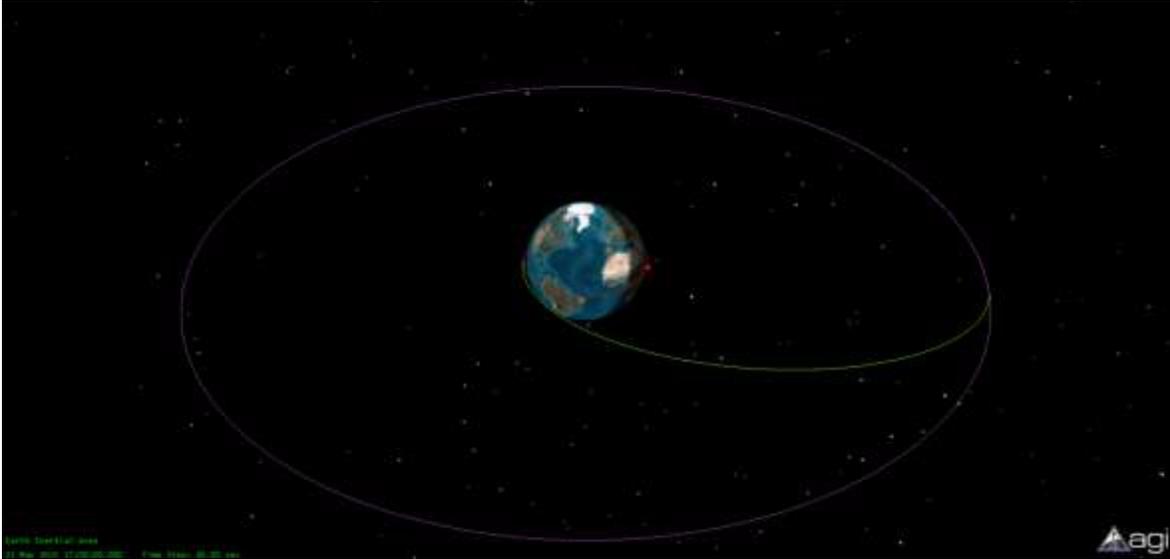
Y el cambio de velocidad total corresponde a la suma de los mismos:

$$\Delta V_T = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 3.8926056 \frac{km}{s}$$

Ahora, planteando la situación en el software, con los parámetros de altitud inicial y final antes especificados, se comparan los cambios de velocidad calculados en los dos casos, así como observar el porcentaje de error del caso analítico con el numérico obtenido por el software:

Caso \ $\Delta V$	$\Delta V_1 \left[ \frac{km}{s} \right]$	$\Delta V_2 \left[ \frac{km}{s} \right]$	$\Delta V_T \left[ \frac{km}{s} \right]$
<b>Analítico</b>	2.4257677	1.4668379	3.8926056
<b>Software</b>	2.420138757	1.468708722	3.888847479
<b>% error</b>	0.2320479	0.12754116	0.09654513

Observamos que la magnitud de los valores tiene poca variación respecto del caso analítico, debida posiblemente a variaciones en los valores de las constantes como  $\mu$ , así como los parámetros adicionales considerados en el software, tales como el campo gravitacional no uniforme. Se considera entonces que el software es robusto y tiene la capacidad de resolver cuestiones de maniobras orbitales con un grado aceptable.



### Maniobra LEO-GEO

A continuación se muestran algunas de las misiones exitosas de NASA donde se hace uso de STK/Astrogator para la simulación de varios escenarios y situaciones de interés, confirmando la validez del software: [55, 56, 57]

- ARTEMIS (Acceleration, Reconnection, Turbulence and Electrodynamics of the Moon's Interaction with the Sun)  
Trayectorias de dos satélites alrededor de los puntos de Lagrange L1 y L2 del sistema Tierra-Luna
- LADEE (Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer)  
Maniobras en órbita lunar para mediciones de la composición de su atmósfera
- Telescopio Kepler  
Cálculos de presión por radiación solar, modelo de trayectoria de alta precisión.

También dentro del sitio web del software hay referencias adicionales acerca del desempeño de STK por otras empresas o instituciones. [58]

## REFERENCIAS

- [1] J. L. G. García, «'Promoción De La Tecnología Espacial Mediante El Desarrollo De Satélites Pequeños En Las Universidades,» p. 42 , Nov. 2010.
- [2] «CubeSat Design Specification (CDS) Rev 13,» *The CubeSAT Program*, 2014.
- [3] J. R. W. Wiley J. Larson, *Space Mission Analysis and Design*, Microcosm Press, 2005.
- [4] «Kepler in Space (Artist Concept),» Jet Propulsion Laboratory / NASA, [En línea]. Available: <http://www.jpl.nasa.gov/spaceimages/details.php?id=PIA11824>. [Último acceso: 31 Octubre 2014].
- [5] V. A. A. K. Maini, *Satellite technology: principles and applications*, Chichester, West Sussex, U.K.: Wiley, 2011.
- [6] «Small Satellite Projects,» University of Liège, Centre Spatial de Liège, [En línea]. Available: [http://www.csl.ulg.ac.be/jcms/c\\_8204/en/small-satellite-projects](http://www.csl.ulg.ac.be/jcms/c_8204/en/small-satellite-projects). [Último acceso: 15 Enero 2015].
- [7] S. Gunn, «Nuclear propulsion - a historical perspective,» p. 8, 2001.
- [8] G. S. a. J. S. Peter Fortescue, *Spacecraft Systems Engineering*, Wiley, 2011.
- [9] D. F. E. J. J. P. James R. Wertz, *Space Mission Engineering: The New SMAD*, Microcosm Press, 2011.
- [10] «Cassini-Huygens Mission Status Report 06/17/04,» NASA, [En línea]. Available: [http://www.nasa.gov/mission\\_pages/cassini/media/cassini-061704.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/cassini/media/cassini-061704.html). [Último acceso: 31 Octubre 2014].
- [11] S. K. C. U. V. L. C. Bridges, «STRaND-1: the World's first SmartPhone Nanosatellite,» p. 3, 2011.
- [12] C. B. D. L. P. S. Shaun Kenyon, «STRAND-1: Use Of A \$500 Smartphone As The Central Avionics Of A Nanosatellite,» *62nd International Astronautical Congress, Cape Town, SA*, p. 19, 2011.
- [13] R. Nader, «NEE-01 Pegasus: The First Ecuadorian Satellite,» *62nd International Astronautical Congress*, p. 7, 2011.
- [14] «Pegaso transmitió las primeras imágenes,» Ecuador Times, 17 Mayo 2013. [En línea]. Available: <http://www.ecuadortimes.net/es/2013/05/17/pegaso-transmitio-las-primeras-imagenes/>. [Último acceso: 27 Enero 2015].
- [15] «SPHERES,» MIT Space Systems Laboratory, [En línea]. Available: <http://ssl.mit.edu/spheres/index.html>. [Último acceso: 27 Octubre 2014].
- [16] A. S.-O. D. W. M. A. F. Simon Nolet, «SPHERES Operations Aboard The ISS: Maturation Of GN&C

Algorithms In Microgravity,» *AAS Guidance, Navigation and Control*, 2007.

- [17] «MICROMAS: A CubeSat radiometer for collecting atmospheric profile data,» MIT Space Systems Laboratory , [En línea]. Available: [http://ssl.mit.edu/newsite/research/project\\_profile.php?key=6](http://ssl.mit.edu/newsite/research/project_profile.php?key=6). [Último acceso: 29 Octubre 2014].
- [18] G. A. C. G. R. L. K. C. D. W. M. A. M. N. R. E. William J. Blackwell, «MicroMAS: A First Step Towards a Nanosatellite Constellation for Global Storm Observation,» *27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2013.
- [19] «CubeSat Laboratory (CubeSat Lunar Lander/Orbiter Project),» [En línea]. Available: <http://www.cubesatlab.org/>. [Último acceso: 18 Septiembre 2014].
- [20] C. S. Brandon, *A Family of Lunar CubeSats*, Vermont Technical College, 2012.
- [21] «INSPIRE - Interplanetary Nano-Spacecraft Pathfinder in Relevant Environment,» NASA - Jet Propulsion Laboratory, [En línea]. Available: <http://cubesat.jpl.nasa.gov/projects/inspire/overview.html>. [Último acceso: 29 Septiembre 2014].
- [22] J. B. J. C. G. L. Andrew Klesh, «INSPIRE: Interplanetary NanoSpacecraft Pathfinder In a Relevant Environment,» *27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, p. 7, 2013.
- [23] «PEPL Thrusters: CubeSat Ambipolar Thruster,» The University of Michigan, [En línea]. Available: <http://pepl.engin.umich.edu/thrusters/CAT.html>. [Último acceso: 18 Septiembre 2014].
- [24] B. Longmier, «CAT: Launch a Water-Propelled Satellite into Deep Space,» University of Michigan, [En línea]. Available: <https://www.kickstarter.com/projects/longmier/cat-launch-a-water-propelled-satellite-into-deep-s>. [Último acceso: 19 Septiembre 2014].
- [25] C. S. Coffman, *Considerations for a Multi-Modal Electro Spray Propulsion System*, Massachusetts Institute of Technology, 2012.
- [26] L. P. P. L. Francois Martel, «Miniature Ion Electro Spray Thrusters and Performance Tests on CubeSats,» *26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, p. 6, 2012.
- [27] M. Tajmar, *Advanced Space Propulsion Systems*, Springer, 2003.
- [28] O. B. George P. Sutton, *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, 2001.
- [29] V. B. Malcolm Macdonald, *The International Handbook of Space Technology*, Springer, 2014.
- [30] R. X. Meyer, *Elements of Space Technology for Aerospace Engineers*, Elsevier, 1999.
- [31] I. K. Dan M. Goebel, «Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters,» de *JPL Space Science and Technology Series*, 2008, p. 493.

- [32] M. J. L. Turner, *Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments*, Springer, 2009.
- [33] E. Y. C. Robert G. Jahn, «Electric Propulsion,» *Encyclopedia of Physical Science and Technology*, vol. 5, nº 3, 2002.
- [34] R. G. Jahn, *Physics of Electric Propulsion*, McGraw-Hill, 1996.
- [35] J. P. Freidberg, *Plasma Physics and Fusion Energy*, Cambridge University Press, 2008.
- [36] C. B. Paul A. Czysz, *Future Spacecraft Propulsion Systems: Enabling Technologies for Space Exploration*, Springer, 2009.
- [37] K. F. Long, *Deep Space Propulsion: A Roadmap to Interstellar Flight*, Springer, 2012.
- [38] H. F. W.H. Robbins, «An Historical Perspective of the NERVA Nuclear Rocket Engine Technology Program,» *NASA Lewis Research Center*, 1991.
- [39] «NERVA (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application),» *Encyclopedia of Science*, [En línea]. Available: <http://www.daviddarling.info/encyclopedia/N/NERVA.html>. [Último acceso: 21 Octubre 2014].
- [40] D. R. Williams, «Planetary and Lunar Missions Under Consideration,» *National Aeronautics and Space Administration*, [En línea]. Available: [http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/prop\\_missions.html](http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/prop_missions.html). [Último acceso: 22 Octubre 2014].
- [41] «Tour Alcator C-Mod,» *Plasma Science and Fusion Center, MIT*, [En línea]. Available: <http://www.psf.mit.edu/research/alcator/tour/index.html>. [Último acceso: 21 Octubre 2014].
- [42] «National Ignition Facility: In the Target Area,» *Lawrence Livermore National Laboratory*, [En línea]. Available: <https://lasers.llnl.gov/media/photo-gallery/target-area>. [Último acceso: 21 Octubre 2014].
- [43] S. Kemble, *Interplanetary Mission Analysis and Design*, Springer, 2006.
- [44] «Small Solar Power Sail Demonstrator "IKAROS",» *Japan Aerospace Exploration Agency*, [En línea]. Available: <http://global.jaxa.jp/projects/sat/ikaros/>. [Último acceso: 20 Octubre 2014].
- [45] J. L. C. F. Landis Markley, *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, Springer, 2014.
- [46] H. D. Curtis, *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Elsevier, 2005.
- [47] «STK Online Help,» *Analytical Graphics, Inc.*, [En línea]. Available: <http://help.agi.com/stk/10.1.1/index.html>.
- [48] G. Swinerd, *How Spacecraft Fly*, New York: Praxis Publishing, 2008.

- [49] N. I. a. M. Agency, WGS84: Its Definition and Relationships with Local Geodetic Systems (TR8350.2), 2000.
- [50] M. R. Delgado, «Radiation Pressure: Modeling the Space Environment,» Universidad Politecnica de Madrid, 2008.
- [51] K. W. W. H. Wilfried Ley, Handbook of Space Technology, Wiley, 2009.
- [52] «Orbital Elements ISS,» National Aeronautics and Space Administration, [En línea]. Available: <http://spaceflight.nasa.gov/realdata/elements/index.html>. [Último acceso: Febrero 2015].
- [53] R. P. C. Steven C. Chapra, Numerical Methods for Engineers, New York: McGraw-Hill, 2010.
- [54] «Systems Tool Kit: Mission Modeling and Analysis Software,» Analytical Graphics, Inc., [En línea]. Available: <http://www.agi.com/products/stk/>. [Último acceso: 13 Noviembre 2014].
- [55] «A Case Study: ARTEMIS Achieves Unprecedented Orbits,» Analytical Graphics, Inc., [En línea]. Available: <http://www.agi.com/downloads/support/productSupport/literature/pdfs/CaseStudies/Artemis-Achieves-Unprecedented-Orbits.pdf>. [Último acceso: 15 Mayo 2015].
- [56] «A Case Study: AGI Software For NASA LADEE Flight Dynamics System,» Analytical Graphics, Inc., [En línea]. Available: [http://www.agi.com/downloads/support/productSupport/literature/pdfs/CaseStudies/091813\\_CaseStudy\\_LADEE.pdf](http://www.agi.com/downloads/support/productSupport/literature/pdfs/CaseStudies/091813_CaseStudy_LADEE.pdf). [Último acceso: 20 Mayo 2015].
- [57] «A Case Study: STK Provides Key Risk Reduction for NASA's Kepler Mission,» Analytical Graphics, Inc., [En línea]. Available: [http://www.agi.com/downloads/support/productSupport/literature/pdfs/CaseStudies/0610\\_CaseStudyBallAerospace.pdf](http://www.agi.com/downloads/support/productSupport/literature/pdfs/CaseStudies/0610_CaseStudyBallAerospace.pdf). [Último acceso: 20 Mayo 2015].
- [58] «Verification and Validation of AGI Technology,» Analytical Graphics, Inc., [En línea]. Available: <http://www.agi.com/resources/user-resources/downloads/evaluation-materials/verification-and-validation-data.aspx>. [Último acceso: 20 Mayo 2015].
- [59] S. D. W. K. M. Mildred M. Moe, «Refinements in Determining Satellite Drag Coefficients: Method for Resolving Density Discrepancies,» *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 16, nº 3, 1993.
- [60] D. F. David A. Vallado, «A Critical Assessment of Satellite Drag and Atmospheric Density Modeling,» *Acta Astronautica*, 2013.