

INDICE APÉNDICES.

APÉNDICE I. CATALOGO DE SISTEMAS DE POTENCIA NUCLEARES.	3
APÉNDICE II. ESQUEMAS AMTEC.	10
APÉNDICE III. CASSINI.	11
APÉNDICE IV. CADENA DE DESINTEGRACIÓN DEL PU-238.	12
APÉNDICE V. PRUEBAS DE RESISTENCIA.	13
APÉNDICE VI. LAS ALETAS DE RADIACION DE LA RTG.	15
APÉNDICE VII. PRUEBAS DE FIABILIDAD DEL PRD.	18
APÉNDICE VIII. MODOS DE CONTROL DE LA NAVE.	26
APÉNDICE IX. VENTAJAS DEL PU-238.	29
APÉNDICE X. CARTA DEL ADMINISTRADOR DE LA NASA.	33
APÉNDICE XI. TESTS Y PRUEBAS DE RENDIMIENTO DE LAS RTGS.	35
1.1. Filosofía de las pruebas	35
1.2. Rendimiento del convertidor	37
1.3. Ensamblaje de la RTG.	38
1.4. Rendimiento ante Vibraciones	38
1.5. Rendimiento Magnético	39
1.6. Propiedades de la Masa.	40
1.7. Radiación Nuclear.	41
1.8. Ensayos térmicos de vacío.	41
1.9. Proyecciones de potencia.	43
1.9.1. Rendimiento de Potencia de la Galileo	43
1.9.2. Rendimiento de Potencia de la Ulysses	45
1.9.3. Rendimiento de Potencia de la Cassini.	46
1.9.4. Rendimiento de Potencia de la New Horizons.	48
APÉNDICE XII. SISTEMA DE CONTROL Y GESTION DE DATOS.	50
APÉNDICE XIII. ESQUEMA LANZAMIENTO DE UN ATLAS V	53
APÉNDICE XIV. ESTUDIO DE LA MISIÓN	55
1.1. Cálculo previo de una trayectoria.	55
1.1.1. Salida de la Tierra y la Asistencia Gravitatoria en Júpiter.	58



1.1.2. Simulación de Jupiter a Sedna.....	65
1.1.3. Código JAVA de Simulación.....	69

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS **72**

Referencias bibliográficas	72
----------------------------------	----



APÉNDICE I. CATALOGO DE SISTEMAS DE POTENCIA NUCLEARES.

SISTEMAS DE POTENCIA NUCLEAR RUSOS EN EL ESPACIO. [1]

SOVIET NUCLEAR POWER SYSTEMS IN SPACE

No.	Space vehicle (NPS)	Launch date	Time operated (d)
1.	Cosmos-367 (BUK)	3 Oct. 1970	For one orbit
2.	Cosmos-402 (BUK)	1 Apr. 1971	For two orbits
3.	Cosmos-469 (BUK)	25 Dec. 1971	9
4.	Cosmos-516 (BUK)	21 Aug. 1972	32
5.	Cosmos-626 (BUK)	27 Dec. 1973	45
6.	Cosmos-651 (BUK)	15 May 1974	71
7.	Cosmos-654 (BUK)	17 May 1974	74
8.	Cosmos-723 (BUK)	2 Apr. 1975	43
9.	Cosmos-724 (BUK)	7 Apr. 1975	65
10.	Cosmos-785 (BUK)	12 Dec. 1975	For three orbits
11.	Cosmos-860 (BUK)	17 Oct. 1976	24
12.	Cosmos-861 (BUK)	21 Oct. 1976	60
13.	Cosmos-952 (BUK)	16 Sep. 1977	21
14.	Cosmos-954 (BUK)	18 Sep. 1977	43
15.	Cosmos-1176 (BUK)	29 Apr. 1980	134
16.	Cosmos-1249 (BUK)	5 Mar. 1981	105
17.	Cosmos-1266 (BUK)	21 Apr. 1981	8
18.	Cosmos-1299 (BUK)	24 Aug 1981	12
19.	Cosmos-1365 (BUK)	14 May 1982	135
20.	Cosmos-1372 (BUK)	1 Jun. 1982	70
21.	Cosmos-1402 (BUK)	30 Aug 1982	120
22.	Cosmos-1412 (BUK)	2 Oct. 1982	39
23.	Cosmos-1579 (BUK)	29 Jun. 1984	90
24.	Cosmos-1607 (BUK)	31 Oct. 1984	93
25.	Cosmos-1670 (BUK)	1 Aug. 1985	83
26.	Cosmos-1677 (BUK)	23 Aug. 1985	60
27.	Cosmos-1736 (BUK)	21 Mar. 1986	92
28.	Cosmos-1771 (BUK)	20 Aug. 1986	56
29.	Cosmos-1818 (TOPAZ)	2 Feb. 1987	142
30.	Cosmos-1860 (BUK)	18 Jun. 1987	40



LANZAMIENTOS DE NAVES ESPACIALES CON SISTEMAS RADIOISOTÓPICOS. [1]

SPACECRAFT LAUNCHES INVOLVING RADIOISOTOPE SYSTEMS

Power source	Number of RTGs	Spacecraft	Mission type	Launch date	Status
SNAP-3 (US)	1	Transit 4A	Navigational	29 Jun. 1961	Currently in orbit.
SNAP-3 (US)	1	Transit 4B	Navigational	15 Nov. 1961	Currently in orbit.
SNAP-9A (US)	1	Transit 5BN-1	Navigational	28 Sep. 1963	Currently in orbit.
SNAP-9A (US)	1	Transit 5BN-2	Navigational	5 Dec. 1963	Currently in orbit.
SNAP-9A (US)	1	Transit 5BN-3	Navigational	12 Apr. 1964	Mission aborted. Heat source burned up on re-entry as designed.
ORION-1 (S/R)	1	Cosmos 84	Navigational	3 Sep. 1965	Currently in orbit.
ORION-2 (S/R)	1	Cosmos 90	Navigational	18 Sep. 1965	Currently in orbit.
SNAP-19 (US)	2	Nimbus B-1	Meteorological	18 May 1968	Mission aborted and heat source retrieved.
SNAP-19 (US)	2	Nimbus III	Meteorological	14 Apr. 1969	Currently in orbit.
ALRHU (US)	Heater	Apollo 11	Lunar	16 Jul. 1969	On lunar surface.
SNAP-27 (US)	1	Apollo 12	Lunar/ALSEP	14 Nov. 1969	On lunar surface. Station shut down.
SNAP-27 (US)	1	Apollo 13	Lunar/ALSEP	11 Apr. 1970	Mission aborted. Heat source jettisoned into the Pacific Ocean.

(US = USA, S/R = Soviet/Russian)



SPACECRAFT LAUNCHES INVOLVING RADIOISOTOPE SYSTEMS (cont.)

Power source	Number of RTGs	Spacecraft	Mission type	Launch date	Status
RHS for Lunokhod-1 (S/R)	Heater	Luna-17	Lunar	18 Nov. 1970	On lunar surface.
SNAP-27 (US)	1	Apollo 14	Lunar/ALSEP	31 Jan. 1971	On lunar surface. Station shut down.
SNAP-27 (US)	1	Apollo 15	Lunar/ALSEP	26 Jul. 1971	On lunar surface. Station shut down.
SNAP-19 (US)	1	Pioneer 10	Planetary	2 Mar. 1972	Successfully operated to Jupiter and beyond the solar system.
SNAP-27 (US)	1	Apollo 16	Lunar/ALSEP	16 Apr. 1972	On lunar surface. Station shut down.
Transit-RTG (US)	1	Traid-01-1X	Navigational	2 Sep. 1972	Currently in orbit.
SNAP-27 (US)	1	Apollo 17	Lunar/ALSEP	7 Dec. 1972	On lunar surface. Station shut down.
RHS for Lunokhod-2 (S/R)	Heater	Luna-21	Lunar	8 Jan. 1973	On lunar surface.
SNAP-19 (US)	4	Pioneer 11	Planetary	5 Apr. 1973	Successfully operated to Jupiter, Saturn and beyond the solar system.

(US = USA, S/R = Soviet/Russian)



SPACECRAFT LAUNCHES INVOLVING RADIOISOTOPE SYSTEMS (cont.)

Power source	Number of RTGs	Spacecraft	Mission type	Launch date	Status
SNAP-19 (US)	2	Viking 1	Mars Lander	20 Aug. 1975	On Martian surface. Lander shut down.
SNAP-19 (US)	2	Viking 2	Mars Lander	9 Sep. 1975	On Martian surface. Lander shut down.
MHW-RTG (US)	2	LES 8, LES 9	Communication	14 Mar. 1976	Currently in orbit.
MHW-RTG (US)	3	Voyager 2	Planetary	20 Aug. 1977	Successfully operated to Neptune and beyond the solar system.
MHW-RTG (US)	3	Voyager 1	Planetary	5 Sep. 1977	Successfully operated to Neptune and beyond the solar system.
GPHS-RTG (US)	2	Galileo	Planetary	18 Oct. 1989	Successfully operated, orbiting Jupiter.
GPHS-RTG (US)	1	Ulysses	Planetary	6 Oct. 1990	Successfully operated to the sun's polar regions, mission continuing.
LWRHU (US)	Heater	Mars Pathfinder	Mars Lander	4 Dec. 1996	Successfully operated on Mars.
GPHS-RTG (US)	3	Cassini	Planetary	15 Oct. 1997	Successfully operated, en route to Saturn.

(US = USA, S/R = Soviet/Russian)



ÉXITOS EN LA EXPLORACIÓN ESPACIAL [1]

SPACE ACHIEVEMENTS

Programme	Date	Achievement	Nuclear power requirement
Sputnik	4 Oct. 1957	First artificial satellite.	
Vostok	12 Apr. 1961	First manned flight in outer space (Y.A. Gagarin).	
Vostok	16–19 Jun. 1963	First woman cosmonaut (V.V. Tereshkova).	
Voskhod	18 Mar. 1965	First walk in space (A.A. Leonov).	
Luna 16, 20, 24	1958–1976	Landed and returned from lunar surface with sample materials.	
Venera and Vega	1965–1984	Venus exploration: Venera 3 (1965) reached the surface; Venera 8 landed (1972); Venera 15/16 orbited (1981–1983) and Vega 1/2 dropped capsules.	
Apollo 12, 14, 15, 16, 17	1969–1972	First lunar landing (N.E. Armstrong and E.E. Aldrin) and further exploration landings.	Five lunar surface experiment Packages (all SNAP-27) designed for a year of lunar days and nights were used.
Mars 5	1973	Successful mission to investigate Mars.	
Cosmos (RORSAT)	1970–1988	BUK NPS operational on space vehicles of the Cosmos series.	32 BUK NPSs with electrical power of about 3 kW.





SPACE ACHIEVEMENTS (cont.)

Programme	Date	Achievement	Nuclear power requirement
Pioneer 10 and 11	10: 1972–1997 11: 1973–1995	10: Survival of the asteroid belt en route to Jupiter and passage outside the solar system. 11: Exploration of Saturn and its rings before leaving the solar system.	These were missions of long duration and owing to distance from the sun solar power was not feasible for running experiments. Each spacecraft had four SNAP-19 RTGs providing 165 W at launch.
Viking 1 and 2	1975	Placed two landers on Mars.	Each lander had two SNAP-19 RTGs to maintain sensitive equipment.
Voyager 1 and 2	1977–1982	Exploration of Jupiter, Saturn, Uranus and Neptune.	These spacecrafts each had a new multihundred watt RTG for a significant increase in operational life of four years.
Mir	1986–2001	First modular orbital space station.	
Cosmos (PLASMA-A)	1987–1988	TOPAZ NPS operation onboard space vehicles of the Cosmos series.	2 TOPAZ NPSs with an electrical power of about 6 kW.
Galileo	1989		New general purpose heat source for much larger power requirements (300 W for six years).
Ulysses	1990	Joint programme with ESA. Orbiting the sun to investigate sunspots, solar flares, X rays and radio noise, heliosphere and solar wind.	Relied on using Jupiter's gravity to reach solar orbit and therefore solar panels were not possible (Jovian sunlight is 4% of that near earth).

SPACE ACHIEVEMENTS (cont.)

Programme	Date	Achievement	Nuclear power requirement
Mars Pathfinder	1997	Landed a robotic rover, Sojourner, on Mars.	The rover used lightweight RHUs to maintain electronic components at operating temperatures during the Martian night.
Cassini	1997 to arrive at Saturn in 2004	International project to study Saturn and its rings for four years and to place the Huygens probe on Titan.	Requires 3 GPHSs and 117 lightweight RHUs.
Europa	2003 to arrive at Europa in 2007	To determine if there is liquid ocean below the ice on Jupiter's moon and to determine its characteristics.	An advanced radioisotope power system could provide 210 W six years after launch.
Pluto/Kuiper Express	2004 to arrive at Pluto in 2012	To explore Pluto and its moon, Charon.	Planning is for radioisotope power system providing 185 W of electricity 14 years after launch.
Solar probe	2007 to arrive at the sun in 2010	To measure the solar wind, the heating of the solar corona, to detect solar waves and turbulence, and to view the poles.	Not yet planned.



APÉNDICE II. ESQUEMAS AMTEC.

1. ESQUEMAS FUNCIONAMIENTO CONVERTIDORES AMTEC.

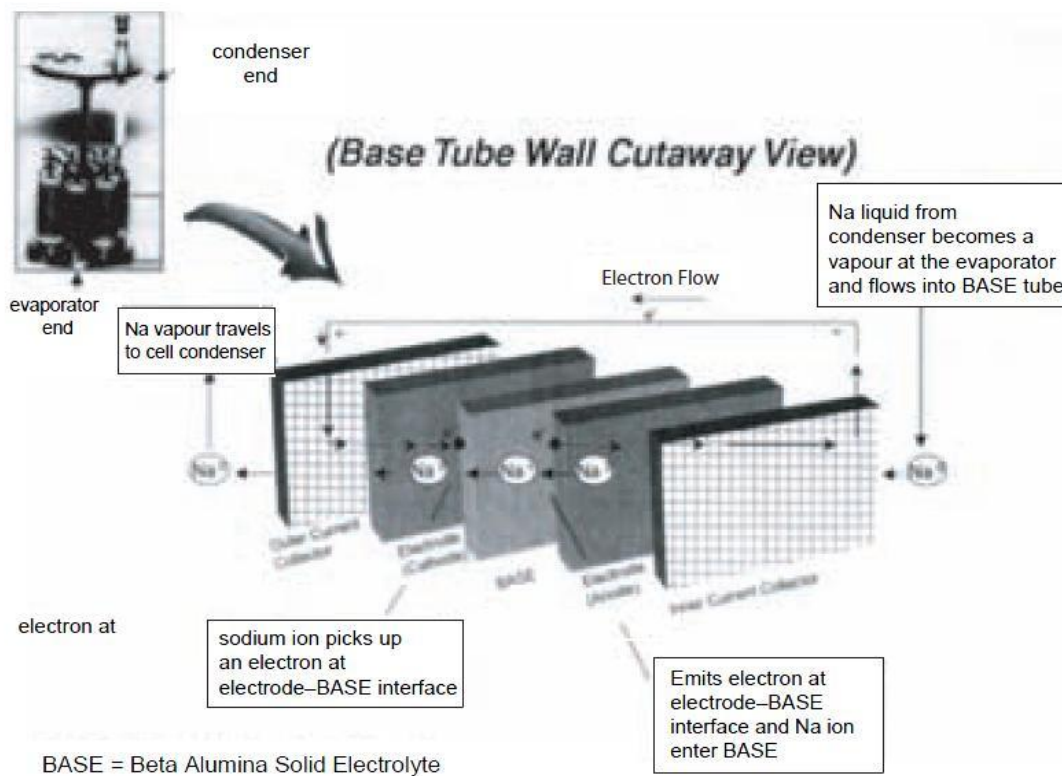


Fig. II.1 Esquema convertidor AMTEC. [1]

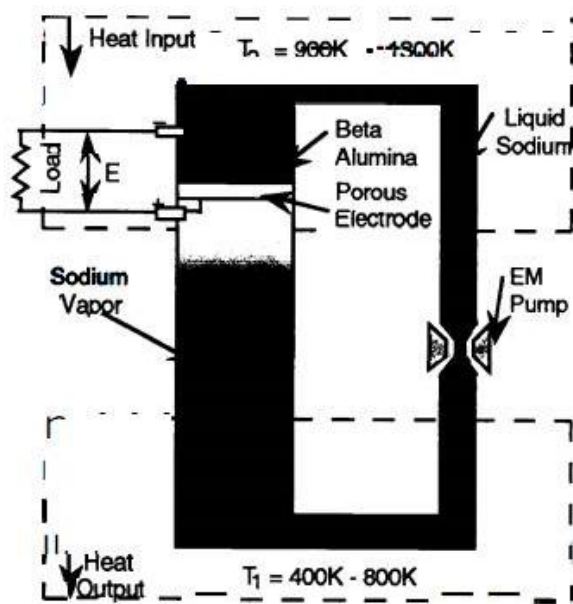


Fig. II.2 Esquema convertidor AMTEC [2]



APÉNDICE III. CASSINI.

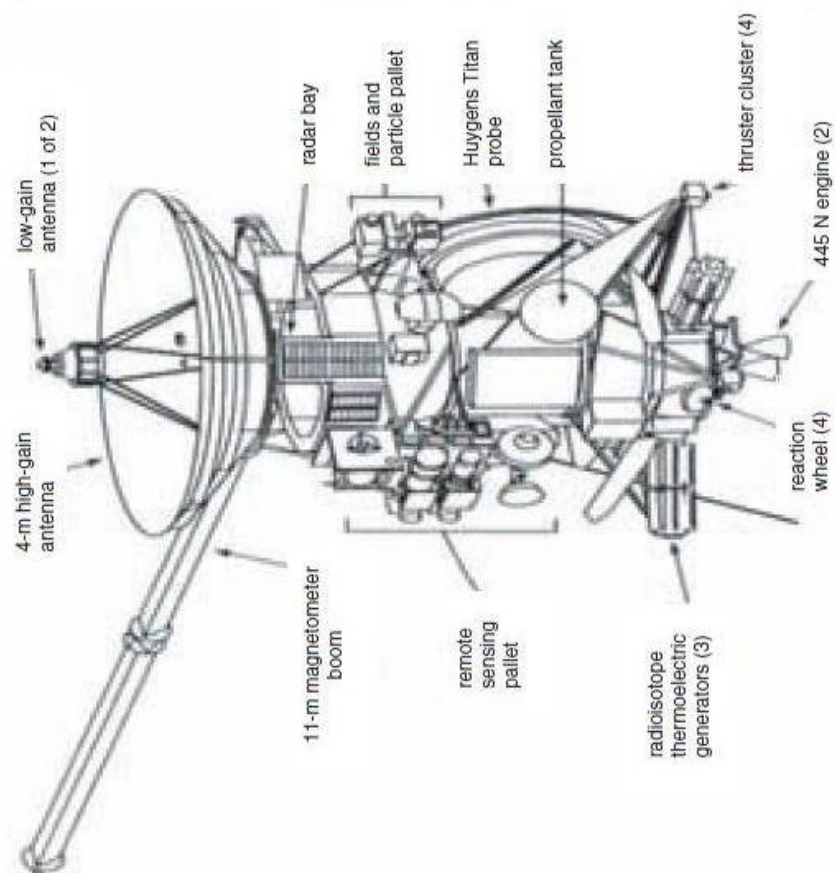


Fig. III.1 Nave espacial Cassini [1]



APÉNDICE IV. CADENA DE DESINTEGRACIÓN DEL PU-238.

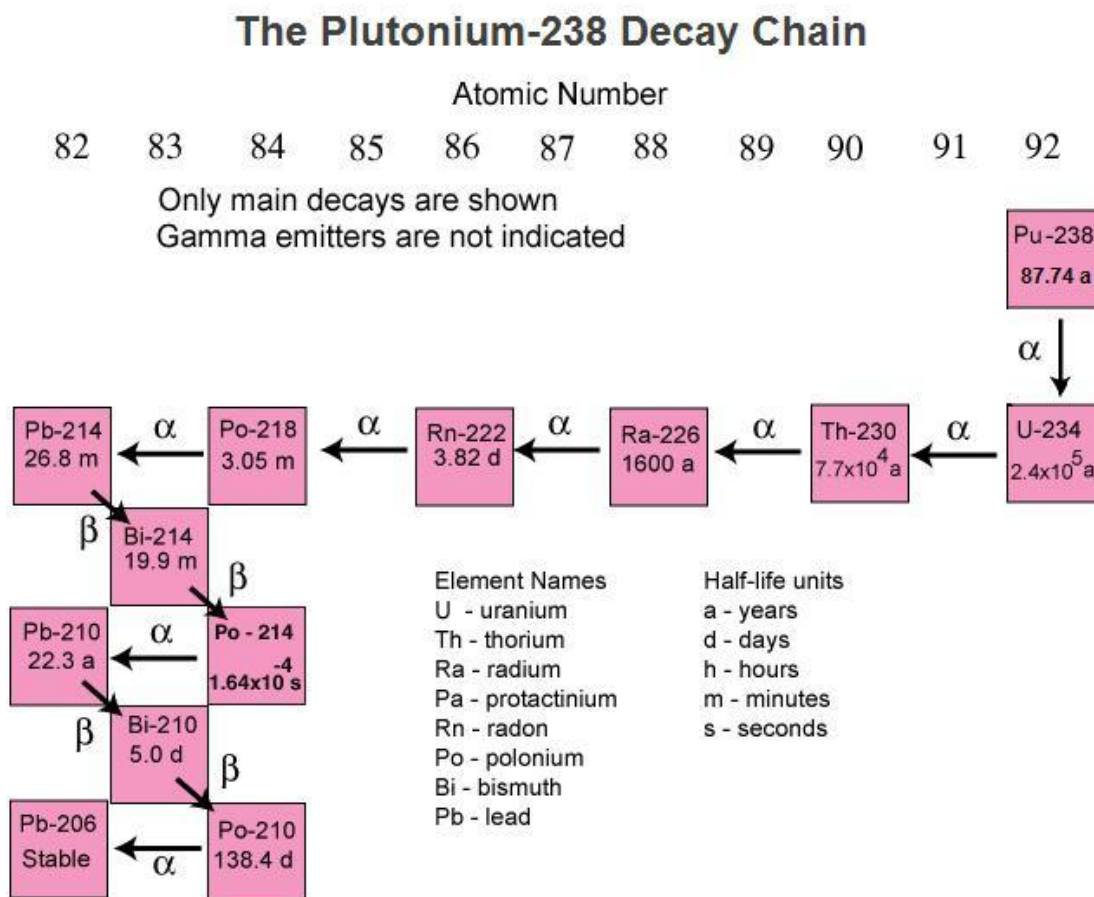


Fig. IV.1 Cadena de desintegración del Pu-238



APÉNDICE V. PRUEBAS DE RESISTENCIA.

Pruebas de resistencia eléctrica de los remaches de conexión eléctrica.

Un 10% del total de 668 juntas de remaches tubulares mostraba cambios en la resistencia que eran superiores a los iniciales del diseño, de 0.1 a 0.2 mΩ pasaban a un rango de 0.8 a 1.5 mΩ después de varias semanas. En algunos casos, algunos remaches tubulares también mostraron cambios inestables cambiando entre valores en el rango de 0.2 a 1.0 mΩ. Por lo tanto se tuvo que realizar en su momento un estudio de los problemas de resistencia de los remaches tubulares, lo cual retrasó el ensamblaje de la termopila E-6. Se llevaron actividades de:

- a) Evaluar el impacto de la elevada resistencia en algunas juntas en el rendimiento del RTG;
- b) Extraer y reemplazar los remaches de aquellas juntas que poseyesen más resistencia indeseable.
- c) Optimizar los parámetros de instalación de los remaches para mejorar el rendimiento eléctrico.
- d) Buscar alternativas a los remaches utilizados;
- e) Determinar la causa del incremento e inestabilidad del aumento de resistencia en las juntas.

Una evaluación ingenieril determinó que las juntas con mayor resistencia no poseerían un impacto significativo en la salida de potencia del RTG. Si todos los remaches poseyesen una resistencia de 1.0 mΩ, la pérdida de potencia del RTG sería de 5 vatios. En el caso de la termopila E-6, con 60 juntas de elevada resistencia, la pérdida de potencia estimada era de 0.5 vatios, lo cual es menos del 0.2% de la potencia total de salida. Además se desestimó que un posible fallo en los remaches pudiese desembocar en un circuito abierto. Este análisis determinó que la sustitución de los remaches tubulares no era necesaria. A pesar de esta conclusión, un recambio limitado de los remaches fue llevado a cabo como medida conservativa. La razón de estos recambios fue la opción de que la resistencia de las uniones pudiese aumentar durante los tests de vibración. El recambio fue una medida de precaución para prevenir futuros problemas de interpretación de datos. Un total de 64 remaches fueron cambiados en la termopila E-6. Se detuvo el trabajo de recambios cuando las pruebas en las muestras ofrecieron un entendimiento de la causa del problema y demostraron que las uniones de elevada resistencia volvían a valores bajos aceptables de resistencia, tras ser sometidos a procesos de entornos térmicos-en vacío (e inertes) de ETG/RTG. Este aumento



en la resistencia de las uniones, era debido a un aumento del proceso (químico) de oxidación de la superficie de las uniones, el cual era invertido mediante procesado térmico de vacío. Estos test acabaron con las preocupaciones de posibles variaciones de la resistencia durante los test de vibraciones, ya que la integridad estructural (mecánica) de las uniones remachadas de alta resistencia se determinó correcta.

Se llevó a cabo una tarea de investigación que demostró que unos remaches de cobre sólido modificados MS20615-4CU3 que podrían ser exitosamente puestos en lugar de los remaches tubulares para conectar las tiras eléctricas del ensamblaje de la termopila GPHS-RTG. Todas las herramientas y elementos necesarios para realizar dicha tarea fueron probados y llevados a cabo. La fabricación de muestras representativas mostró que los nuevos remaches producían las uniones deseadas con las características necesarias. Los análisis mostraron que el aumento de peso debido a este cambio de elementos de unión, era insignificante. Pero a pesar de todos estos esfuerzos y pruebas con resultados favorables, se consideró que la implementación de los remaches en el programa de la Cassini (para el que fueron probados por primera vez) era innecesario.



APÉNDICE VI. Las aletas de radiación de la RTG.

Aletas de radiación.

A continuación se prosigue con la explicación de las aletas de radiación de una GPHS-RTG, comentando también el proceso de montaje de las mismas. Aquí se hablará del ACS, pero recordar que el ACS no ha sido necesario en las últimas misiones de exploración del espacio profundo.

Un pasaje de 0.4826 cm de diámetro, con un flujo de preparación de la soldadura de 1,397 cm, se extiende de a lo largo de toda la longitud del borde de las aletas, con salidas laterales en cada extremo. El espesor de la aleta se estrecha, pasando de unos 0.055 a un flujo de 0.015 en la punta.

Los pasajes para el flujo se encuentran perforados a través de las 18 pulgadas de longitud de la aleta. Con el fin de lograr esto, el proveedor necesitaba una placa mecanizada de forma precisa de 1,198 x 12,700 x 55,880 de largo con los lados planos y paralelos entre 0,005 cm y con los lados libres de arañazos y ralladuras. Después de las perforaciones, la lámina esta lista para obtener el pasaje para el flujo y las afiladas aletas. El escudo del convertidor posee incorporado un sistema activo de refrigeración (ACS) el cual consiste en un colector de entrada/salida, conductos de flujo en la base de cada aleta, y tubos de 0.635 cm de diámetro de aluminio 6061-T6. El fluido refrigerante puede ser bombeado a través del convertidor, montado externamente en el exterior del extremo del convertidor. Del colector, el refrigerante se separa en dos serpentines de flujos separados que pasan a través de las aletas, en direcciones circunferenciales opuestas. El tubo de 0.25 pulgadas une el colector a las aletas y las aletas entre ellas mediante las salidas laterales en los extremos de las mismas. Las dos líneas de flujo se unen en el eje -Y en el extremo exterior, donde son transportados otra vez al colector a través de un tubo de 0.635 cm de diámetro. Los componentes especiales se listan en la Tabla VI, están fabricados para proteger, manipular, unir, enviar y almacenar el escudo y el montaje de aletas y tubos, también utilizados para montar y alinear las aletas, el colector y los tubos, en el escudo del convertidor. Los tubos son soldados a las entradas en los lados de las aletas y al colector. Las conexiones tubo-a-tubo sólo se realizan en esta etapa del montaje. Cada uno de las ocho aletas y los montajes tubulares son sacados de este accesorio y colocados en los accesorios individuales para aleta/tubo de soporte, para suministrar acceso a los extremos libres de los tubos para pruebas de resistencia a la presión con agua a 800 psi (56,246 Kg/cm²). Cuando todos los montajes de aletas/tubos han sido comprobados exitosamente, son re-ensamblados en el accesorio de montaje, entonces es colocado en una caja de madera de doble pared. El escudo es colocado en el contenedor de almacenaje/envíos del ensamblaje de



escudo/aletas, y pueden ser enviado entonces a una compañía como la Ebtech Company (actualmente) para una soldadura por haz de electrones. Entonces los montajes de aletas/tubos son desmantelados de sus accesorios otra vez y uno a uno reinstalados y soldados por haz de electrones. Durante la soldadura por electrones de la unidad GPHS, se debe tener cuidado con que se produzcan deformaciones en los bordes de las aletas, debido a una disipación de calor insuficiente.

Tabla VI.1 Accesorios de montaje de las aletas de radiación. [8]

Item	Uses
Individual fin/tube support fixture	Pressure test individual fin/tube assemblies.
Fin/tube weld assembly fixture	Weld tubes to fins. Align fins and tubing for attachment to shell. Shipment.
Shell and fin assembly storage and shipment can	Storage and shipment of shell and shell and fin assembly.
Rotational handling fixture	Radiographic inspection of E-Beam welds. Final tube/tube welds. Final proof pressure test of ACS. Clean ACS lines. Mask for painting. Paint. Airbake cure of paint.
Mounting plate and handling sling	100 hour vacuum bake-out. Etch exterior of shell/fin assembly.
Double walled wooden base	Shipment of fin/tube weld assembly fixture.

Por ejemplo, para las primeras unidades Cassini, se engancharon sumideros de calor de cobre al escudo y a las aletas. Para proteger al escudo/aletas de la pistola de soldar, las protecciones de cobre se ponen al principio para el encendido y al final, con el fin del recorrido. Protecciones secundarias de cobre son utilizadas también detrás del material que está siendo soldado, en caso de alguna fuga. El montaje de escudo/aletas se monta en un accesorio rotacional y las soldaduras por haz de electrones son inspeccionadas en busca de defectos, mediante radiografías. Tras superar las inspecciones, el montaje escudo/aletas se sitúa en el contenedor para transporte/almacenaje y transportados de vuelta a Lockheed Martin. Las unidades se montan otra vez en el accesorio para montaje, se realizan las últimas soldaduras tubo a tubo y se realiza una prueba de test de presión al ACS, a 800 psi (56,246 Kg/cm²). Las líneas del ACS se limpian con agua, se secan y se rellenan con argón. Se sella la junta del colector y se pone una junta GSE. La unidad se extrae del accesorio de montaje y es gravada en ácido. La unidad se vuelve a instalar en el accesorio rotacional para



montaje y los salientes, superficie de sellado, el área para montaje de componentes, etc, son cubiertos para pintar. La unidad se pinta con una capa de control térmico con una base de silicona, PD-224, permitiendo su secado a temperatura ambiente. Una vez más, la unidad es extraída de la unidad rotacional de montaje e instalada en el disco de montaje, se afloja el colector del ACS y es transportado a la cámara de desgasificación al vacío donde es cocido al vacío a 252 °C durante 100 horas. La unidad es empaquetada en mylar (tereftalato de polietileno) o en film de mylar aluminizado, montada en el contenedor del escudo y del ensamblaje de aletas, y está listo para el montaje de los componentes.[8]



APÉNDICE VII. Pruebas de fiabilidad del PRD.

(NOTA: En este apartado debido a que todos los gráficos se encontraban en pulgadas y en psi, se han dejado como en el original. Recordar que una pulgada (inch) son 2,54 cm, y que 1 psi es ~ 0,703 kg/cm²)

La fiabilidad del PRD en airear la presión interna del RTG, se estableció mediante el uso de los componentes heredados de diseños anteriores, aprovechándose de la ventaja de una extensa base de datos de pruebas y experiencias de vuelo de los programas RTG de MHW y GPHS. Un programa de demostración de la fiabilidad se llevó a cabo para el montaje de los fuelles durante el programa MHW. Estos test acabaron con 34 diafragmas punzados exitosamente por los fuelles e incluían estudios sobre las sujeciones de los fuelles en condiciones térmicas y dinámicas en los entornos previos a, y durante, operación. Más demostraciones de fiabilidad se llevaron a cabo sobre la capacidad de ejercer fuerza de los muelles utilizados en el GPHS-RTG, los mismos muelles utilizados en el montaje de los fuelles. Estos tests consideraron la medición de la fuerza durante su recorrido de un ensamblaje de PRD (sin lanza) 50 veces a temperatura de operación.

Los análisis de fiabilidad identificaron que el pin de liberación rápida posee un punto Punto Singular de Fallo de Categoría I. No se establecieron ningunos objetivos de operación cuantitativos para el PRD. Sin embargo las probabilidades de fallo, a la hora de extraer el pin de extracción rápida, son muy bajas. Las medidas para compensar este evento incluyen: (1) El pin tiene un asa larga que visualmente es fácilmente visible cuando se encuentra en su sitio (2) Instrucciones escritas para su extracción son suministradas en la lista de comprobaciones previas al lanzamiento, (3) los operarios son entrenados en este procedimiento, y (4) supervisión y verificación de QA (questions & answers) se llevan a cabo en la operación de extracción del pin.

Para el programa Cassini, varios tests ingenieriles fueron llevados a cabo para ampliar el entendimiento del funcionamiento del PRD. Se realizó un estudio de medida de las características de la fuerza disponible por los fuelles. Un test correspondiente lanza-diafragma fue conducido para medir la fuerza necesaria por la lanza para penetrar el diafragma. Por último, se practicaron una serie de pruebas para comprobar las capacidades de diferentes materiales candidatos para recubrir el interior de la superficie del alojamiento del PRD. Las conclusiones de estos tests muestran que existe un gran margen (de al menos un factor de +1.18) entre la fuerza disponible para agujerear y la fuerza necesaria para agujerear el diafragma. A continuación unas descripciones de dichos test.



Test de caracterización de la fuerza del fuelle

(NOTA: En este apartado debido a que todos los gráficos se encontraban en pulgadas y en psi, se han dejado como en el original. Recordar que una pulgada (inch) son 2,54 cm, y que 1 psi es ~ 0,703 kg/cm²)

Las pruebas de fuerza se llevaron a cabo en los fuelles ingenieriles S/N 38. El objetivo de estos tests era caracterizar la fuerza disponible de los fuelles en diferentes posiciones y presiones externas, tanto a temperatura ambiente como a temperatura de operación (180°C). Los tests fueron llevados a cabo con desplazamientos entre 0.00254 pulgadas y 0.540 pulgadas y con presiones entre 0.1 y 13+ psia. Un adaptador especial fue atornillado en los fuelles a modo de lanza. Los fuelles son encerrados en un horno aislado desde el cual sobresale, como una protuberancia, el conjunto del adaptador. El accesorio completo, incluyendo la celda de carga, se sitúa en una cámara de vacío. Un controlador de temperatura conectado a uno de los calentadores mantiene la presión de los fuelles durante los tests a elevadas temperaturas. El otro calentador es controlado mediante un Variac (transformador variable). La figura VII.1 muestra un esquema de la disposición del setup.

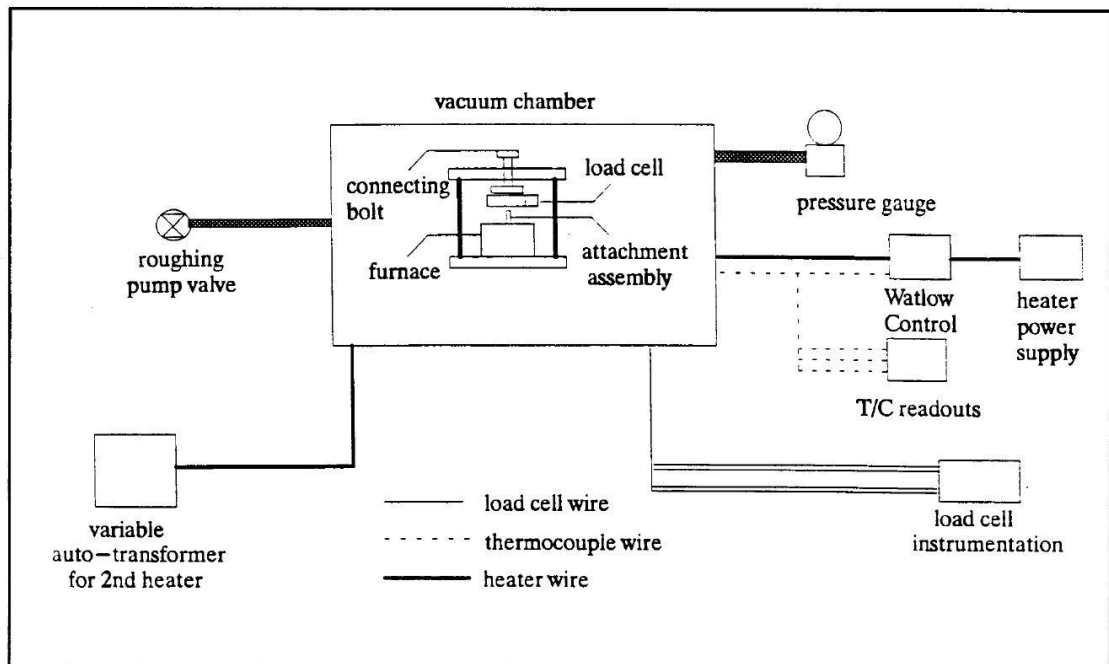


Figura VII.1 Esquema del test de caracterización de fuerza del muelle del PRD.[7]

La Figura VII.2 muestra la fuerza generada por los fuelles en los tests a temperatura ambiente. También muestra, para comparaciones, los resultados de los test lanza-diafragma. Del mismo modo, la Figura VII.3 muestra la fuerza generada por los fuelles a temperatura de trabajo (operacional). En ambas figuras puede observarse que se genera la fuerza suficiente



por los fuelles una vez llega abajo con una presión externa de 4 psia. Estos gráficos dan una indicación del margen disponible para punzar el diafragma durante todo el recorrido del fuelle.

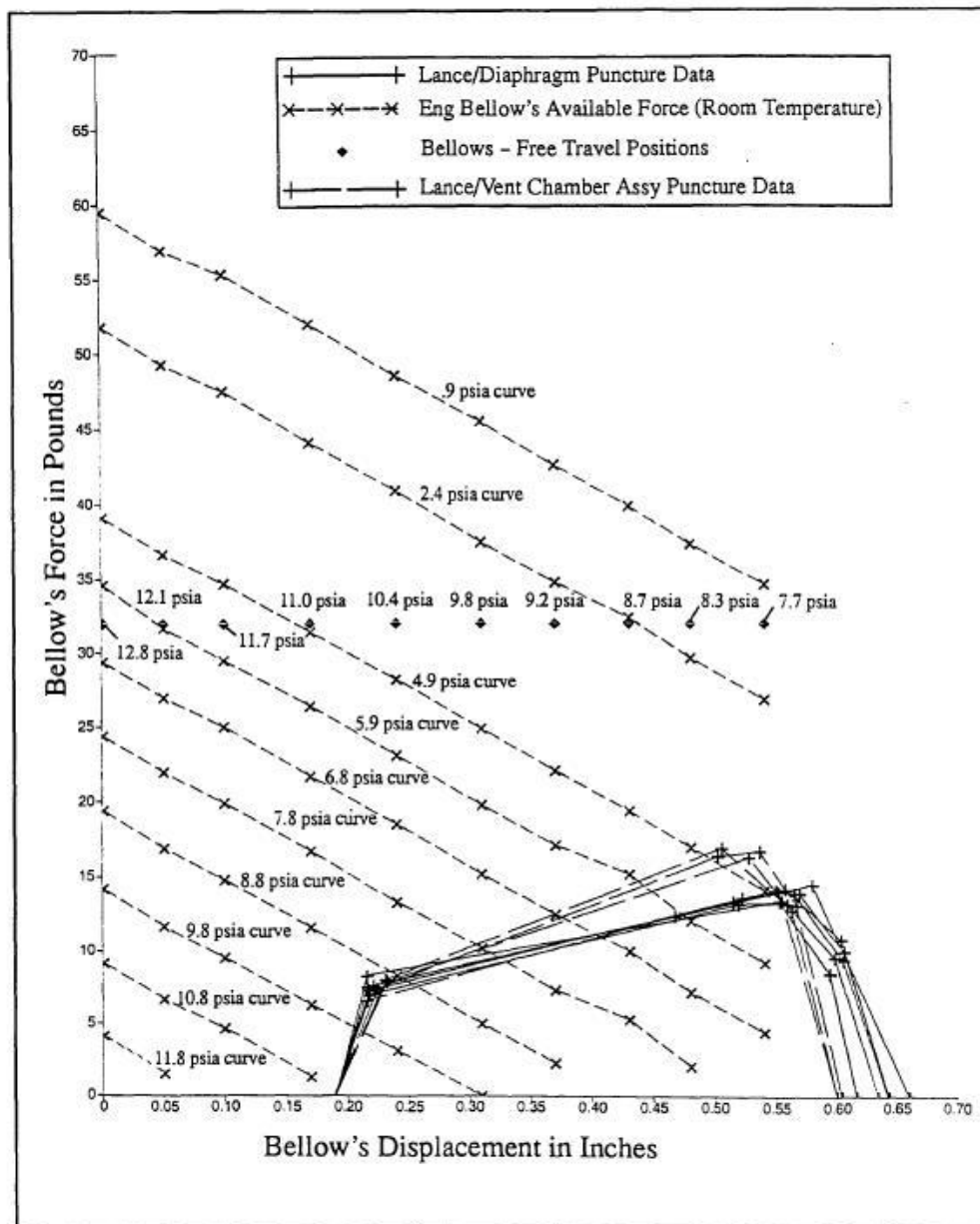


Figura VII.2 Test de fuerza a temperatura ambiente.[7]



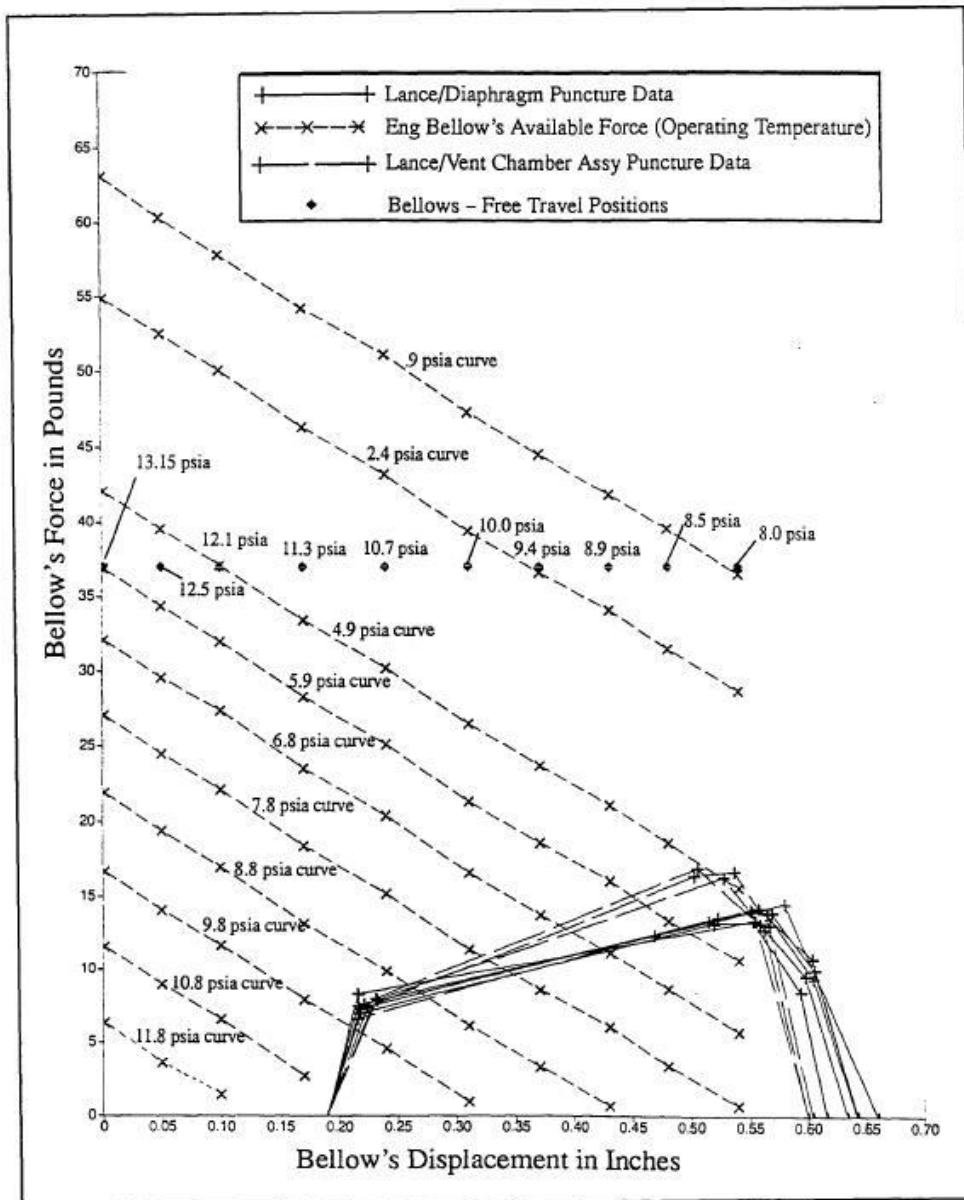


Figura VII.3 Test de fuerza a temperatura operacional.[7]

Test de perforación Lanza-Diafragma.

Durante este test se perforaron cinco diafragmas del lote CC11337 (test Cassini). Cuatro montajes de cámaras de ventilación (VCA) fueron perforadas (incluyendo tres durante los test de aprobación del lote). Ambas configuraciones utilizaron una máquina Trinus Olsen 10000. El propósito de este test era determinar la fuerza necesaria para perforar y penetrar completamente dos configuraciones de montaje diferentes de los diafragmas (soldada y



sujeta) tanto como para medir el tamaño de los agujeros en función de verificar la conductividad de la VCA comparándola con los requisitos de las especificaciones.

Para todos los tests excepto uno, la Tinius Olsen viajó a un ritmo constante de 0.02 pulgadas/minuto mientras la lanza perforaba. En el caso del diafragma S/N 2, la velocidad de perforación fue incrementada a 14.4 pulgadas por minuto para demostrar que la fuerza de perforación no difería significativamente con la velocidad. Tres lanzas diferentes fueron usadas para la prueba. Dos lanzas eran del lote PO HHMC70293, una considerada como principal y otra denominada “sólo para uso ingenieril”. La otra lanza era una sobrante del programa GPHS-RTG.

La Tabla VII.1 hace un listado de las fuerzas pico alcanzadas durante los test al igual que el viaje de perforación y su área. El viaje de perforación es la distancia que la lanza se mueve desde la primera toma de contacto con el diafragma, hasta que la fuerza vuelve a cero después de que la perforación esté completada. Todas las áreas de perforación fueron calculadas mediante el cálculo del área del triángulo definido por las tres esquinas del agujero de penetración para cada diafragma/VCA y sustrayendo 0.003 pulgadas² las cuales son el área de los pliegues que permanecen después de la punción. La distancia media entre esquinas de los agujeros de perforación creados mediante la lanza residual, ingenieril y principal, eran de 0.420, 0.421, 0.437 pulgadas respectivamente.

El hecho de la existencia de unos agujeros de perforación mayores y de unas fuerzas superiores para las tres penetraciones de la lanza principal, se deben al mayor tamaño del cabezal de la lanza principal. El test demostró la importancia del tamaño de la cabeza de la lanza para la fuerza de penetración requerida. Sin embargo, el ratio de viaje de la lanza, tuvo poco efecto en la fuerza de penetración.

	Peak Force lb _f	Puncture Travel in	Puncture Area in ²	Lance Used
Diaphragm S/N 1	14.1	0.45	0.074	Engineering
Diaphragm S/N 2	14.5	0.47	0.074	Engineering
Diaphragm S/N 3	13.2	0.44	0.074	Engineering
Diaphragm S/N 4	14.0	0.45	0.074	Engineering
Diaphragm S/N 15	13.4	0.43	0.073	Residual
VCA S/N 1	14.2	0.45	0.074	Engineering
VCA S/N 4	16.7	0.41	0.080	Prime
VCA S/N 5	16.3	0.41	0.080	Prime
VCA S/N 11	16.9	0.41	0.081	Prime

Tabla VII.0.1 Resultados test de perforación de la lanza [7]



Un elemento interesante para la fiabilidad del PRD es el número de muelles necesarios para que el fuelle para penetrar. Los fuelles poseen tres muelles. La Figura VII.4 muestra la fuerza de uno, dos y tres muelles respecto a la fuerza necesaria para perforar según el recorrido del fuelle. Esto muestra que dos muelles serían suficientes para perforar el diafragma.

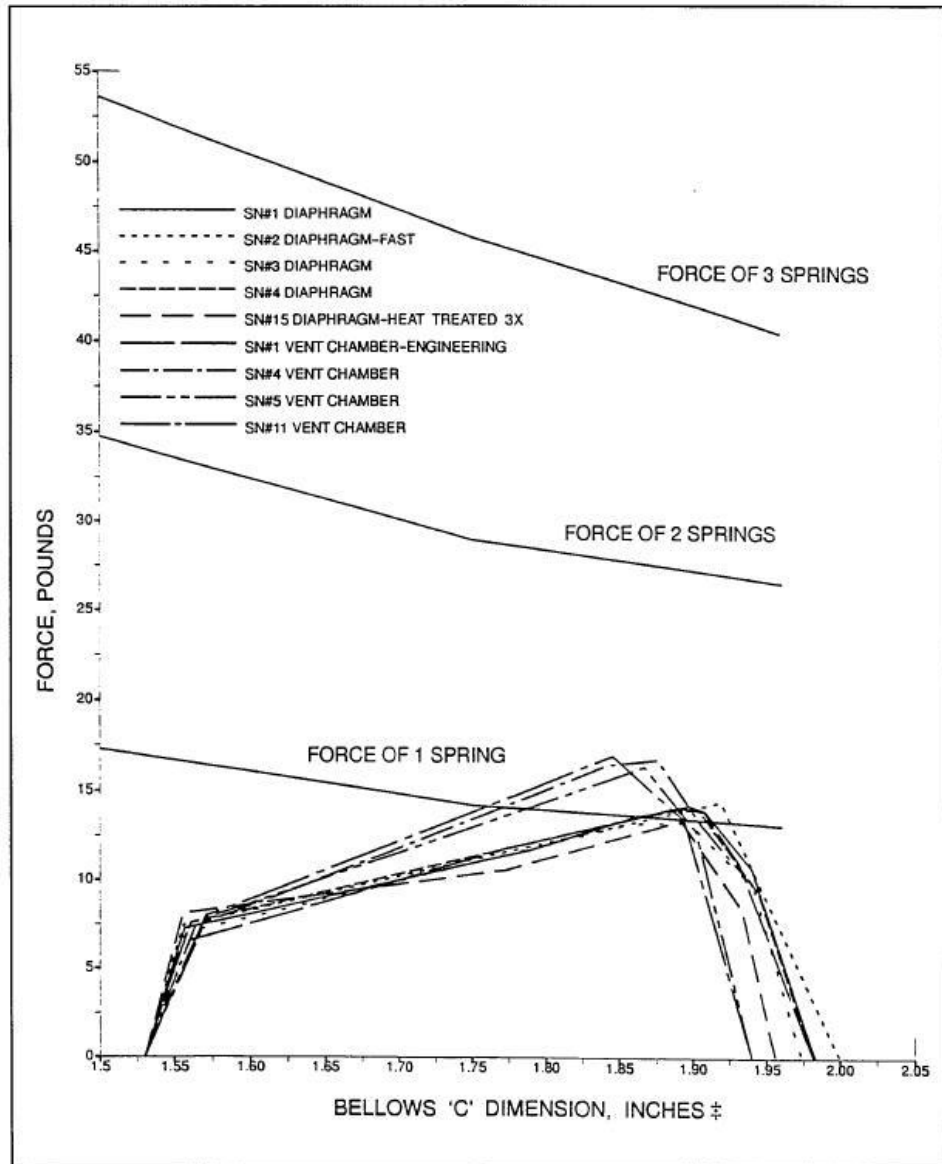


Figura VII.4 Comparación entre la fuerza de perforación de los muelles y la fuerza necesaria.[7]



Pruebas de recubrimiento del alojamiento del PRD.

Las pruebas se llevaron a cabo en su momento para ayudar en la selección de un recubrimiento para el interior del alojamiento del PRD. El objetivo del recubrimiento es prevenir ralladuras y/o raspaduras en el alojamiento a causa de los fuelles. Un test de revestimiento y otro de ralladuras se completaron para los dos materiales candidatos, Nedox NH-1 y Nedox CR. Al final se seleccionó el Nedox NH-1 debido a su rendimiento superior en el test de ralladura y su facilidad de procesado.

El test de recubrimiento era una modificación del procedimiento del Método Estándar de Pruebas ASTM D2714. La máquina iba a 72 rpm con las equivalentes 45 libras de fuerza en los anillos de prueba recubiertos con el material candidato. La fuerza de fricción inicial fue anotada cuando la fuerza friccional alcanzó el 110% del valor inicial, el número de revoluciones también fue guardado. Al Nedox CR le fueron necesarias 4330 revoluciones para alcanzar el 110% mientras que el Nedox NH-1 tardó 5710 revoluciones. Este test dio una indicación de la calidad con la que el recubrimiento se unía a la superficie de metal.

El test de ralladura simulaba el peor caso de carga dinámica de los fuelles, contra la superficie interna del alojamiento del PRD. Con un máximo de 70 g's, los fuelles experimentan una fuerza inercial de 40 libras. Para este test, se consideraba hasta 40 libras actuando en una sola circunvolución del fuelle y como una fuerza constante. Además, este test posee una simulación de una circunvolución contra un disco de pruebas mientras que la máquina Tinius Olsen tira del disco de pruebas en una dirección perpendicular a la circunvolución simulada y mide la fuerza requerida para hacer dicha cosa. Se probó con un disco no recubierto y tres discos recubiertos.

Los resultados del test de ralladuras se muestran en la Tabla 4.2.1-3. El disco sin recubrimiento necesitó de una fuerza significativamente mayor para moverse, que los discos recubiertos. Antes de la prueba, se esperaba que los discos recubiertos perdiesen su recubrimiento antes o al alcanzar las 40 libras de carga. Por el contrario, dos de los tres discos recubiertos no perdieron sus recubrimientos incluso a 40 libras. Solamente el recubrimiento de Nedox CR en un disco 63 rms perdió su recubrimiento y sólo a 40 libras. La conclusión de la pruebas es que el recubrimiento suministraba resistencia suficiente para las rayaduras y, de los dos candidatos, el Nedox NH-1 era mejor. Por lo tanto este recubrimiento, fue aplicado a la superficie interna del alojamiento del PRD.



Tabla VII.2 Pruebas de recubrimiento [7]

Bearing Load (lbf)	Uncoated Al Alloy 2219 Plate (125 rms)	Nedox CR Coated Al Aly 2219 Plate (125 rms)	Nedox CR Coat Al Aly 2219 Plate (63 rms)	Nedox NH-1 Coated Al Aly 2219 Plate (63 rms)	Steel Bar (frictional force only)
	(lbf)	(lbf)	(lbf)	(lbf)	(lbf)
5	4.9	2.4	2.5	1.9	.64
10	7.5	3.2	3.2	3.3	.90
20	16.2	7.0	6.8	7.2	1.63
30	18.6 *	8.8	10.1	8.7	3.0
40	23.3 *	11.1	16.7 * **	10.2	3.8

* These runs resulted in damaging the simulated convolution to the point of being unusable.

** This is an average of two runs (15.6 and 17.8 lbf), both of which involved removal of coating.



APÉNDICE VIII. Modos de control de la nave.

MODOS DE CONTROL DE LA NAVE

La nave posee tres modos de control de posición (*3-axis*, *active spin*, y *passive spin*) cuatro estados de operación (*TCM*, *Operational*, *Earth Acquisition*, y *Sun Acquisition*), las trajectory correctory manouvers o TCMs pueden llevarse a cabo en cualquiera de los modos de control de posición. El hecho de que la nave se encuentre en un modo u otro, depende de los ΔV que sean necesarios, querer mantener el link de conexión telemétrica mientras se cambia de posición, etc. Los estados operacionales depende de las actividades desarrolladas por la nave, la necesidad de conservación de combustible, etc.

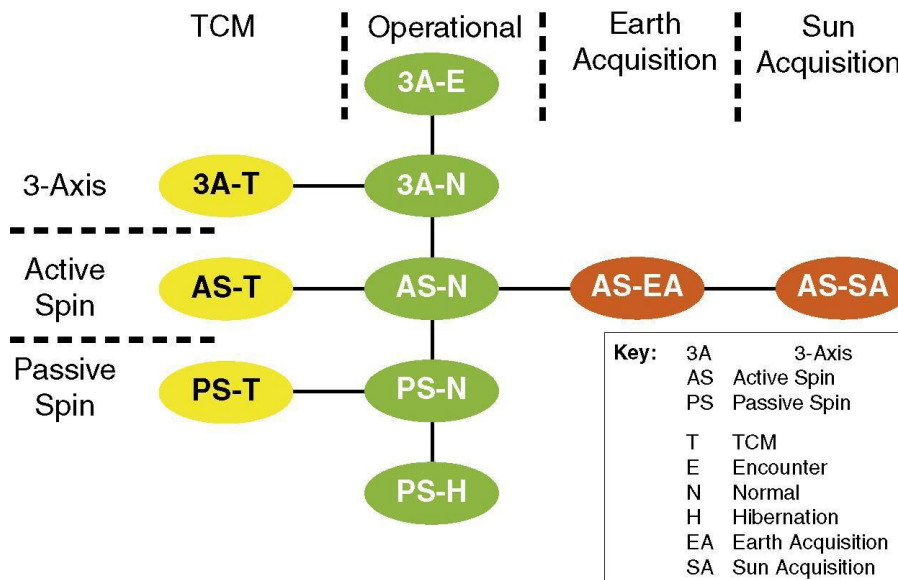


Fig. VIII.1 Esquema de modos de operación de la nave.[9]

Después de lanzamiento y una vez la nave a encarado la trayectoria deseada, es puesta en el estado PS-H (*passive spin hibernation*). Este estado minimiza cualquier tipo de control de posición y consumo energético de la nave. Se mantiene la nave durante casi todo el trayecto en este estado, sobre todo después de pasar por Jupiter y hasta llegar a Sedna, durante este trayecto habrá poco control desde la Tierra , salvo controles básicos de posición y situación, por ello la nave se pone a “hibernar”. El estado PS-N (*passive spin normal*) también finaliza cualquier control de posición de la nave, pero no implica que no se puedan llevar a cabo otras actividades. Este modo se utiliza durante determinados tramos del trayecto para obtener información de interés, por ejemplo, durante el final del tramo Tierra-Jupiter, para obtener datos sobre el gran planeta. El estado AS-N (*active spin normal*) es necesario



cuando se requieren maniobras de control de posición y la nave se encuentra girando. Este estado se utiliza para mantener el ratio de giro de la nave a 5 rpm o para preparar la nave para colocarla en otra orientación. El modo 3-axis permite a la nave girar sobre cualquiera de sus ejes o eje deseado para apuntar hacia un lugar determinado. Estos modos permiten apuntar con algún instrumento en particular a un objeto deseado o en un rango de trabajo deseado. En la siguiente figura se muestran los campos de actuación de los instrumentos.

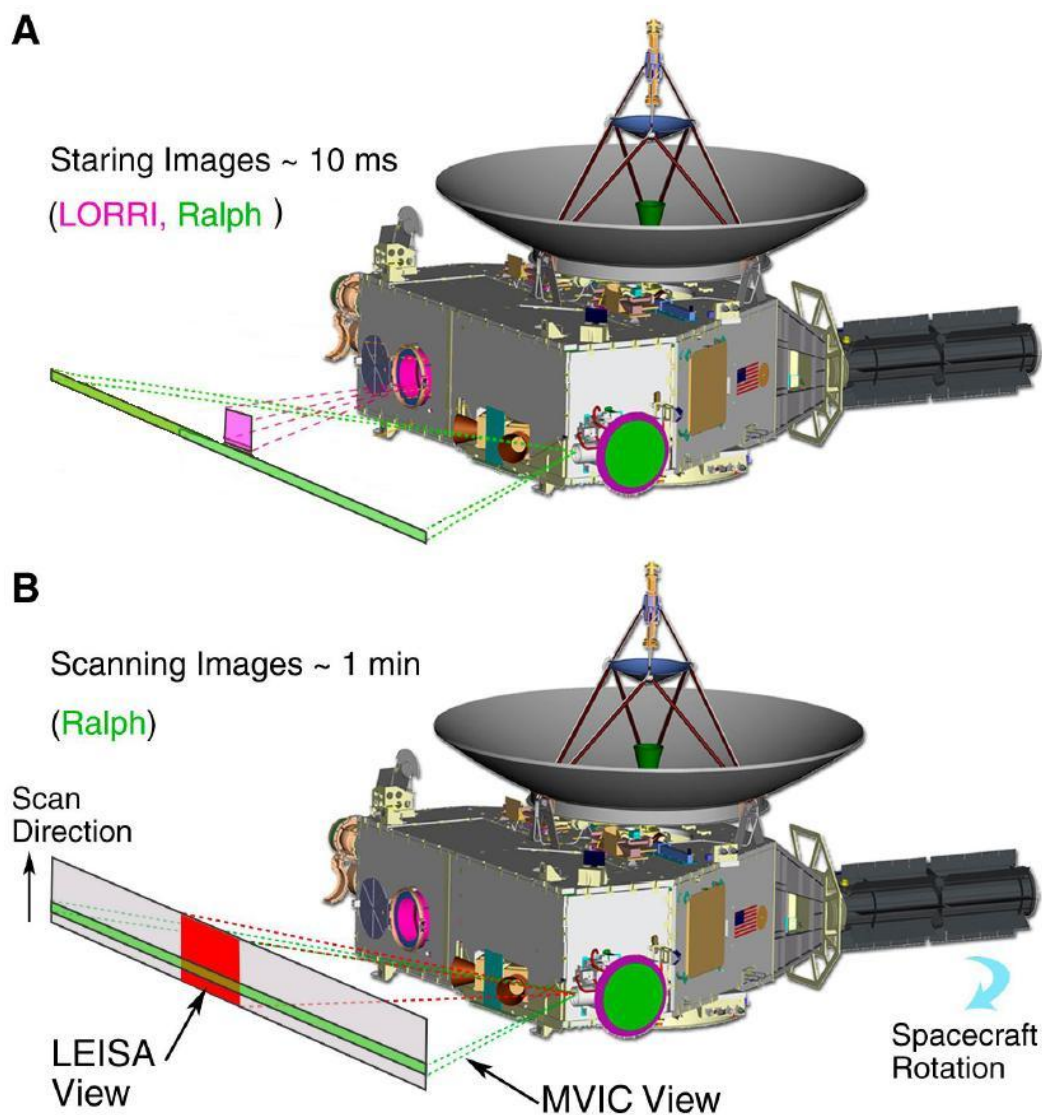


Fig. VIII.2 Campo de visión de los instrumentos.



El estado *3-Axis Normal* (3^a-N) se utiliza durante la mayoría de actividades con instrumentación. El 3A-E (*3-Axis Encounter*) corresponde al momento de aproximación a Sedna, donde la adquisición de datos posee prioridad. La diferencia entre el 3A-N y el 3A-E es como el sistema de autonomía reacciona a fallos críticos. En el 3A-E, el sistema intenta solucionar el error mientras que mantiene la nave en el estado para adquirir la mayor cantidad de datos posibles. Por el contrario, fallos en el 3A-N (y en otros) implican que el sistema ejecute una de sus cadenas “go safe”, la *Earth Acquisition* o *Sun Acquisition*.

La cadena *Earth Acquisition Go-Safe* lleva a la nave desde su modo actual hacia el estado AS-EA (Active Spin Earth Acquisition), siguiendo las transiciones de estado que se muestran en la Figura VIII.1. Una vez en *Earth Acquisition* el sistema, con la HGA apuntando hacia la Tierra, utiliza un link de emergencia de subida de (7.8125bit/s) y de bajada (10 bits/s).[9]

La segunda cadena “go-safe”, la *Sun Acquisition Go-Safe*, se ejecuta automáticamente como última opción del sistema, en el caso de que la comunicación con el centro de control no pueda ser establecida mientras se encuentra en el modo *Earth Acquisition*. A este estado se puede llegar por varios motivos, fallo en el seguimiento de estrellas, tiempos de espera en la comunicación demasiado largos, etc. Así el sistema automático configura a la nave para orientar la HGA hacia el Sol y enviar una señal de radio indicando que un error grave se ha producido (conocido como “red” beacon tone). Esto se debe a que este modo asume que se ha perdido el contacto con la tierra, así que el Sol es el único punto de referencia de la nave para apuntar.



APÉNDICE IX. Ventajas del Pu-238.

COMPARACIÓN DEL ^{238}Pu CON SUS ALTERNATIVAS

Numerosos estudios se han llevado a cabo durante muchos años, para determinar el isotope más adecuado para su uso en RPSs. Después de todos estos estudios, está claro que el ^{238}Pu es el isotope técnicamente más adecuado para alimentar un sistema de potencia radioisotópico.

La selección de un isotope adecuado para alimentar una RPS se centra principalmente en tres áreas: periodo de semidesintegración radiactivo, emisión radiactiva, y potencia/densidad específica de potencia. Otras consideraciones secundarias incluyen la forma así como la viabilidad de obtención/coste.

CONSIDERACIONES SOBRE EL PERIODO DE DESINTEGRACIÓN

La desintegración isotópica se produce en un proceso predecible e inalterable, que emite partículas y/o fotones, incluyendo radiación alfa, beta y gamma. Cuando esta radiación es absorbida por el combustible o el contenedor del mismo, se transforma en calor útil. El periodo de semidesintegración del combustible debería ser al menos tan o más largo que la duración de la misión. Si el periodo es muy corto, el combustible se desintegra muy rápido, obligando a tener un exceso de combustible muy elevado al principio de la misión, para poder suministrar una potencia adecuada al final y ofrecer flexibilidad. Sin embargo, un periodo muy grande, implica la necesidad de mucho combustible durante la misión ya que se libera muy poca energía. En las misiones de exploración planteadas hasta ahora por el ser humano (15 a 25 años de duración), no son necesarios periodos de más de 100 años, lo que reduciría la densidad de potencia y la potencia específica. De más de 2900 radioisótopos conocidos, sólo los 22 listados en la Tabla 1 de este apéndice poseen periodos en un rango de 15 a 100 años.

CONSIDERACIONES SOBRE LAS EMISIONES DE RADIACIÓN.

El combustible de una RPS debería emitir radiación que fuese fácilmente blindable para minimizar el peso de la protección, reducir la exposición de los trabajadores, minimizar el riesgo de exposición a la población general en el caso de un fallo de lanzamiento, y para evitar interferencias con detectores de partículas y de radiación gamma sensibles, utilizados en la nave. Los primeros siete isótopos listados en la Tabla IX.1 de este apéndice, se desintegran totalmente en emisiones de radiación gamma. Esta es una forma de radiación muy penetrante, y por lo tanto estos isótopos no se consideran como fuente de combustible de una RPS.



Aunque las emisiones de partículas beta, se pueden proteger fácilmente, algunas energías de emisión beta se convierte en radiación de bremsstrahlung (rayos X), contra la cual es más difícil de blindar. Además la desintegración beta produce menos energía que la desintegración de emisión de alfas energéticas. Esto elimina los 9 isotopos emisores beta de la Tabla IX.1.

Los cinco isotopos restantes son emisores alfa. El Gadolinio-148 (^{148}Gd) es ideal en el aspecto de la emisión, ya que se desintegra directamente en un nucleido estable (^{144}Sm) sin emitir radiación secundaria. Sin embargo el ^{148}Gd sólo se puede producir utilizando un acelerador de protones. Aunque se dedicase un acelerador sólo para la producción de ^{148}Gd , la producción sería de sólo unos gramos por año. Actualmente no se conocen métodos de producción de este isotope en cantidades del orden de kilogramos en el periodo de un año.

El Curio-243 (^{243}Cm) y los descendientes del ^{232}U (especialmente el ^{228}Th) emiten unos niveles importantes de radiación gamma, dando como resultado unos niveles de dosis que son superiores a cualquier fuente de ^{244}Cm o ^{238}Pu de un tamaño similar. Esto deja entonces al ^{238}Pu y al ^{244}Cm como los únicos isotopos adecuados para futuras consideraciones.

Tabla IX.1 Listado de los isotopos con periodos de 15 a 100 años.[3]

ISOTOPO	Periodo de semidesintegración (años)	Tipo de emisión principal
Promethium-145 (Pm-145)	18	Gamma
Halfnium-178m(Hf-178m)	31	Gamma
Bismuth-207(Bi-207)	33	Gamma
Europium-150 (Eu-150)	37	Gamma
Titanium-44 (Ti-44)	47	Gamma
Platinum-193 (Pt-193)	50	Gamma
Terbium-157 (Tb-157)	99	Gamma
Actinium-227 (Ac-227)	22	beta, some alpha
Niobium-93m (Nb-93m)	16	beta, gamma
Lead-210 (Pb-210)	22	beta, some alpha
Strontium-90 (Sr-90)	29	beta
Cesium-137 (Cs-137)	30	beta, gamma
Argon-42 (Ar-42)	33	beta
Tin-121m (Sn-121m)	55	beta
Samarium-151 (Sm-151)	90	beta
Nickel-63 (Ni-63)	100	beta
Curium-244 (Cm-244)	18	alpha, spontaneous fission
Curium-243 (Cm-243)	29	alpha, gamma
Uranium-232 (U-232)	72	alpha, spontaneous fission
Gadolinium-148 (Gd-148)	75	alpha
Plutonium-238 (Pu-238)	88	alpha, spontaneous fission

La Tabla IX.2 realiza una comparación entre el ^{238}Pu y el ^{244}Cm . Ambos producen radiación gamma (aunque la cantidad producida es mucho más pequeña que la cantidad de otros isotopos que producen radiación gamma como radiación primaria). Como se muestra el



^{244}Cm produce mucha más radiación gamma que el ^{238}Pu . Además, los niveles de radiación correspondientes a neutrones rápidos es mucho más elevado en el ^{244}Cm , siendo unas 450 veces el valor del ^{238}Pu . Estos niveles elevados de radiación gamma y de neutrones necesitarían de un blindaje durante la manipulación y el uso de fuentes de ^{244}Cm , para proteger al personal y a los componentes sensibles. El peso del blindaje sería demasiado elevado para aplicaciones de exploración del espacio profundo. Casi toda la dosis gamma del ^{238}Pu es asignable a la cadena de desintegración de las impurezas del isótopo ^{236}Pu presentes en el combustible, lo que está limitado a unos niveles pequeños, debido a las especificaciones de calidad.

La densidad de potencia (wattios/cm³ o watt/cc) y potencia específica (watt/g) del combustible radioisotópico es directamente proporcional a la energía absorbida por desintegración e inversamente proporcional al periodo de semidesintegración. En la Tabla IX.2 se observa que el ^{244}Cm posee una potencia específica y densidad de potencia superior al ^{238}Pu , pero posee un periodo menor que este. La selección del ^{238}Pu para suministrar potencia a muchas misiones espaciales ha demostrado que sus valores de densidad de potencia y potencia específica son aceptables. Una densidad de potencia superior lleva a unas fuentes de potencia más pequeñas en tamaño y una potencia específica mayor favorece unas fuentes de calor más ligeras. Ambas características son importantes en la exploración espacial. Para combustibles radioisotópicos con periodos de semidesintegración comparables, una fuente de calor emisora de betas será más grande y pesada que un emisor alfa.

Tabla IX.2 Características de los isótopos de combustible del ^{238}Pu y ^{244}Cm [3]

Isótopo	Pu-238	Cm-244
Periodo	87	18,1
Tipo de emisión	Alfa	Alfa
Actividad (curios/watio)	30,73	29,12
Forma de combustible	PuO_2	Cm_2O_3
Punto de fusión (°C)	2.150	1.950
Potencia específica (watt/g)	0,40	2,42
Densidad de potencia (watt/cc)	4,0	26,1
Niveles de radiación		
Dosis de radiación gamma (mR/hr@ 1m)	~5	~900
Espesor del blindaje gamma* (cm de uranio)	0	5,6
Flujo de neutrones rápidos @ 1m (n/cm ² s)	260	116.000

Nota: mR, milliroentgen.

*Blindaje gamma para reducir los ratios de dosis a ~5mR/hr@1m (equivalente al Pu-238)

CONSIDERACIONES DE LA FORMA DE COMBUSTIBLE.

El combustible radioisotópico debe ser utilizado en una forma de combustible con un elevado punto de fusión y que permanezca estable durante posibles accidente de lanzamiento o



reentradas a la atmósfera terrestre. Además, la forma de combustible debe ser no-corrosiva y compatible químicamente con su material de contención (fundas/coberturas metálicas) durante toda la vida útil de los sistemas de potencia. Es preferible también que posea poca solubilidad en el cuerpo humano y en el entorno. Los descendientes y el proceso de desintegración no deben afectar la integridad del combustible. Todos los emisores alfa listados en la Tabla IX.1 poseen unas formas de óxidos resistentes a altas temperaturas y que son aceptables para aplicaciones espaciales.

CONSIDERACIONES SOBRE LA DISPONIBILIDAD Y EL COSTE.

Cualquier radioisótopo considerado como combustible para aplicaciones espaciales debe poder ser producido en cantidades adecuadas para poder satisfacer las necesidades energéticas de las misiones. Así, de forma práctica, esto implica que se pueda obtener el radioisótopo de interés mediante la irradiación de blancos en un reactor nuclear, antes que usando un acelerador de partículas. Además se necesitan tipos y cantidades adecuadas de blancos e instalaciones para su procesamiento. También es necesaria tecnología de procesamiento químico para obtener el compuesto del combustible, tanto como un proceso de fabricación y unas instalaciones.

La forma de combustible debe ser ampliamente probada para cumplir los requisitos de seguridad de lanzamiento. La fuente de calor y los sistemas de potencia deben ir bajo un amplio análisis y programas de pruebas para calificarlas para uso espacial. El desarrollo de una nueva forma de producción de combustible y su consecuente estructura de fabricación, es un consumo importante de tiempo y recursos. Para calificar su uso espacial también es un proceso caro y extenso. Más de 40 millones de dólares se han gastado en las calificaciones de seguridad de la actual forma de pastillas de ^{238}Pu que alimentan una GPHS.

Un trabajo similar no se ha llevado a cabo para la forma de óxido de combustible del ^{244}Cm . Además la producción del ^{244}Cm es mucho más difícil que la del ^{238}Pu , ya que requiere la irradiación de ^{239}Pu o ^{241}Am , necesitando más capturas neutrónicas por gramo que en el caso del ^{238}Pu procedente del ^{237}Np . Por último, el ^{244}Cm costaría más y sería menos beneficioso para las misiones en el espacio profundo, de larga duración, de la NASA.

RESUMEN

Así, como análisis final, no hay otro radioisótopo disponible que cumpla o mejore las características de rendimiento y seguridad del ^{238}Pu , especialmente para misiones de larga duración de exploración espacial. El ^{238}Pu sobresale sobre los demás en términos del periodo de semidesintegración, emisiones, densidad de potencia, potencia específica, forma de combustible, disponibilidad y coste.



APÉNDICE X. Carta del administrador de la NASA.

National Aeronautics and
Space Administration
Office of the Administrator
Washington, DC 20546-0001



April 29, 2008

The Honorable Samuel W. Bodman
Secretary of Energy
Washington, DC 20585

Dear Mr. Secretary:

NASA requires the Department of Energy (DOE) to maintain the Radioisotope Power System (RPS) related facilities in an operational readiness status with the capability to provide NASA with current and future fueled RPS assemblies. As required by the National Space Policy of 2006 and the Atomic Energy Act of 1954 (as amended), the Atomic Energy Commission is "... the exclusive owner of all production facilities ..." for special nuclear materials and as such we must emphasize that DOE must "... maintain the capability and infrastructure to develop and furnish nuclear power systems for use in United States Government Space systems" NASA will pay for the special nuclear material used for our missions, but we are prohibited from directly funding production facilities or infrastructure required when the DOE has an appropriation for the same.

All NASA missions are subject to budget authority and Agency priorities. Likewise, NASA missions considering RPS must go through the National Environmental Policy Act review. However, for DOE planning purposes, NASA provides the following projected mission requirements:

Projected NASA Science Missions

<u>Approved Missions</u>	Projected Launch Year	Power Req'm (We)	Pu238 Usage (kg) ¹
Mars Science Lab	2009	100	3.5
Outer Planets Flagship 1	2017	700-850	24.6

Fig. X.0.1 Carta del administrador de la NASA al secretario de energía (primera parte). [3]



Envisioned (Not yet approved)

Discovery 12	2014	250	1.8
Discovery 14	2020	500	3.5
New Frontiers 4	2021	800	5.3
New Frontiers 5	2026	250-800	1.8-5.3
Discovery 16	2026	500	3.5
Outer Planets Flagship 2	2027	600-1000	5.3-6.2


Projected NASA Exploration Missions

	Projected Launch Year	Power Req'm (We)	Pu238 Usage (kg)
Pressurized Rover #1	2022	2000	14
ATHLETE Rover	2024	2000	14
Pressurized Rover #2	2026	2000	14
Pressurized Rover #3	2028	2000	14

The contract that DOE has now renegotiated to allow NASA to purchase the remaining available supply of Russian Pu238 clearly signifies DOE's commitment to meeting the requirements of NASA's space systems. NASA is committed to working in partnership with DOE to support the budget process for maintaining capability to supply Pu238 RPS, including establishment of new domestic Pu238 production capability as soon as possible.

If you have any questions, please contact Mr. Christopher Scolese, the Associate Administrator, at 202-358-1808.

Sincerely,



Michael D. Griffin
Administrator

cc:
NASA HQ/Associate Administrator/Mr. Scolese

Fig. X. 0.2 Carta del administrador de la NASA al secretario de energía (segunda parte).[3]



APÉNDICE XI. Tests y pruebas de rendimiento de las RTGs.

TESTS Y PRUEBAS DE RENDIMIENTO.

Pruebas de rendimiento.

Los requisitos de las misiones, las naves espaciales y los vehículos de lanzamiento, además de los entornos, establecieron las más elevadas especificaciones para las GPHS-RTG. El entorno de los vehículos de lanzamiento afectó tanto a los GPHS como a los GPHS-RTG. Inicialmente diseñados para la Misión Internacional a los Polos Solares (la cual se convirtió en la misión Ulysses), el GPHS-RTG se tuvo que acomodar a las misiones Galileo, Cassini y New Horizons. Los principales requisitos fueron de potencia (en el despegue, BOM, EOM); estructurales (capacidad de aguantar vibraciones en el despegue y sacudidas pirotécnicas); fuerza contra campos magnéticos, propiedades másicas (masa, centro de masa, momentos de inercia, productos de inercia), presurización, radiación nuclear, y atributos generales de funcionamiento (resistencia del aislamiento, resistencia interna, disminución de la presión, ausencia de susceptibilidad a la descarga electrostática) Los resultados de los test de las últimas misiones serán explicados a continuación.

1.1. Filosofía de las pruebas

La filosofía empleada para la realización de las pruebas, era que el hardware fuera construido y probado aumentando niveles de montaje. Inicialmente, se construyeron los elementos termoeléctricos (termopares) y fueron testeados para verificar que las propiedades del termopar del MHW-RTG habían sido duplicadas. Entonces módulos de 18 termopares eran montados y probados para obtener unas indicaciones iniciales del rendimiento de termopares interconectados y de su hardware asociado (por ejemplo, el aislamiento). Para el programa RTG Galileo/Ulysses, unidades de pruebas ingenieriles de componentes (component engineering test CET) fueron construidas y probadas para propiedades de masa y estructurales. El completar exitosamente tales niveles sistemáticos de testeo, eliminó la necesidad de realizarlos para misiones futuras donde no se realizaron cambios importante en el diseño y en la fabricación.

Para verificar el diseño, se construyó y se probó una Unidad Ingenieril no-nuclear calentada eléctricamente (EU). Para la Ulysses y la Galileo, estos tests iniciales demostraron ser muy importantes en el hecho de que un test de vibración desveló un problema que necesitó



añadir cuatro abrazaderas para mantener la fina cesta de aislamiento. La calificación total del diseño, del montaje y de las operaciones de pruebas se completó con la Unidad de Calificación calentada nuclearmente (QU).

Las primeras cuatro "flight units" de los GPHS-RTG (F-1, F-2, F-3, F-4, y F-5) fueron montadas y probadas en 1985 en Mound para las misiones Ulysses y Galileo. (El convertidor E-2 no fue cargado de combustible para la Galileo o la Ulysses porque fue accidentalmente expuesto al aire durante un test en octubre de 1983. Como el efecto de la exposición al aire al final resultó ser simplemente una disminución de unos pocos vatios, la E-2 fue aceptada más tarde para la nave Cassini). F-2, F-6 y F-7 fueron montadas y probadas en Mound en 1996 para la misión Cassini. La F-5 que fue montada en Mound, se convirtió en el recambio para las misiones Galileo, Ulysses y Cassini. Más tarde fue vaciada en el INL para que las pastillas de combustible pudiesen ser utilizadas en la F-8 para la New Horizons. La unidad F-8 fue ensamblada y probada en el Laboratorio Nacional de Idaho en el 2005 para la misión New Horizons. La secuencia general de los tests realizados en las unidades voladoras RTGs se encuentra resumido en la Tabla XI.1, empezando con el ensamblaje del convertidor y el testeo en General Electric (GE) (más tarde Lockheed Martin (LM)) después moviendo a los laboratorios del DOE (departamento de energía) para el ensamblaje del RTG y para las pruebas de funcionamiento: Mound (Galileo, Ulysses y Cassini) o Laboratorio Nacional de Idaho (INL) para la New Horizons.

Tabla XI. 1 Secuencia de montaje y testeo de una GPHS-RTG.[4]

- | | |
|-------------------------------------|---|
| • Converter fabrication and testing | • LM fabricated and processed the converter. Electrically heated thermoelectric generator (ETG) performance testing was done to measure power and other properties in vacuum and with an argon cover gas. |
| • RTG fueling and processing | • Mound (later INL) inserted the GPHS modules into the converter and measured the electrical performance both in a vacuum and with an argon cover gas. |
| • Vibration testing | • Mound (later INL) conducted these tests with the goal of determining the functional integrity (including resistance to leaks) |
| • Magnetic field measurements | • Mound measured the magnetic field |
| • Mass properties measurements | • Mound (later INL) measured and/or calculated the masses, centers of mass, moments of inertia, products of inertia, etc. of the RTGs |
| • Nuclear radiation measurements | • Mound (later INL) measured the neutron and gamma radiation dose rates of the RTGs |
| • Thermal vacuum tests | • Mound (later INL) measured the RTG powers under simulated space (vacuum) conditions |



1.2. Rendimiento del convertidor

Después de los procesos adecuados cada convertidor fué probado en un entorno de vacío utilizando una fuente de calor alimentada eléctricamente (EHS) para generar una simulación del input térmico del montaje de la GPHS, dando como resultado un ETG. La Tabla XI.2 muestra el rendimiento de cada uno de los convertidores ensamblados en los programas de producción Galileo/Ulysses/Cassini. La potencia en el inicio de vida (BOL) la cual es presentada como la potencia mediad en los pines de los conectores, fué normalizada a un input térmico de 4402 Wt mediante la utilización de un ajuste computerizado de 0,12 We/Wt. La resistencia del aislamiento del circuito es una medida de la integridad del aislamiento eléctrico del aislamiento del sistema, ya que representa la capacidad de aislamiento entre el circuito termoelectrico y la carcasa exterior. El requisito era poseer una capacidad de aislamiento superior a 1,000 ohms (Ω). En algunos papeles y estudios anteriores se ha referido a esta como la “shunt resistance”.

Tabla XI.2 Rendimiento de los ETGs [4]

<u>Parameter</u>	<u>Requirement</u>	<u>E-1</u>	<u>E-2</u>	<u>E-3</u>	<u>E-4</u>	<u>E-5</u>	<u>E-6</u>	<u>E-7</u>
Date (DD/MM/YY)		1/8/83	1/10/83	12/2/84	23/4/84	30/6/84	15/2/95	19/2/96
BOL Power (We)	≥ 293	295.6	294.8	298.1	296.0	297.5	293.4	294.6
Load Voltage (V)	30	30	30	30	30	30	30	30
Circuit Isolation (Ω)	>1000	2100	1900	2200	3100	4600	2600	1200

Para un input térmico de 4402 Wt, E-8, la cual fue montada para la New Horizons, produjo 295,4 We en un test térmico al vacío. Esto indica el output que el convertidor F-8 era capaz de suministrar si hubiese habido combustible nuevo para la New Horizons.

Como se ha marcado anteriormente, en Octubre de 1983, durante las preparaciones para el test de rendimiento con argón de la E-2, El convertidor fue accidentalmente expuesto al aire por un breve periodo de tiempo debido a la implosión de un puerto de carga. La oxidación de algunas de sus superficies laminares de molibdeno generó un aumento de sus emisividades las cuales provocaron una pérdida de potencia eléctrica de cerca de 2,6 We del valor mostrado en la Tabla XI.2. Mientras que el E-2 no fue alimentado para su uso en la Galileo ni en la Ulysses, sí que se utilizó para la misión Cassini.



1.3. Ensamblaje de la RTG.

Las RTGs (Unidades de calificación y unidades voladoras) fueron montadas en la Cámara de Montaje en Atmósfera Inerte (Inert Atmosphere Assembly Chamber, IAAC) en Mound (excepto por el F-8 el cual fue montado en el INL). En Mound y en INL realizaron medidas del rendimiento funcional inicial de las RTG, antes de que las cúpulas finales fueran enganchadas y antes de que de las RTG fueran sacadas de la IAAC. Estas medidas de rendimiento incluyeron una salida de potencia, voltaje de carga, voltaje en circuito abierto, corriente, resistencia interna, capacidad de aislamiento, temperatura media de la carcasa externa (requisitos ≤ 533 K) según las medidas de los dispositivos de resistencia a la temperatura (RTDs) y la temperatura de campana. Estas medidas fueron llevadas a cabo en una atmósfera de argón y otra vez en una al vacío, para suministrar datos iniciales del rendimiento previsto de una RTG en la plataforma de lanzamiento y en el BOM. También se realizaron medidas de la caída de la presión.

1.4. Rendimiento ante Vibraciones

Los tests vibratorios fueron llevados a cabo en el CET-1, la unidad de Ingeniería (EU), la unidad de calificación, y cada uno de los RTGs para el espacio. Como comentado anteriormente, las primeras pruebas de vibración de la unidad de ingeniería llevaron a un pequeño rediseño: la sustitución de cuatro termopares (dejando en total 572 termopares) por unos marcos de soporte interno para el aislamiento. Los requisitos energéticos se seguían cumpliendo.

La unidad de ingeniería y la unidad de calificación fueron sometidas a unos test de vibración de vuelo (FA) y vibraciones de diseño (TA). Durante las pruebas de las vibraciones TA el entorno dinámico era un 50% más severo en amplitud y duración que el esperado entorno de lanzamiento. La superación de las pruebas de vibración TA serían la demostración que el diseño de las GPHS-RTG tenía más que suficiente margen de resistencia estructural. Mientras que todos los RTGs pasaron por la prueba de vibraciones, algunos análisis adicionales y/o pruebas de componentes fueron necesarios para los diferentes (más cálidos) entornos de la Titan IV/Centaur (Cassini) y el Atlas V 551 (New Horizons).

El criterio para demostrar satisfactoriamente la capacidad de un RTG para soportar estos entornos era la observación de ningún daño visual y cumplir los requisitos del test funcional post-vibracional (energía, capacidad de aislamiento, resistencia interna y disminución de la presión).

Un grupo común de pruebas en entornos dinámicos con un calibrado apropiado, fueron desarrollados para abarcar las diferentes configuraciones de montaje usadas en las



diferentes naves. Añadiendo a los tests de vibraciones aleatorias y a los de vibraciones transitorias, la unidad de ingeniería (EU) fue sometida a test acústicos y a pruebas de choques pirotécnicos. La Unidad de Ingeniería superó satisfactoriamente estos test, verificando por consiguiente el concepto del diseño de la GPHS-RTG para estos entornos. La Tabla XI.3 resume la secuencia del test de aceptación dinámico. Con la excepción del test de vibración en entorno transitorio, estos son situaciones convencionales, encontradas normalmente en los test de calificación para equipación espacial.

<u>Test Number</u>	<u>Axis</u>	<u>Environment</u>	<u>Duration</u>
1	Y	½ g sine sweep	10-2000 Hz, 2 octaves/min
2	Y	FA random	1 minute at 0 dB
3	Y	FA transients	1 pulse at 0 dB, 4 frequencies
4	Y	½ g sine sweep	10-2000 Hz, 2 octaves/min
5	Z	½ g sine sweep	10-2000 Hz, 2 octaves/min
6	Z	FA random	1 minute at 0 dB
7	Z	FA transients	1 pulse at 0 dB, 4 frequencies
8	Z	½ g sine sweep	10-2000 Hz, 2 octaves/min

NOTE: The random and transient environments were defined in Lockheed Martin Specification 23009150 for the Cassini mission and in Specification NS0020-05-04 for the Galileo and Ulysses missions. The spectra can be viewed in References 8 and 11.

All of the RTGs met their vibration, shock and load requirements.

Tabla XI.3 Secuencia del test de vibraciones.[4]

1.5. Rendimiento Magnético

Los criterios usados para comprobar el vector de la totalidad del campo magnético dipolar para las RTGs de la Galileo y la Ulysses era de 30 nT a un metro y de 1nT a 2 metros. Las medidas realizadas en la F-1 (después de una desmagnetización final y unas correcciones para la corriente del BOM) resultaron en un valor máximo de 148 nT a 1m con un valor estimado de 10nT a 2 metros. Fue determinado que esta desviación ocurría debido a un bucle de corriente descompensado en el convertido. Los criterios de testeo fueron rechazado para la Galileo, ya que el campo medido no era un impedimento para la misión. Para el RTG de la Ulysses (F-3), fueron instalados imanes de compensación.



Para la Cassini, el requisito era que la totalidad del vector del campo dipolar magnético no debía exceder 78 nT a 1m del centro geométrico de la RTG, con o sin imanes de compensación. Ambas F-6 y F-7 superaban este requisito, generando estudios de los componentes en las RTGs. Después de que el Laboratorio de Propulsión Jet (JPL) y la Agencia Espacial Europea analizaron los datos y separaron el campo magnético constante del campo de corriente inducido, la fuerza del campo estaba estimada en 80 nT a 1m para la F-6 (con una incertidumbre de ± 4 nT) y 74 nT para la F-7. Basándose en estos cálculos, ambas RTGs fueron aceptadas por el JPL.

1.6. Propiedades de la Masa.

El requisito en cada una de las RTG era que la masa fuese menor o igual a 56,2 kg (56,7 kg fue utilizada en la Cassini y 58,0 kg fueron utilizados para la New Horizons). La masa fue determinada mediante la medición del peso total de la RTG y extrayendo los pesos de cualquier elemento innecesario para el vuelo, instalado en la RTG. Centros de masas, momentos de inercia, y productos de inercia también fueron determinados. La Tabla XI.4 resume las masas para las RTGs de la Galileo, Ulysses, Cassini y New Horizons. La masa de la RTG de la Ulysses (F-3) incluye el peso de los imanes de compensación. Las masas de las RTGs de la Cassini eran superiores a aquellas de los RTGs de la Galileo y Ulysses, en parte gracias a un PRD diferente (incluyendo un disco adaptador). El aumento de la masa de la RTG de la New Horizons incluye aquellos cambios además del módulo de GPHS más pesado, resultado del paso 1 en el cambio del diseño.

Tabla XI.4 Comparación de la masa de las unidades de vuelo.[4]

<u>Unit</u>	<u>Flight Mass (kilograms)</u>
F-1 (Galileo)	55.95
F-2 (Cassini)	56.31
F-3 (Ulysses)	55.81
F-4 (Galileo)	55.92
F-5 (spare)	55.94
F-6 (Cassini)	56.45
F-7 (Cassini)	56.51
F-8 (New Horizons)	57.91



1.7. Radiación Nuclear.

Las especificaciones del ratio de emisión neutrónica desde el ensamblaje sin protección de la GPHS, era de no superar los 7.0×10^3 neutrones por segundo por gramo de plutonio-238, exclusiva de cualquier multiplicación de neutrones obtenida de la configuración de las pastillas de combustible en el montaje en la fuente de calor o atenuación dentro de la RTG. Un proceso de intercambio de oxígeno-16 fué utilizado durante la producción de las pastillas de combustible para minimizar el ratio de emisión de neutrones. Las medidas para la Unidad de Cualificación, mostró un ratio de emisión de neutrones de 5.9×10^3 neutrones por segundo por gramo de plutonio-238. Las medidas de la dosis de neutrones y radiación gamma, a un metro, dependiendo del ángulo respecto a la RTG, el ratio de dosis neutrónica varió desde aproximadamente 20 mrem/h a unos 50 mrem/h mientras que el ratio de dosis gamma (en dosis neutrónica equivalente) varió desde unos 5 mrem/h hasta unos 10 mrem/h.

1.8. Ensayos térmicos de vacío.

Los ensayos térmicos de vacío suministraron las bases para las proyecciones de potencia, ambas al inicio-de-misión (BOM) y al final-de-misión (EOM), para cada RTG. Los test de vacío para simular las condiciones espaciales iban desde 6 horas a más de 40 horas en la cámara térmica de vacío, a una presión de 0.1 mPa o menos, a una temperatura media del disipador de unos 309 K. La Figura XI.5 muestra las características de corriente-tensión-potencia (I-V-P) de la Unidad de Cualificación. Observar que los niveles de operación de los 28-V y 30-V, están cerca de los puntos de pico de potencia.

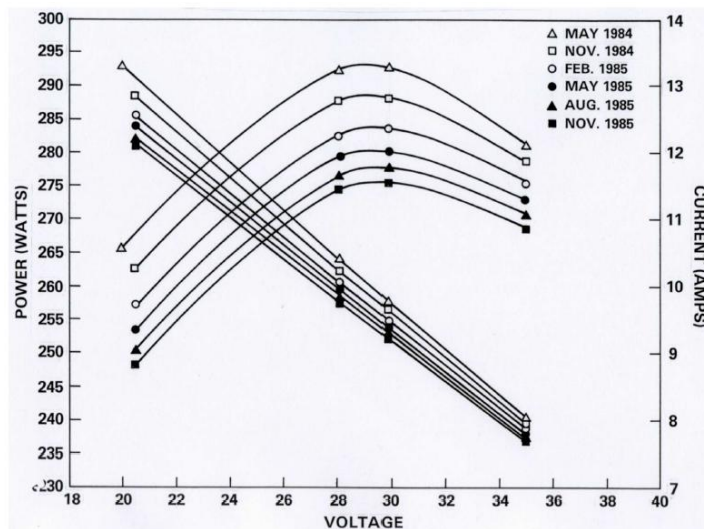


Fig. XI.1 Calificación de una GPHS-RTG según I-V-P en diferentes momentos de la duración de las pruebas.[4]



La Tabla XI.5 muestra el rendimiento térmico de vacío para cada una de las siete primeras RTG. Para la F-8, la potencia de salida medida durante los tests de vacío térmico era e 247 We.¹³ Para las E-2 y F-5, las cuales fueron construidas durante el programa Galileo/Ulysses, los medidas más recientes de la Cassini son las listadas. La F-5 muestra los efectos de más de 10 años de desintegraciones en 1995. El recambio original para la Galileo/Ulysses (F-4) fue probado dos veces, una bajo las condiciones de carga de la Galileo (30V) y una bajo las condiciones de la Ulysses (28 V). Las corrientes medidas iban desde una baja de 8.45 A para F-5 a una alza de casi 10 A (p.ej F-7). El inventario térmico (input térmico) de la GPHS se muestra para la fecha indicada de finalización del test de vacío térmico. Tres salidas de potencia son mostradas: la potencia medida real; la potencia corregida debido a pérdidas en la resistencia del conector; y la potencia normalizada a 4410 Wt (usando 0.12 We/Wt). (Los documentos técnicos normalmente incluyen y la Tabla XI.5 muestra, un cuarto valor de potencia, el cual considera el hecho de que las RTGs fueron ventiladas a través de la válvula de control de gases (GMV) la cual es más restrictiva que el PRD. Este “efecto GMV” está estimado en tener un efecto de aproximadamente 1.8-We a 3.0-We, de esta manera las potencias normalizadas a la salida de los pins, debería ser incrementada en ~3 We.)

Tabla XI.5 Rendimiento en el vacío de las unidades F. [4]

Parameter	F-1	F-2	F-3	F-4	F-4	F-5	F-6	F-7
Date (DD/MM/YY)	14/12/84	6/3/96	15/8/85	20/7/85	21/7/85	5/10/95	8/2/97	21/11/96
Heat Input (Wt)	4460.1	4416.5	4479.1	4435.2	4435.1	4091.1	4429.7	4427.7
Power Output (We)								
As measured	306.1	297.2	303.1*	301.4	302.8	254.6	295.2	296.6
Corrected to pins ¹	308.2	299.2	305.4*	303.7	304.8	256.0 ²	297.2	300.6
Normalized to 4410 Wt input ³	302.0	298.4	297.1*	300.7	301.8	257.1	294.8	298.5
With GVM vent correction (+3We)	305.0	301.4	300.1	303.7	304.8	260.1	297.8	301.5
Requirement	>292	291	>292	>292	>292	255	293	293
Load Voltage (V) (Galileo: 30 V; Ulysses: 28 V)	30.02	30.02	28.02	28.04	29.97	30.03	29.95	29.98
Open Circuit Voltage (V)	52.42	52.09	51.75	51.37	51.94	50.28	51.88	52.34
Internal Resistance (Ω)	2.197	2.229	2.194	2.169	2.174	2.387	2.225	2.245
Insulation Resistance (kΩ) (thermopile to case) (Requirement: >1.0 kΩ)	2.2	3.73	2.1	3.4	3.4	29.31	6.5	3.44
Average RTG case temperature (K) (Requirement <533 K)	520	517.1	520	519	519	509.6	518.4	519.1

*Power not stabilized

¹Corrected = Measured Power + (0.02) I² where I = measured RTG output current; (0.02) = pin contact resistance (ohm, Ω)

³Normalized using 0.12 electrical watt (We) per thermal watt (Wt) input; F-5 normalized to 4100 Wt

²Power still increasing at end of test; 258 We estimated final power



1.9. Proyecciones de potencia.

Los resultados de las pruebas mostrados en la Tabla XI.5 fueron utilizados para realizar proyecciones/estimaciones de potencia. Para determinar la potencia en el inicio-de-misión (BOM), los datos de pruebas corregidos en la Tabla 5 fueron ajustados para considerar la precisión de las medidas (del orden de ± 0.6 We); efectos de la desintegración del combustible durante el almacenamiento (un 0.8% por año); la pérdida de potencia resultante de la precipitación de los dopantes del termopar durante el almacenamiento (varios watos); y el efecto de usar la más restrictiva válvula de control de gases (GMV) durante las pruebas (normalmente tomando unos ~ 3 We.)

La previsión de la potencia de lanzamiento, la cual es aquella producida cuando la RTG se encuentra repleta de xenon, fue calculada multiplicando la potencia al BOM por un factor de 0.764, determinado a partir de test con la Unidad de Cualificación.

La potencia al final-de-misión (EOM) fue calculado usando un modelo de ordenador que incluía los efectos de la desintegración radioisotopica del combustible; precipitaciones del boro y del fósforo y del boro utilizados como dopantes en los termopares; cambios en la conductividad térmica de las aleaciones de los termopares; sublimación de los materiales de los termopares; temperaturas de disipación; y los efectos del monóxido de carbono. Este modelo fué contrastado con la extensa base de datos en termopares; incluyendo los cuatro MHW-RTG usados en los Satélites Experimentales Lincoln 8 y 9 (LES 8/9) y los seis MHW-RTGs usados en las dos naves Voyager. (Las MHW-RTGs usaron el mismo diseño de termopares como el usado en el GPHS-RTGs y ambas RTGs tienen un sistema de aislamiento de molybdeno/Astrocuarzo similar.)

1.9.1. Rendimiento de Potencia de la Galileo

Después de un retraso de 3,5 años debido al accidente de la Challenger, la nave Galileo (2380-kg de Orbital y 335-kg de Sonda) fue lanzada el 18 de Octubre de 1989 en la lanzadera espacial Atlantis (STS 34). Llegando a Júpiter en Diciembre de 1995 después de una ruta de paso por la Tierra y Venus, el Orbital Galileo investigó la atmósfera de Júpiter; las lunas Galileanas (Io, Europa, Ganímedes y Calisto); y el entorno de Júpiter (magnetosfera, partículas energéticas, plasmas y campos). La Sonda Galileo, la cual estaba alimentada por baterías (ya que era una misión de corta duración), fue mantenida caliente gracias a un número de ligeras unidades de calentamiento radioisotópicas de 1-Wt (LWRHUs). La Sonda entro en la atmósfera de Júpiter el 7 de Diciembre de 1995 donde directamente midió un número de propiedades de la atmósfera de Júpiter.

Como resultado del accidente de la Challenger, la sección superior de la Galileo fué cambiada del sistema Centauro alimentado por combustible líquido, hacia el menos potente



sistema de combustibles sólidos Inertial Upper Stage (IUS). Esto generó una necesidad de asistencia gravitacional en Venus (10 de Febrero del 1990) y en la Tierra (8 Diciembre 1990 y 8 Diciembre de 1992) para enviar, el Orbital y la Sonda, Galileo a Júpiter. En el camino a Júpiter, Galileo pasó junto a dos asteroides (Gaspra el 29 Octubre 1991 e Ida el 28 de Agosto de 1993) para suministrar las primeras tomas cercanas a estos pequeños cuerpos. El 7 de Diciembre de 1995, el Orbital Galileo fue introducido en la órbita de Júpiter y la Sonda Galileo entró en la atmósfera de Júpiter; suministrando por primera vez información in-situ sobre la atmósfera de Júpiter. La misión principal duró hasta Diciembre de 1997.

La Figura 9 enseña la potencia de salida de los dos GPHS-RTGs de la Galileo en Julio de 1997.^{6,43-47} Ambas GPHS-RTGs cumplían sus requisitos de potencia las cuales permitieron a la NASA y al JPL, ampliar las misiones tres veces hasta 2003. Debido a que la nave se estaba quedando sin propulsor a bordo, el Orbital Galileo fue introducido deliberadamente en la atmósfera de Jupiter el 21 de Septiembre de 2003 para prevenir cualquier posible impacto en Europa (la cual los científicos consideraban que tenía un océano, lo que podría significar la existencia de vida) [11]. Galileo completó con éxito 35 órbitas a Júpiter suministrando importantísima información sobre el sistema Joviano y sus cuatro satélites más grandes. (Io, Europa, Ganimedes y Calisto). El final fue un clímax dramático a una misión de 14 años que incluyó investigaciones de la Tierra, Venus, dos asteroides (Gaspra e Ida y su luna Dáctilo), vistas del cometa Shoemaker-Levy 9 estrellándose en Jupiter, y la exitosa inserción de la Sonda Galileo en la atmósfera Joviana.

Los requisitos post-Challenger a las misiones pedían un BOM de 568 We combinados del total de las dos GPHS-RTGs (F-1 y F-4) una potencia de EOM de 470 We después de 71.000h (8.1 años). Según los datos telemétricos, la potencia BOM era de 577.2 We (con una precisión de ± 3.5 We). (La potencia era calculada desde el voltaje del bus y la corriente de salida de cada RTG.) La potencia predicha en el BOM se encontraba en un rango de 571 We a 576 We. La potencia en el EOM era de 482 We los cuales superaban los requisitos de las especificaciones de 470 We. El rango de predicción de potencias en el EOM era de 475 We a 489 We. (Los llanos en el perfil de potencia en la Figura XI.2 son el resultado de maniobras en el Sistema Solar.)



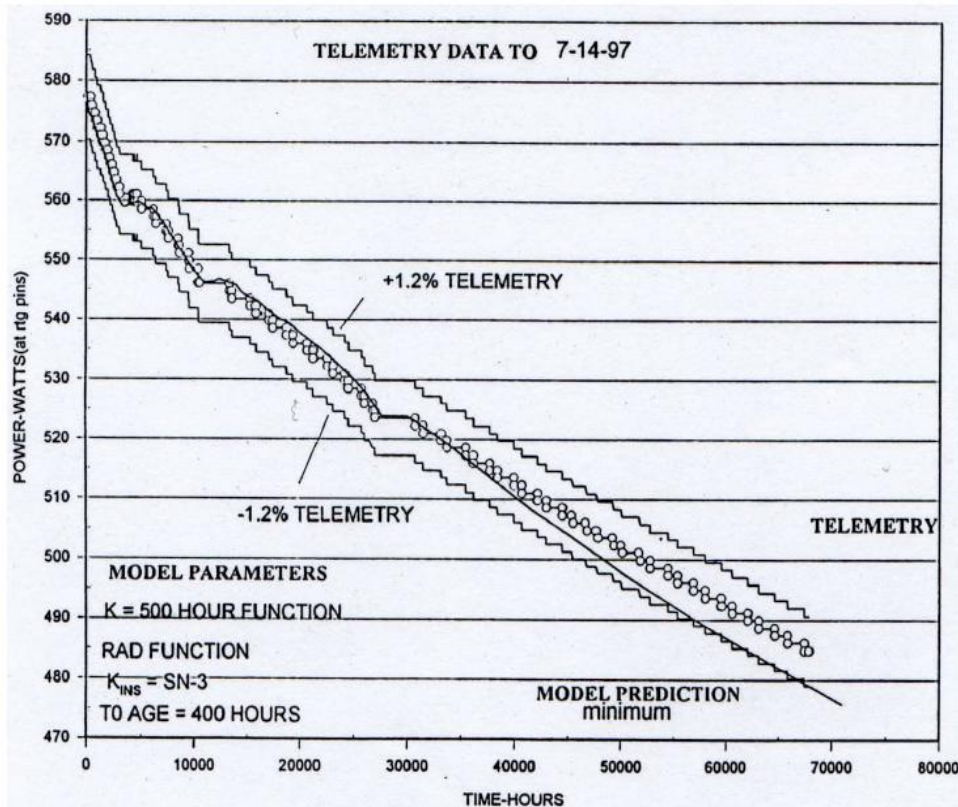


Fig. XI. 1 Potencia total de salida de las GPHS-RTg de la Galileo (sumando la de la F-1 y la F-4) hasta Julio del 97. [4]

1.9.2. Rendimiento de Potencia de la Ulysses

Tras un retraso de 4,5 años debido al accidente de la Challenger, los 371-kg de nave de la Ulysses fueron lanzados en Octubre de 1990 en la Lanzadera Espacial Discovery (STS 41). Los principales objetivos de la Ulysses “son investigar, en función de la latitud solar, las propiedades del viento solar y el campo magnético interplanetario, de rayos cósmicos galácticos y gas interestelar neutro, y para estudiar las composiciones y aceleraciones de las partículas energéticas.”

La misión Ulysses tenía desde el principio incluida una asistencia gravitacional en Júpiter (8 Febrero de 1992) en orden de rotar el plano de la trayectoria fuera del plano elíptico. En este sentido la Ulysses podría sobrevolar las regiones polares del Sol. (El vuelo a Júpiter necesitó de potencia nuclear.) La Figura XI.3 muestra la potencia de salida del GPHS-RTG de la Ulysses (F-3) en Abril de 1997.^{6,43-47} El GPHS-RTG cumplía sus requisitos energéticos, lo que permitió a la Agencia Espacial Europea (ESA) alargár la misión varias veces (el EOM fué considerado el 30 de Junio del 2009). Ulysses permitió a los científicos a estudiar por primera vez, las propiedades de los vientos solares en función de la latitud heliográfica; la estructura de la interfaz Sol/viento; el campo magnetico heliosférico; las explosiones de radiación solar



y ondas de plasma; rayos-x solares; rayos cósmicos solares y galácticos; y tanto el interplanetario como interestelar gas y polvo neutral.

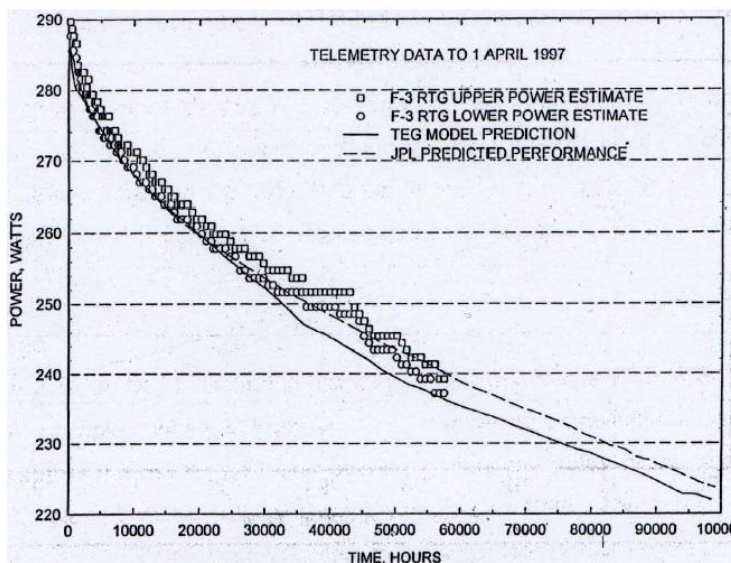


Figure 10. Ulysses GPHS-RTG (F-3) Power Output to 1 April 1997.

Fig. XI.2 Salida de potencia de la GPHS-RTG de la Ulysses hasta Abril del 97.[4]

Los requisitos para las misiones post-challenger, demandaban una potencia en el BOM de 277 We y una potencia de EOM (42,000h o 4,8 años) de 245 We en el conector de la RTG. Al contrario que la Galileo, no hay medidas directas de potencia, sino que se utiliza un algoritmo. El algoritmo considera (1) la corriente del bus principal; (2) unas pérdidas de corriente internas; y (3) un valor de potencia de consumo nominal para diez componentes de la nave si estuviesen operando a la vez. La nave espacial Ulysses opera con un voltaje de 28 V (Galileo operaba a 30 V).

La telemetría inicial indicaba la potencia en 284 We en el bus y 289 We en el conector de la RTG, ambos excediendo los 277-We mínimos necesarios en el BOM. Las predicciones pre-lanzamiento estaban en el rango de los 282 We a 287 We en el conector. En Agosto de 1995, la potencia de "EOM" fue cuantificada en 248 We, lo que excedía el requisito de 245-We.

1.9.3. Rendimiento de Potencia de la Cassini.

Los 5574-kg de la nave espacial Cassini junto con la sonda Huygens Titán construida por la ESA, fue lanzada el 15 de Octubre de 1997, en un viaje de 6,7 años hacia Saturno. El



objetivo principal incluía estudios detallados del planeta y de sus anillos y satélites. Con un interés especial en el estudio de Titán, la luna más grande de Saturno.

Mientras que la Ulysses y la Galielo fueron lanzadas en lanzaderas espaciales, la Cassini fue lanzada en un vehículo de lanzamiento desechable Titan IV/Centauro. Para conseguir la energía suficiente para llegar a Saturno, la Cassini utilizó ayudas gravitacionales de Venus (26 Abril 1998 y Junio 1999), la Tierra (18 de Agosto 1999) y Júpiter (30 de Diciembre 2000). En las proximidades de Júpiter, la Cassini fue capaz de trabajar conjuntamente con el orbital Galileo para llevar a cabo un "Sobrevuelo Milenario a Júpiter" (Octubre 2000 a Febrero 2001). La Cassini consiguió una inserción en la órbita de Saturno el 1 de julio del 2004 y alcanzar la mitad del recorrido en su misión principal de cuatro años. (La Huygens, con su LWRHUs, aterrizando exitosamente en Titan el 14 de enero del 2005, suministrando por primera vez información in situ de la superficie de su satélite.) Durante su misión principal, la Cassini realizó 74 orbitas alrededor de Saturno, con 44 sobrevuelos a Titan. Como se volvió a demostrar, el buen funcionamiento de las GPHS-RTGs, ha permitido alargar la misión de la Cassini dos veces, esta última en septiembre del 2010.

La Figura XI.4 muestra la salida de potencia de las tres GPHS-RTGs (F-2, F-6 y F-7) del 15 de Octubre del 97 al 30 de Junio del 2004. Basándose en los datos telemétricos y en las correcciones debido a las pérdidas por los cables, la potencia medida en el BOM de las RTGs combinadas era de 887 We lo que excedía los requisitos de las especificaciones de 826 We. Las proyecciones para 16 años después del BOM es de 640, lo que también excederá los requisitos de 596 We. Como se demostró más tarde, todas las RTGs han permitido la extensión de la misión.

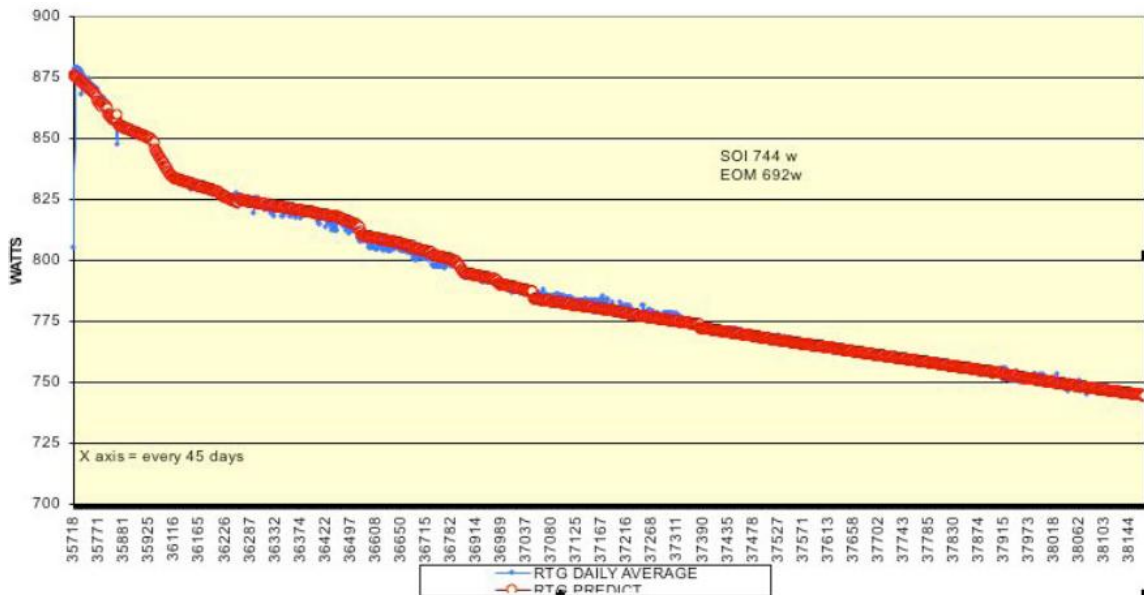


Fig. XI. 3 Salida de potencia de las GPHS-RTGs de la Cassini (F-2,F-6 y F-7) desde el 15 de Oct. del 97 hasta el 30 de Junio del 2004.[4]



1.9.4. Rendimiento de Potencia de la New Horizons.

Los 478-kg de la New Horizons fueron lanzados el 19 de enero del 2006 en un cohete Atlas V 551 para comenzar un viaje de 9.5 años a Plutón y sus satélites. En el encuentro, la New Horizons identificará y mapeará las superficies de Plutón y Charon (su luna). Una asistencia gravitacional en Jupiter se planeó para Febrero del 2007, seguido de un crucero interplanetario entre Marzo del 2007 y junio del 2015. Del 2016 al 2020 está planificado su conducción a encuentros con objetos del Cinturon de Kuiper.

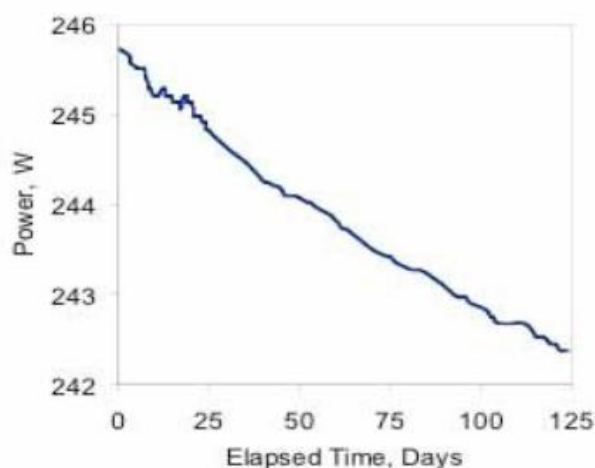


Fig. XI.4 Potencia en función del tiempo para los 125 primeros días de la New Horizons.[4]

La Figura XI.5 muestra la potencia medida en la GPHS-RTG de la nave en el bus de potencia durante los primeros 125 días de misión. La potencia en el inicio de la misión (BOM) fué indicada en 245,7 We en el bus de potencia de la nave.¹² La potencia 9,6 años después de lanzamiento (sobrevuelo a Plutón) esta pre-decida en 200 We (contra un numero de especificación de 191 We).^{5,13} En ese momento, según parece el GPHS-RTG de la New Horizons cumplirá todos los requisitos de potencia, otorgando a la raza humana nuestra primera oportunidad de ver con detalle, el planeta más lejano de nuestro sistema solar.

Para dar indicaciones de tendencias, todos los datos disponibles de los RTG de silicio-germanio desde 1994 están en la Figura 13. Estos datos incluyen la potencia indicada por los Multi-Hundred Watt Radioisotopic Thermolectric Generators (MHW-RTGs) usados en dos de los satélites de comunicaciones de la fuerza Aérea estadounidense LES-8/9 (Satélites experimentales Lincoln 8 y 9) y los MHW-RTGs utilizados en las Voyager 1 y 2 de la NASA. (Un fallo de instrumentación en la Voyager 2, finalizó la obtención de datos en una de las MHW-RTGs; sin embargo, a través de otras de las funciones de la nave, se sabe que continúa produciendo potencia.) Con correcciones para la historia de las RTGs y el entorno



espacial (incluyendo voltaje) estos datos se pueden utilizar para aproximar la potencia histórica de las RTGs de silicio-germanio. De hecho, esta información sostiene cualitativamente las predicciones que estiman que la F-8 suministrará alrededor de 200 We para la New Horizons cuando alcance Plutón.



APÉNDICE XII. Sistema de Control y Gestion de Datos.

SISTEMA DE CONTROL Y GESTIÓN DE DATOS.

En los dos IEMs redundantes es donde se agrupa la electrónica de control y gestión de datos de la misión y de la nave. Los elementos principales para el control de datos son:

- La tarjeta procesadora C&DH (*command & data handling*)
- La tarjeta SSR (*solid state recorder*)
- La tarjeta de interfaz de la instrumentación.
- Decodificador principal de la tarjeta de subida.
- Formateador de la tarjeta de bajada.

Los componentes de los dos IEMs que forman parte de la electrónica de control y gestión de datos, se encuentran conectados entre sí cumpliendo requisitos de redundancia y seguridad. La comunicación entre tarjetas en los IEMs se produce gracias a un componente periférico de interconexión el PCI (perifepheral component interconnect). Las unidades de entrada/salida RIO (remote input/output) suministran medidas de temperatura y voltaje para el monitoreo de la salud y seguridad de la nave. Estas unidades RIO se comunican con el C&DH utilizando un bus de circuitos integrado (I²C). Un interfaz de un bus de serie MIL-STD-1553 se utiliza entre los IEMs para permitir la redundancia y el uso cruzado de componentes, así como la transferencia de instrucciones y datos entre los componentes y procesadores del G&C.

El sistema del C&DH consiste en este hardware y en el software que utiliza el procesador del C&DH. El procesador en el IEM 1 se denomina C&DH 1 y el del procesador IEM 2, C&DH 2. Durante operación normal, la sección C&DH de un IEM se activa por completo y se designa como principal o controlador del bus, mientras que la segunda unidad permanece en modo standby. Esta segunda unidad se apaga durante el largo trayecto de hibernación de la nave. El sistema de protección contra fallos monitorea, desde diferentes puntos, un “latido” de un pulso por segundo desde el bus controlador. En el caso de que el latido se detenga durante un periodo de 180 segundos, el C&DH redundante se activará y tomará control del bus, además de otras acciones de seguridad contra fallos.

Control de las órdenes

Las órdenes desde Tierra se reciben mediante la tarjeta de uplink RF. Un decodificador en la misma tarjeta permite gestionar estas órdenes sin el uso del procesador del C&DH. Esto incluye reinicios del procesador C&DH, seleccionar entre los controladores del bus, entre otras opciones. El software del C&DH recibe CCSDS (*consultative committee for Space Data Systems*) grupos de telecomandos transferidos desde tierra gracias a la tarjeta del RF. El



software del C&DH extrae los paquetes de los telecomandos desde los grupos transferidos. Estos telecomandos son transferidos a otros subsistemas de la nave o al mismo procesador C&DH. Los paquetes de órdenes que recibe el C&DH pueden contener órdenes para ser llevadas a cabo en tiempo real o para ser guardadas para uso más tarde. Las órdenes destinadas para su uso en otro momento, son consideradas como macros de órdenes. Los macros de órdenes pueden consistir en una simple acción, o en un conjunto de acciones y órdenes a llevar a cabo por varios subsistemas. Cada subsistema de C&DH posee 0,75 Mbytes de almacenaje para macros de órdenes.

Los subsistemas del C&DH soportan órdenes temporizadas. Estas activan y ejecutan uno o más macros de órdenes cuando el valor del reloj de tiempo de misión (mission elapsed time o MET) es superior o igual al valor del MET de la orden. Las operaciones de misión utilizan las órdenes temporizadas para casi todas las actividades. Existe capacidad para 512 órdenes temporizadas.

Además el software del C&DH implementa el sistema de autonomía de la nave. Una regla de autonomía es una expresión fija cuyos inputs pueden incluir cualquier punto de telemetría de la nave. La regla de autonomía se activa si se ha evaluado como "verdad" durante un número determinado de veces en un intervalo definido. Una regla de autonomía también puede activar macros de órdenes. Existe capacidad para 512 reglas de autonomía.

Control del tiempo

La correlación del MET con el tiempo Universal (UT) es de vital importancia para llevar a cabo las operaciones de la nave. Se utiliza un oscilador ultra estable (USO, ultra-stable oscillator) como generador de una señal de un pulso por segundo (PPS) que mantiene a la nave en hora. Un diseño cuidadoso para que los registros del reloj del MET en el sistema del C&DH asegure una correlación mejor que ± 4 segundos cuando la nave se encuentra a unas 50 AU.

Control de datos.

La comunicación de datos entre instrumentos se compone de:

1. Proveer de instrucciones y del MET desde el IEM a cada instrumento.
2. Recoger datos internos y datos científicos (a ritmos bajos) de los instrumentos al IEM.
3. Recibir y dar forma a los datos instrumentales recibidos a ritmo elevado y los datos generados por el IEM.
4. Distribuir marcadores de tiempo para cada instrumento.
5. Procesar y transferir los voltajes de telemetría analógica del IEM (entrada de datos desde los dispositivos RIO utilizando el bus I²C).



La tarjeta de interfaz de cada instrumento (en el IEM 1 y el IEM 2) suministra conexiones a ambos lados de cada electrónica redundante de los instrumentos, por lo tanto suministrando su uso cruzado y un aumento de la fiabilidad.

El SSR consiste en 64Gbits de memoria no volátil organizado en 16 segmentos independientes correspondientes a los 16 grupos de memoria física en la tarjeta SSR. Datos científicos sin tratar se pueden enviar al grabador con un ratio de 13 Mbits/s. Una vez que se ha llenado un segmento, el grabador cambia al siguiente segmento. Los datos científicos en bruto son leídos del SSR, comprimidos, y re-escritos para futuras transmisiones. El borrado del SSR se realiza por segmentos, después de que todos los datos en un segmento hayan sido transmitidos o comprimidos y guardados en otro segmento. Una vez que se borra un segmento, este vuelve a estar disponible para guardar datos. El software del C&DH posee varios mecanismos para controlar la escritura y la reproducción de los datos en el grabador. Para ello el grabador utiliza un concepto de tipos de datos para distinguir la información.

Además el software del C&DH aplica el uso de marcas/puntos SSR. Estos puntos permiten la clasificación de los datos según las actividades. Los puntos se abren al inicio de una actividad y se cierran al finalizarla. A la hora de reproducir datos se pueden distinguir mediante el uso del MET o los puntos.



APÉNDICE XIII. Esquema lanzamiento de un Atlas V

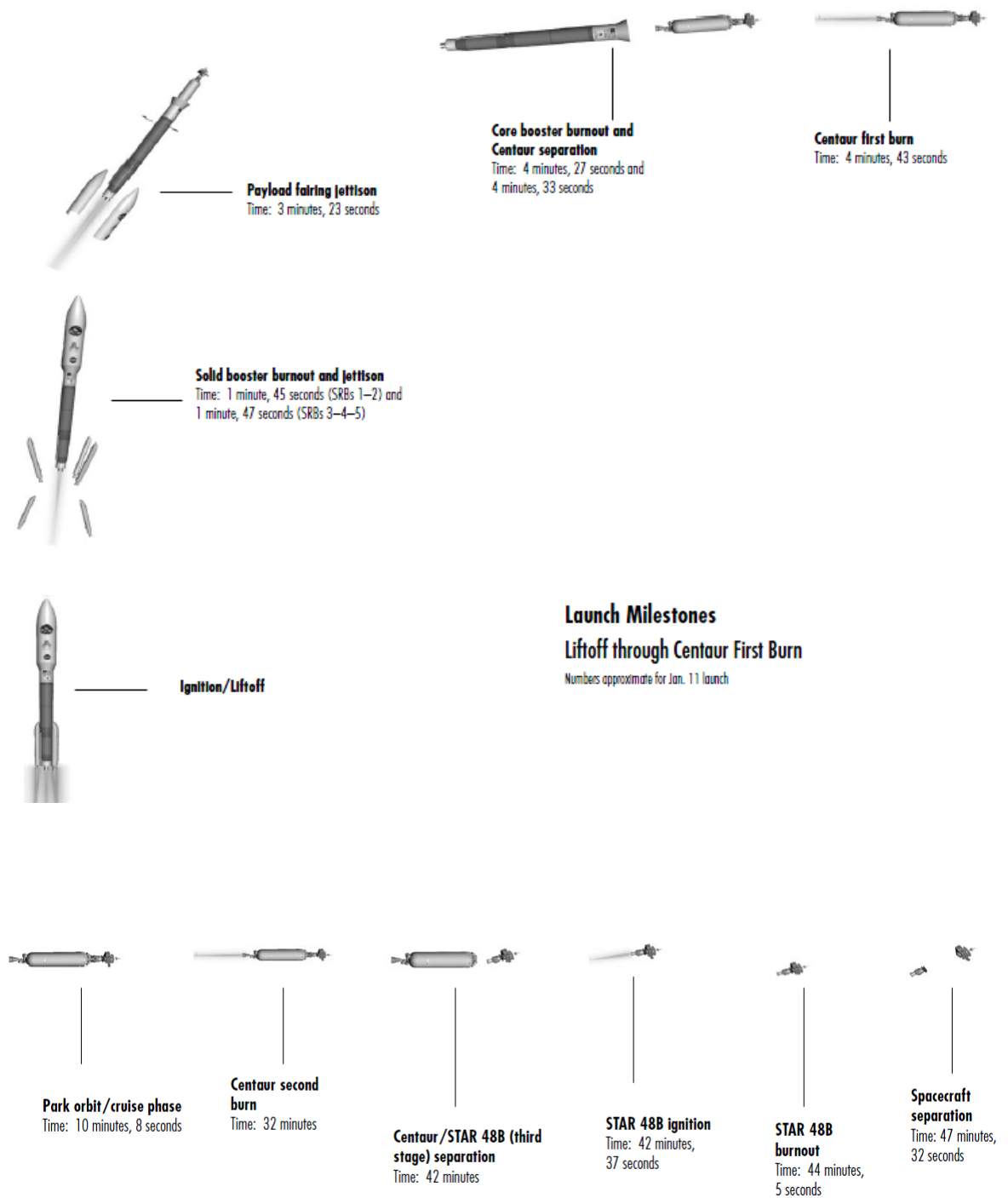


Fig. XIII.2 Lanzamiento Atlas V por fases. [10]



Atlas V Expanded View

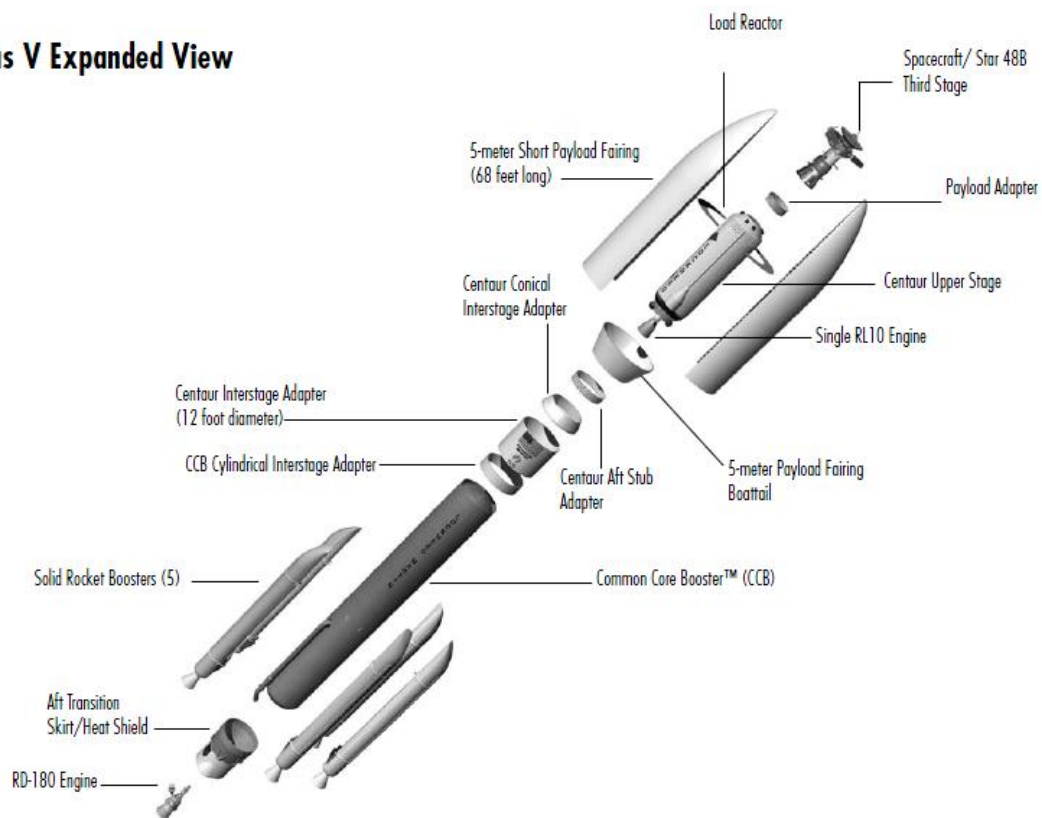


Fig. XIII.2 Vista extruida del Atlas V [10]



APÉNDICE XIV. ESTUDIO DE LA MISIÓN

En este Apéndice se pretende incluir todos los cálculos y acciones realizadas para realizar el diseño de la misión Kayak propuesta en el documento.

1.1. Cálculo previo de una trayectoria.

Lo importante para realizar un estudio previo de estas características es conocer también lo que se ha hecho hasta el día de hoy. Un conocimiento sobre las misiones existentes aporta unos conocimientos previos sobre lo que se puede o no se puede conseguir a primera vista.

La principal referencia de estudio ha sido la New Horizons. La New Horizons es actualmente la nave de exploración espacial humana cuyo objetivo principal se encuentra a una distancia mayor de la Tierra. Existen naves espaciales que se encuentran a una distancia muy lejana, como la Voyager que se encuentra a más de 100 AUs [12], pero sus objetivos principales se encontraban más cercanos que Plutón. Por ello es previsible que en un futuro la New Horizons se convierta en la que alcance una distancia superior.

El primer interés era saber a qué distancias se enfrentaba la misión y con qué periodos de tiempo se podía jugar.

Se sabe que Sedna se acerca a su perihelio (distancia más cercana al Sol) alrededor del año 2075-2077. Muy importante tener en consideración, que para evitar un consumo excesivo de combustible, es recomendable e incluso obligatorio un paso por Júpiter para recibir asistencia gravitatoria.

Así observando la trayectoria de estos dos planetas [13] se determina que :

1. La distancia de Sedna al Sol varía muy poco con el tiempo. Recordemos que posee un periodo orbital de alrededor de 11.000 años. Así en Julio del 2056 existe una distancia de 77 AU. Siendo el perihelio de Sedna aproximadamente, entre el 25 de Agosto del 2076 y el 5 de Octubre del 2076, a una distancia de 75,814 AUs. Por lo tanto unas misiones de llegada en ese espacio temporal de 20 años no diferirían prácticamente nada entre ellas a semejantes distancias.



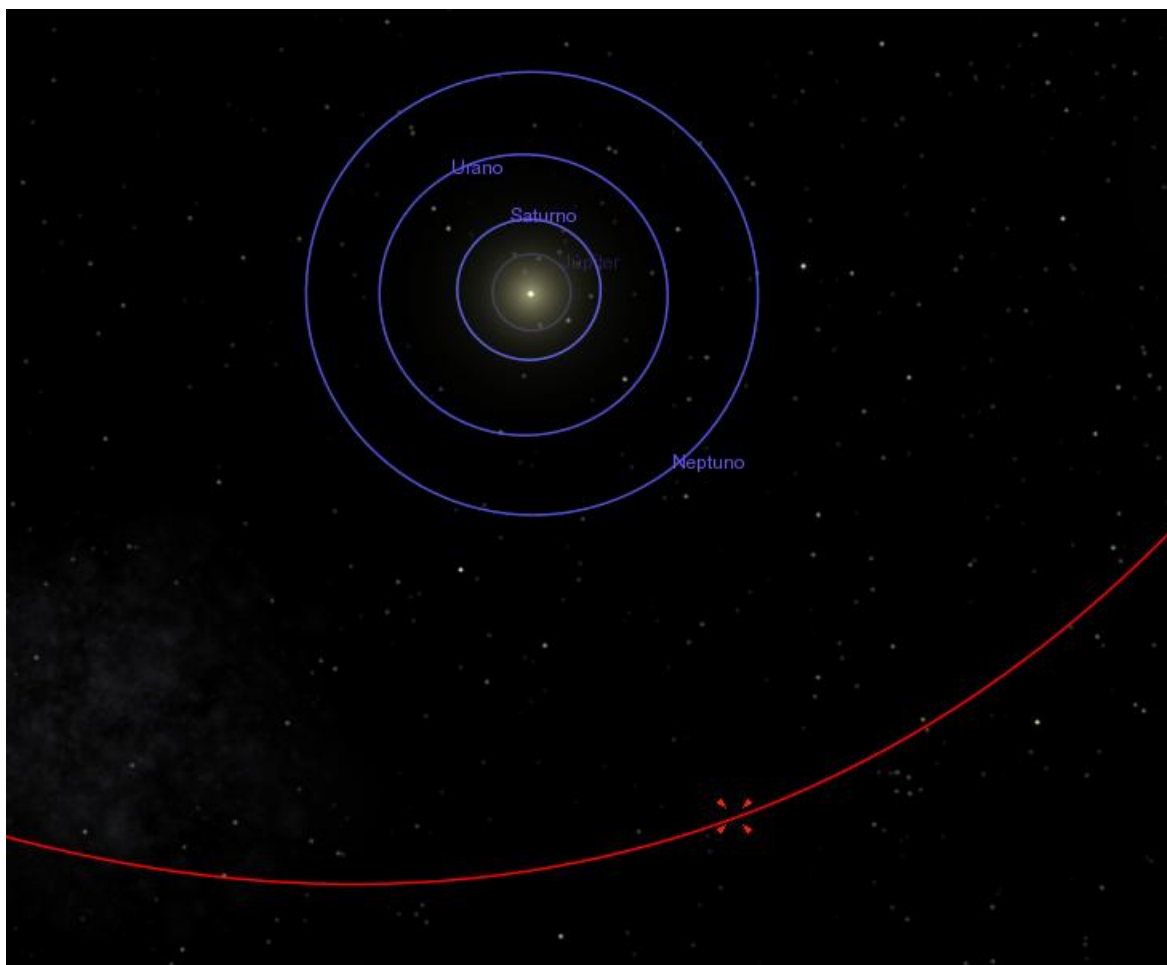


Fig. XIV.1 Trayectoria de Sedna Respecto al Sol. Marcado Sedna en su posición en el 2076.

2. Las posiciones relativas entre la Tierra y Jupiter que favorecerían una asistencia gravitatoria por parte de Jupiter se muestran en la Figura XIV.3. Debido al periodo orbital de Jupiter de 11 años y 315 días, se debe determinar que cada 12 años existe la opción de realizar un flyby adecuado en Jupiter. Así, suponiendo un tiempo razonable de desplazamiento entre la Tierra y Jupiter, se obtiene la posición de la Figura XIV.2

Tomando por lo tanto estas posiciones como referencia, se encuentra que la siguiente opción de lanzamiento con las condiciones similares se produciría el 23 de Julio del 2046. Como se ha comentado en el documento principal, esta opción de segundo escenario se descartó a la hora de realizar los cálculos del primer escenario de misión propuesto.



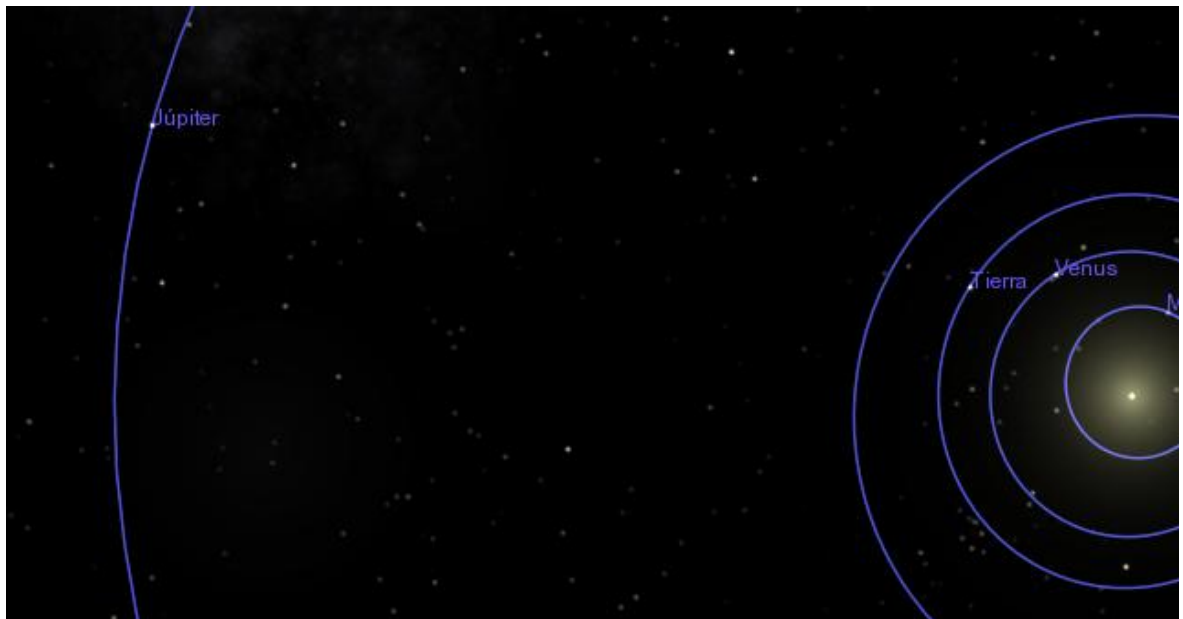


Fig. XIV. 2 Posición entre la Tierra y Júpiter el 10 de Septiembre del 2034.

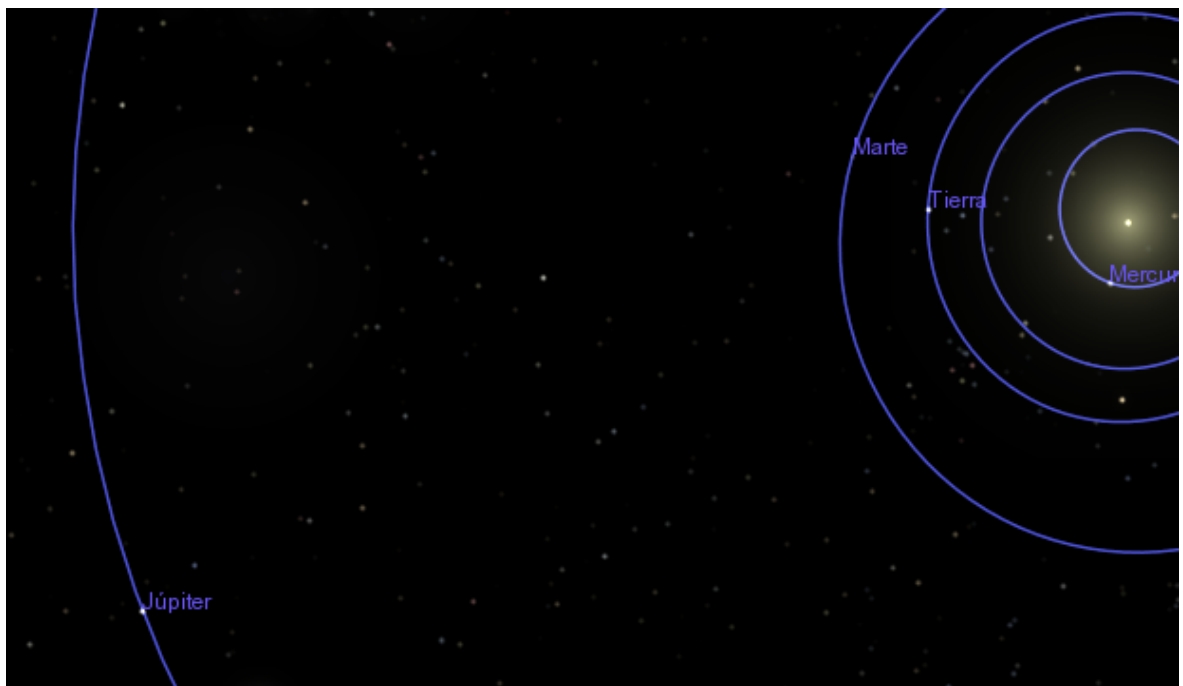


Fig. XIV.3 Posición entre la Tierra y Júpiter el 11 de Octubre del 2035

Por lo tanto, el planteamiento final de este diseño se inicia con una salida de la Tierra el 10 de Septiembre del 2034, pasando por Júpiter el 11 de Octubre del 2035 para recibir una asistencia gravitatoria.



1.1.1. Salida de la Tierra y la Asistencia Gravitatoria en Júpiter.

1. Determinación de velocidad Heliocéntrica de Salida.

Cuando se desea enviar un objeto de un punto con una esfera de influencia gravitacional (como la Tierra en este caso), hacia otro objeto en movimiento se necesita calcular la velocidad de escape necesaria para salir de una influencia gravitacional y alcanzar el siguiente punto. En la Figura XIV.4 se puede observar un ejemplo visual. Cuando este objetivo se cumple como ilustra la figura (transferencia de 180°) se llama una transferencia Hohmann [15].

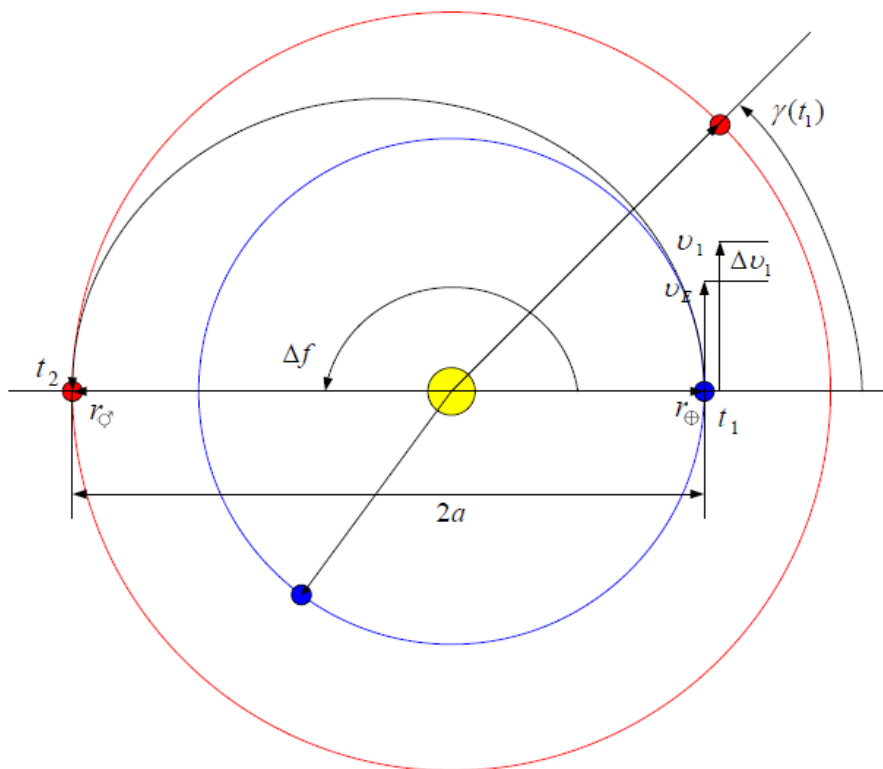


Fig. XIV.4 Ejemplo ilustrado de una transferencia Hohmann.[15]

A continuación se realiza un sencillo estudio de la transferencia Hohmann para un caso como el de la Kayak. De realizarse un estudio en profundidad de una misión como la Kayak, no sería común el usar la transferencia Hohmann, pues es aunque resulta una forma de transferencia orbital muy poco energética, requiere más tiempo para llevarse a cabo (aunque en los cálculos el tiempo no se contabilice). La intención es demostrar que se puede



conseguir, de una manera relativamente poco costosa, extraer un cuerpo de la órbita terrestre y enviarlo a Júpiter.

$$v_1 = \sqrt{\frac{2\mu_s}{r_e + r_j} \left(\frac{r_j}{r_e}\right)} \quad (\text{Ec.1})$$

$$\Delta v_1 = v_1 - v_e = v_e \left(\sqrt{\frac{2r_j}{r_e + r_j}} - 1 \right) \quad (\text{Ec.2})$$

Para poder calcular las magnitudes que nos interesan necesitamos las ecuaciones 1 y 2 extraídas de la referencia [15]. v_e es la velocidad media heliocéntrica de la Tierra (29.772 km/s). μ_s hace referencia a coeficiente gravitacional del Sol ($1,326 \times 10^{11} \text{ km}^3/\text{s}^2$). r_e es el radio de la órbita de la Tierra ($1,496 \times 10^8 \text{ km}$) y r_j la órbita de Júpiter ($7,779 \times 10^8 \text{ km}$).

Aplicando los valores a las ecuaciones, se obtiene que el $\Delta v_1 = \mathbf{8,787 \text{ km/s}}$. Esta es la velocidad extra mínima que se debería aplicar al satélite para poder alcanzar Júpiter según una transferencia Hohmann.

Sin embargo para escapar la influencia de la tierra es necesaria otra velocidad. En la referencia [15], se encuentra la fórmula necesaria para calcular la velocidad de escape de un objeto situado en una órbita terrestre (normalmente las misiones de exploración orbitan unas horas a la tierra antes de continuar). El término v_0 determina la velocidad necesaria para iniciar la transferencia.

$$v_0^2 = v_1^2 + \frac{2\mu_{\oplus}}{r_0} \quad (\text{Ec.3})$$

Donde v_1 y r_0 vienen determinados por los valores de la misión. Siendo v_1 la velocidad de salida para una transferencia Hohmann, y r_0 el radio del parking orbital de la nave sobre la Tierra. La componente μ , en la Ecuación 11 hace referencia al coeficiente gravitacional de la Tierra ($3,985 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$). Suponiendo, como en la referencia, un valor $r_0 = 7500 \text{ km}$. Se obtiene una velocidad $v_0 = \mathbf{13,545 \text{ km/seg}}$.

En la siguiente Figura XIV.5 se observa un esquema de este escape de la órbita terrestre. El ángulo con el que se deberían posicionar los propulsores de la nave para poder ejercer el impulso necesario viene determinado por el ángulo Φ ;

$$\Phi = \cos^{-1} \left(\frac{1}{e_h} \right) + \pi \quad (\text{Ec.4})$$



Siendo e_h la excentricidad de la hipérbola de salida de la órbita, que puede ser expresada según,

$$e_h = \frac{r_0 v_0^2}{\mu_{\oplus}} - 1 = \frac{r_0 v_1^2}{\mu_{\oplus}} + 1 \tag{Ec.5}$$

Si sustituimos los valores obtenemos en la Ecuación 5, obtenemos una $e_h = 1,46048$, lo cual demuestra que se trata de una hipérbola. Por lo que el ángulo Φ resulta en $\Phi = 229,55^\circ$

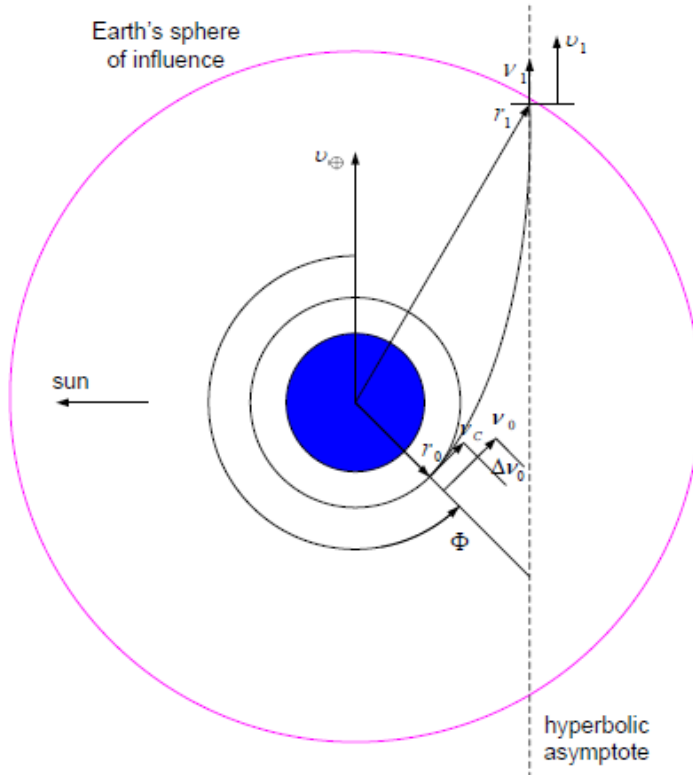


Fig. XIV.5 Esquema de la salida de un objeto de la Tierra siguiendo una trayectoria hiperbólica.[15]

Por lo tanto, como una referencia a la misión obtenemos que:

Una nave de exploración, cuyo destino sea Júpiter para realizar un flyby, si sale desde un parking orbital en la Tierra, situado a 7500 km y desea alcanzar Júpiter mediante una transferencia Hohmann (una de las más económicas energéticamente), deberá salir de la Tierra con un impulso inicial de 13,545 km/seg, en un ángulo de salida de 229,55°, siguiendo una trayectoria hiperbólica con una excentricidad de 1,46048, saliendo de la esfera de influencia de la Tierra a una velocidad relativa a la misma de 8,787 km/s y una velocidad absoluta universal de 38,559 km/s.

En la referencia [15] se puede encontrar más información sobre lo expuesto y sobre los efectos de las zonas de influencia gravitatorias.



2. Principios de la asistencia gravitatoria

Esta sección pretende ser una pequeña guía sobre los pasos para determinar la asistencia gravitatoria de un cuerpo mediante la ayuda de un segundo; en este caso, la Kayak y Júpiter. Al igual que la sección anterior, esto es simplemente una pincelada de la información y estudios a realizar para determinar una trayectoria de vuelo. Esta sección haría referencia al tramo del viaje en el que la Kayak se ve influenciada por Júpiter.

El problema que nos concierne es el problema conocido como el problema de dos cuerpos (*The two body problem* [14]). Este corresponde al problema más básico de la mecánica celeste. El problema de los dos cuerpos hace referencia a la predicción del movimiento entre dos puntos de masas, rotando respecto al mismo punto. Se supone que la única fuerza que existe entre ellos es su propia atracción gravitatoria. El campo gravitatorio en cualquier punto respecto a una masa puntual, depende exclusivamente de su masa. Así el campo U generado a una distancia R por una partícula de masa M es:

$$U = -\frac{GM}{R} \quad (\text{Ec. 6})$$

Donde G es la constante de gravitación universal, cuyo valor en el SI es $6,670 \times 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$. Si dos masas m_1 y m_2 se encuentran separadas una distancia r , como se muestra en la Fig XIV.6, las ecuaciones que gobiernan sus movimientos son:

$$\mathbf{F}_1 = \frac{Gm_1m_2}{r^2} \left(\frac{\mathbf{r}}{r} \right), \quad \mathbf{F}_2 = \frac{Gm_1m_2}{r^2} \left(\frac{-\mathbf{r}}{r} \right) \quad (\text{Ec.7})$$

Siendo \mathbf{F}_1 y \mathbf{F}_2 las fuerzas que actúan sobre las masas. El movimiento de cada masa respecto al IFR viene expresado por la segunda ley de Newton ($\mathbf{F}=\mathbf{m}\cdot\mathbf{a}$).

$$m_1\ddot{\mathbf{r}}_1 = \mathbf{F}_1, \quad m_2\ddot{\mathbf{r}}_2 = \mathbf{F}_2 \quad (\text{Ec. 8})$$

Sabiendo que $\mathbf{r}=\mathbf{r}_2-\mathbf{r}_1$ se pueden combinar las ecuaciones 2 y 3 y obtener:

$$\ddot{\mathbf{r}} + \frac{G(m_1 + m_2)}{r^2} \left(\frac{\mathbf{r}}{r} \right) = \mathbf{0} \quad (\text{Ec.9})$$

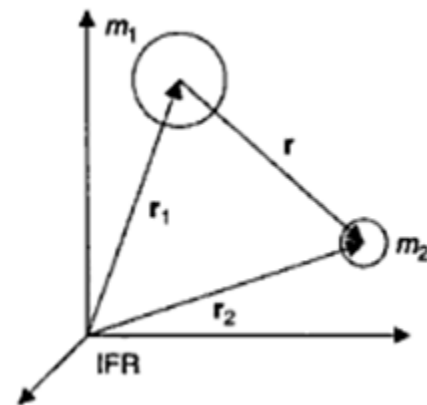


Fig. XIV.6 Geometría del problema de los dos cuerpos con un marco de referencia inercial (IFR). [14]



que es la ecuación del movimiento no perturbado a causa de la gravedad de la masa m_2 con respecto a la m_1 .

El *problema restringido de los dos cuerpos* asume que la masa de uno de los dos cuerpos supera en exceso a la del otro, $m_1 \gg m_2$. Esto es aplicable a una nave de masa m , en el caso de la Kayak cercana a los 500kg, comparándola con un cuerpo celeste del estilo de la Tierra (6×10^{24} kg) o Júpiter ($\sim 2 \times 10^{27}$ kg) con masa M (en el apartado anterior pasaba lo mismo); así la expresión anterior se reduce a:

$$\ddot{\mathbf{r}} + \frac{(GM)}{r^2} \frac{\mathbf{r}}{r} = \mathbf{0} \tag{Ec.10}$$

La Ecuación 5 es también una buena aproximación para los planetas y el Sol, ya que la masa del Sol es muy superior ($\sim 2 \times 10^{30}$ kg). El parámetro GM es referido como a μ , siendo tomado como el parámetro gravitacional referente al cuerpo respecto al que se produce el movimiento.

Cabe destacar, que las interacciones gravitacionales se basan en la conservación de momento. La suma de momentos de la nave y los del planeta al que va a orbitar son siempre constantes, es decir, si la nave sale acelerada de su encuentro con el planeta, se entiende que es en detrimento del movimiento del propio planeta, pero en el caso de un cuerpo como Jupiter (en este caso), su órbita no se ve afectada por una nave de media tonelada. Por definición el momento $h = r \times \dot{r}$

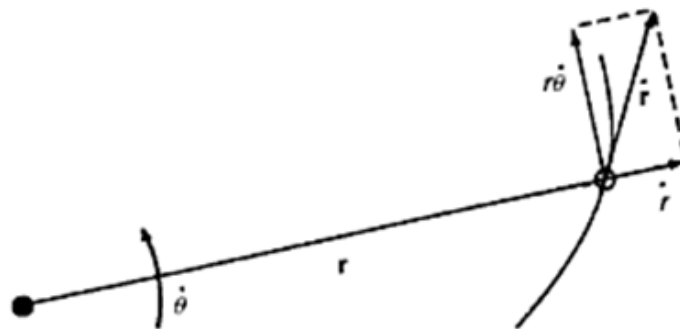


Fig. XIV.7 Posición de la partícula y sus vectores velocidad [14]

La conservación de la energía, se debe a que la única fuerza externa que actúa sobre la nave es debida a un campo gravitacional, dando una fuerza conservativa cuya energía potencial por unidad de masa es $-\mu/r$. La energía total orbital por unidad de masa ϵ (suma de las energías cinéticas y gravitacionales) se mantiene constante, por lo que

$$\frac{1}{2} V^2 - \frac{\mu}{r} = \epsilon \tag{Ec. 11}$$



Esta es conocida como la ecuación de energía vis-viva integral.

El vector solución a la ecuación 5 se obtiene del producto vectorial con la constante h e integrándolo una vez respecto del tiempo. Así:

$$\dot{\mathbf{r}} \times \mathbf{h} = \mu \left(\frac{\mathbf{r}}{r} + \mathbf{e} \right) \quad (\text{Ec. 12})$$

Dando \mathbf{e} como el vector constante de integración llamado el vector de excentricidad. Para terminar se aísla r , entonces:

$$r = \frac{h^2/\mu}{1 + e \cos \theta} \quad (\text{Ec. 13})$$

Donde θ es el ángulo entre r y \mathbf{e} . Esto sirve para determinar la excentricidad de la órbita. Esta ecuación corresponde a una sección cónica. La órbita corresponde a un círculo cuando $e=0$, una elipse cuando $0 < e < 1$, una parábola cuando $e = 1$ y una hipérbola cuando $e > 1$. Para una asistencia gravitatoria como la que se desea, se necesitaría una parábola o una hipérbola.

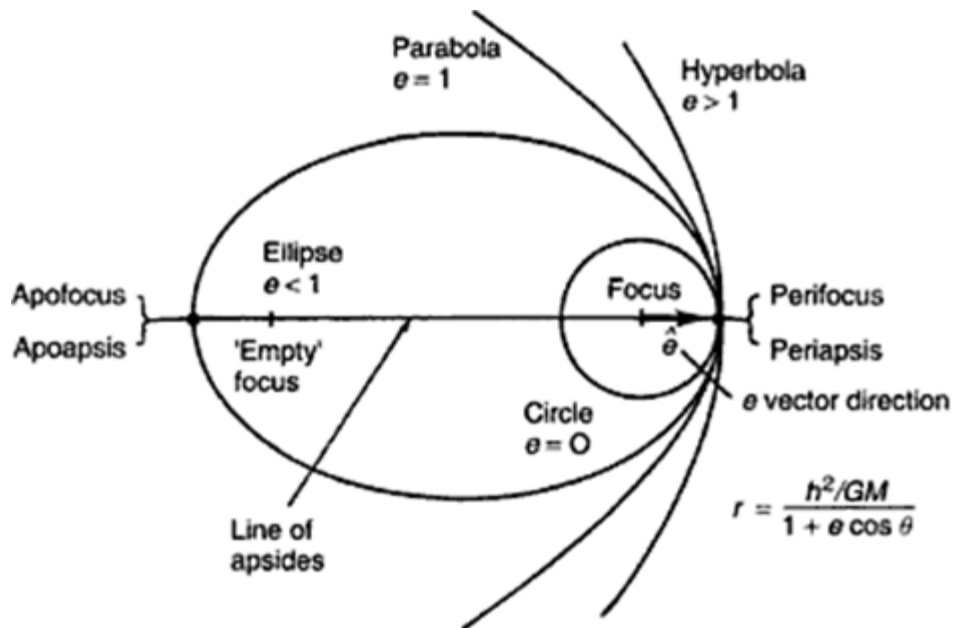


Fig. XIV.8 Esquema de las secciones cónicas definidas por la ecuación 8.[14]

Los cálculos precisos de una asistencia gravitatoria; además de trabajar con potentes simuladores y un equipo de profesionales dedicados a ello, se basan en conseguir que las demandas de velocidad y fechas de la misión se vean satisfechas con las condiciones que ofrece el flyby. Esto se realiza mediante ajustes de ángulos de entrada, velocidades determinadas de aproximación, etc.



Un flyby en Júpiter es un proceso tedioso y difícil. Al igual que Júpiter posee una gran capacidad para catapultar a las naves, también está rodeado de numerosas lunas y asteroides. En la siguiente Figura XIV.9 se puede observar a Júpiter rodeado por las trayectorias de objetos que orbitan a su alrededor. La Figura XIV.10 muestra un resumen de la asistencia gravitatoria.

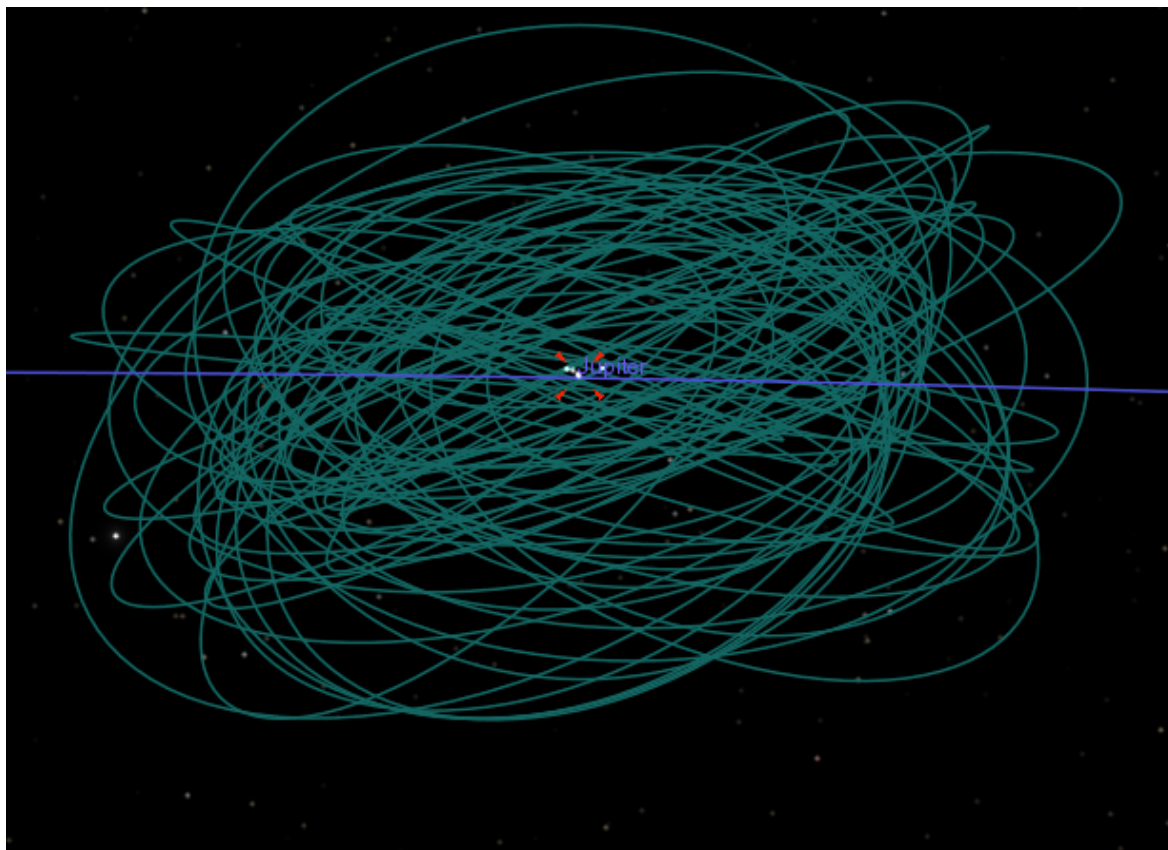


Fig. XIV.9 Júpiter con las órbitas de los objetos que se encuentran orbitando sobre él.

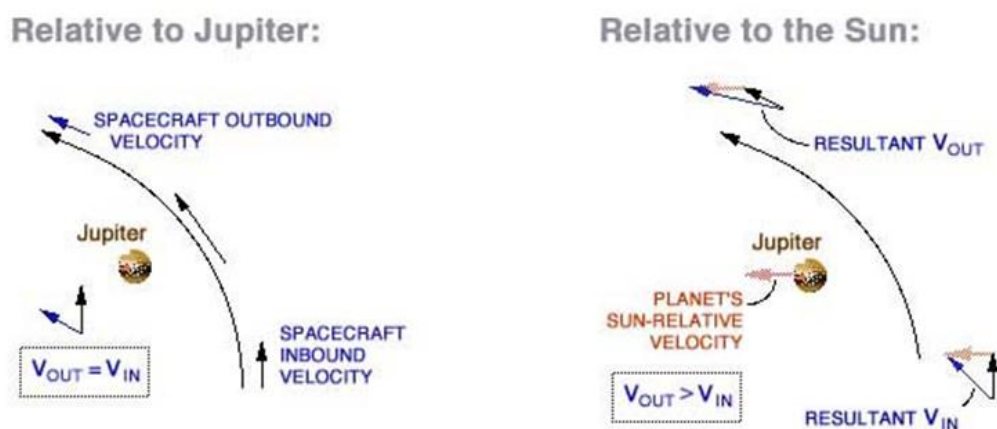


Fig. XIV.10 La asistencia gravitacional en Júpiter. [16]



1.1.2. Simulación de Jupiter a Sedna.

Para las simulaciones de Sedna a Jupiter se parte de pocas premisas. Una distancia hasta Sedna que recorrer a partir de una asistencia gravitatoria, unas fechas de salida desde Júpiter y llegada a Sedna y unas orbitas de referencia para guiarse.

La mejor opción para conseguir una visualización sobre el planteamiento de la misión, era la implementación de un código que mediante unas premisas de velocidad inicial y fecha de salida, fuese capaz de generar un archivo .xyz para el programa Celestia; con el poder comprobar los resultados obtenidos. Mediante la utilización del Java Astrodynamics Toolkit (AT) [17] y del Runge Kutta 7.8, se implementa el código de creación del archivo .xyz

En los cálculos de trayectorias espaciales influyen numerosas fuerzas, pero principalmente la de la atracción gravitatoria Solar. Por ello a la hora de implementar el código, se decide tener como fuerza actuadora sobre la nave Kayak la fuerza de atracción gravitatoria ejercida por el Sol. Así se le aporta a la nave una velocidad inicial y se observa su evolución, comprobando así una viabilidad de misión inicial o no. A partir de las premisas iniciales y de la realización de pruebas, se afina la trayectoria de la Kayak en dirección a Sedna.

Una dificultad a la hora de ajustar la trayectoria, fue reconocimiento de los ejes de

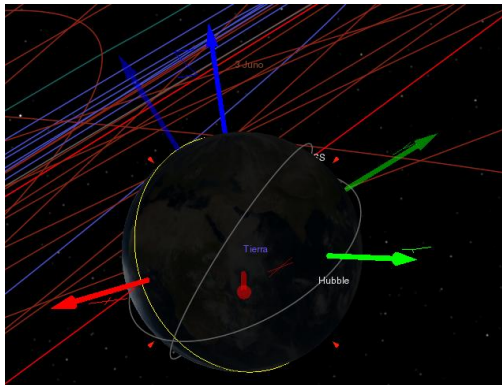


Fig. XIV.11 La Tierra según Celestia, con sus ejes de marco y ejes de cuerpo.

coordenadas utilizados para definir los objetos del programa Celestia. Durante unas cuantas versiones descargadas del mismo, hubo problemas con la definición que estos poseían sobre los ejes de marco. Por lo que se tuvo que situar en un inicio la simulación a base de prueba y error. Más avanzadas las simulaciones se pudo obtener un programa sin fallos. Nótese que el eje de marco (del sistema solar) no corresponde con su eje de cuerpo, la Tierra rota un poco inclinada respecto a una vertical.

El principal problema reside en las magnitudes. Al realizar una simulación con magnitudes tan grandes, se juega con distancias de AUs ($1,496 \times 10^8$ km), el integrador puede no funcionar bien si no se escogían bien los pasos. Por ejemplo, al considerar un periodo de misión de 25 años, se determinó inicialmente que un paso de un día tampoco era exagerado. Sin embargo los resultados observados en Celestia se alejaban de los esperados, las Figuras XIV.12 y XIV.13 muestran estos problemas. La Figura XIV.2 es un ejemplo de trayectoria extraña y nada intuitiva, claramente mal calculada por el programa. La Figura XIV.3 muestra como la falta de pasos de cálculo resulta en una velocidad y distancia alcanzada excesiva.



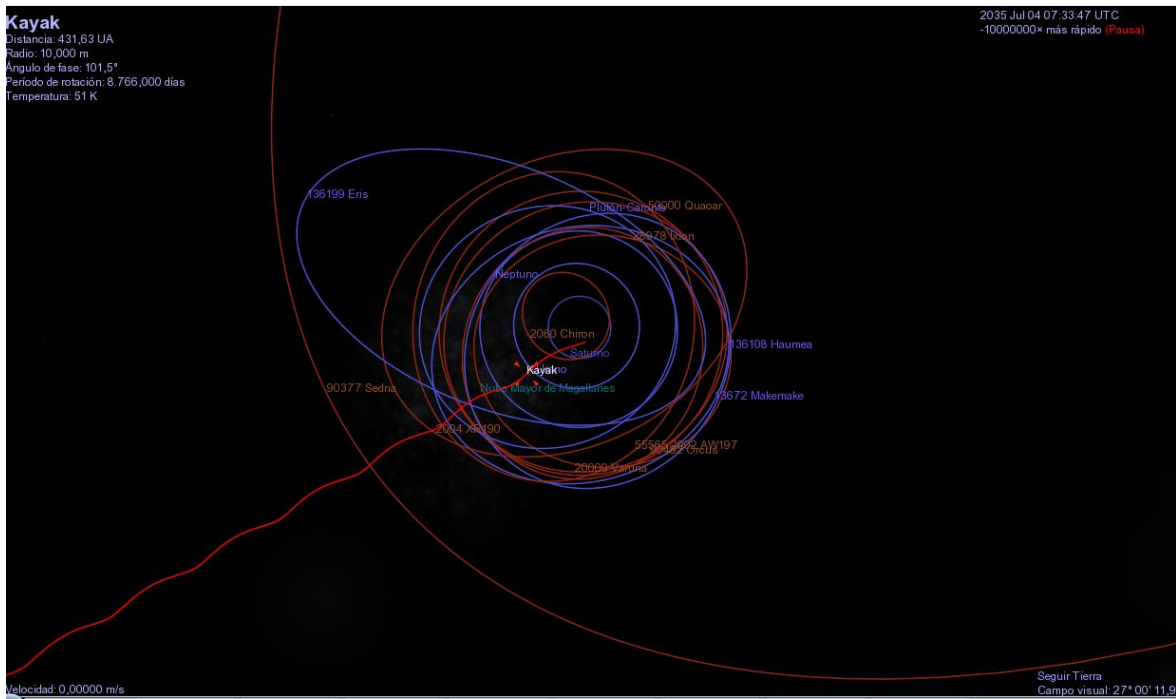


Fig. XIV.12 Trayectoria mal calculada debido a un paso de cálculo erróneo, la ondulación mostrada es físicamente imposible con sólo una fuerza actuando.

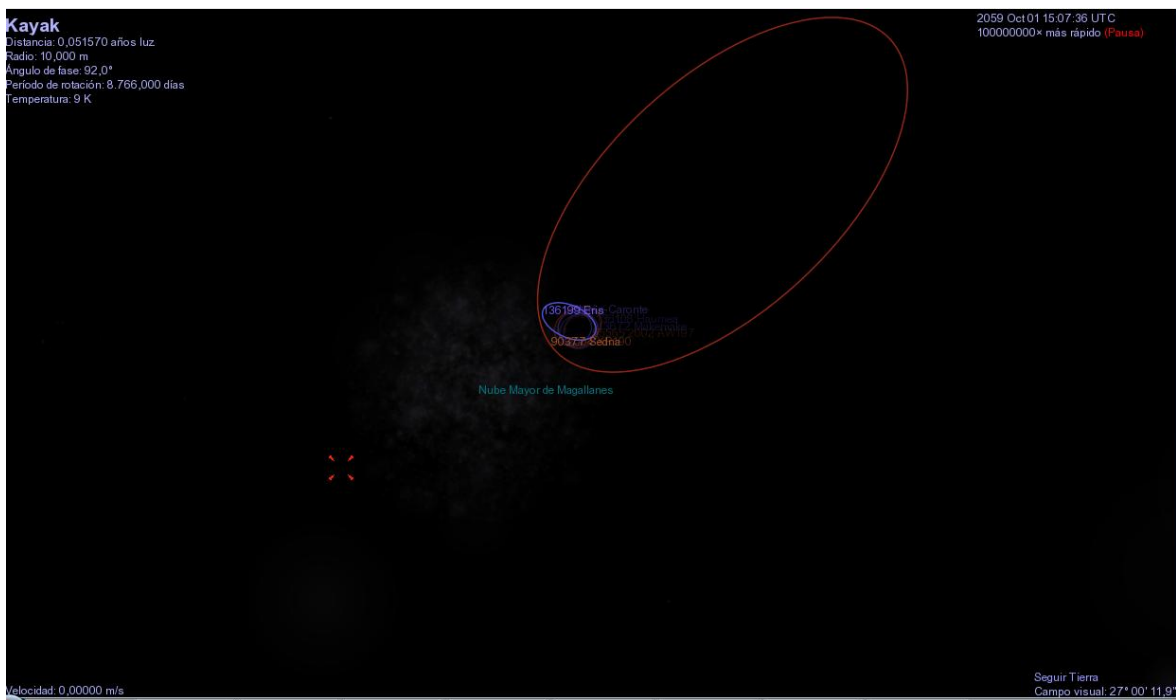


Fig. XIV.13 Trayectoria mal calculada con final muy lejos del objetivo. La elipse roja alargada que se muestra corresponde a la órbita Sedna.



Otro problema existente era el ajuste de estas magnitudes. Cualquier pequeño cambio que se realizase compensando/corrigiendo las componentes de velocidad de la nave, para poder ajustar a la trayectoria deseada, podía resultar en un alejamiento excesivo de la Kayak respecto a Sedna. Hay que recordar que la fuerza de atracción gravitatoria (como se ha mostrado en el apartado 1.1.2.2 de este mismo Apéndice) es dependiente de la distancia y que pese a que en la simulación el Sol se ha considerado una fuerza puntual, el vector fuerza cambia constantemente respecto a la nave, tanto en magnitud como en dirección

Así la trayectoria final para Kayak, con salida desde el flyby a Júpiter, considerada aceptable es la siguiente:

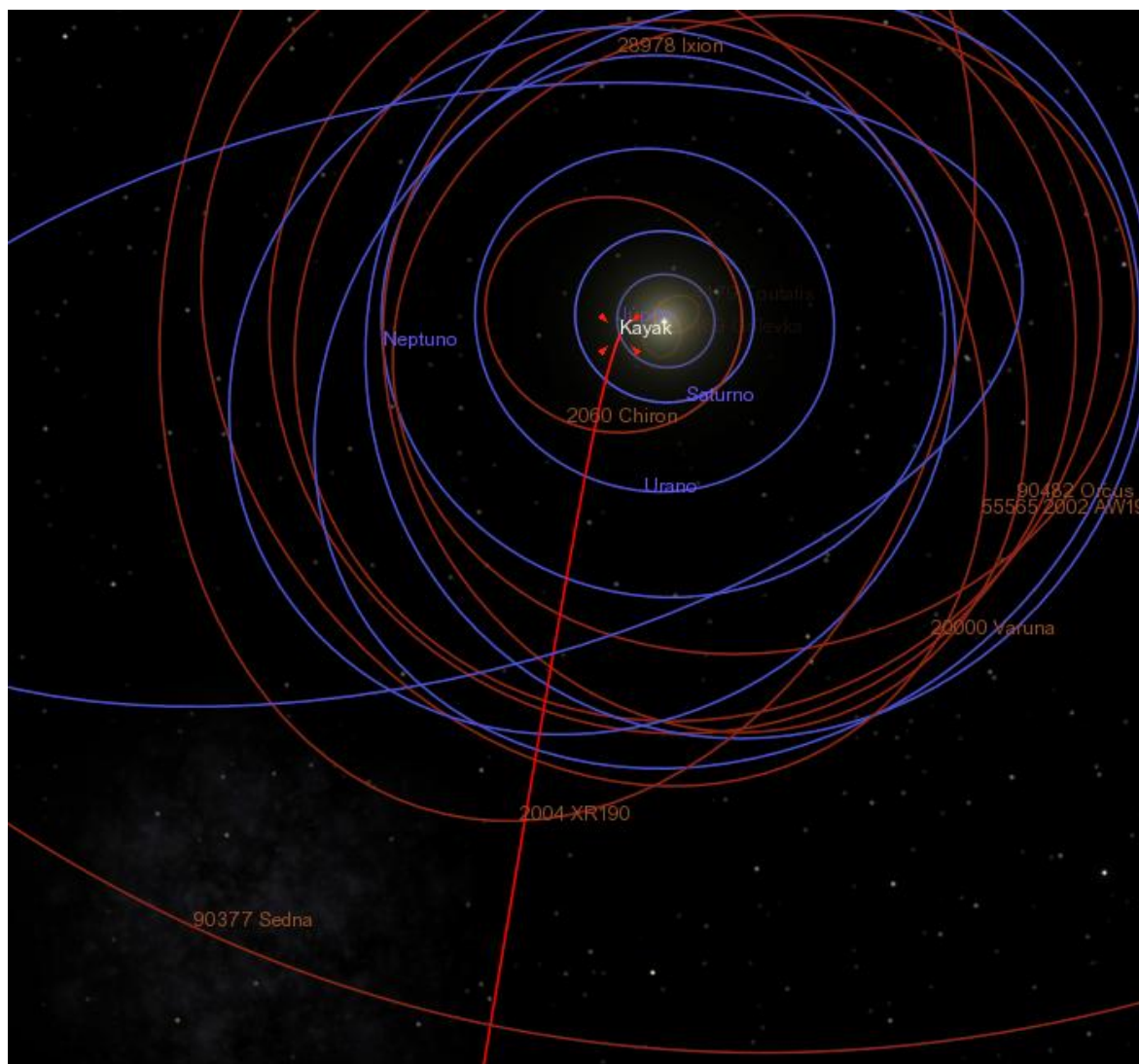


Fig. XIV.14 Trayectoria de Kaya hacia Sedna en el 2035 desde Júpiter.

Esta trayectoria se considera que se aproxima a Sedna lo suficiente como para considerarla aceptable y buena muestra de una concepción inicial de la misión.



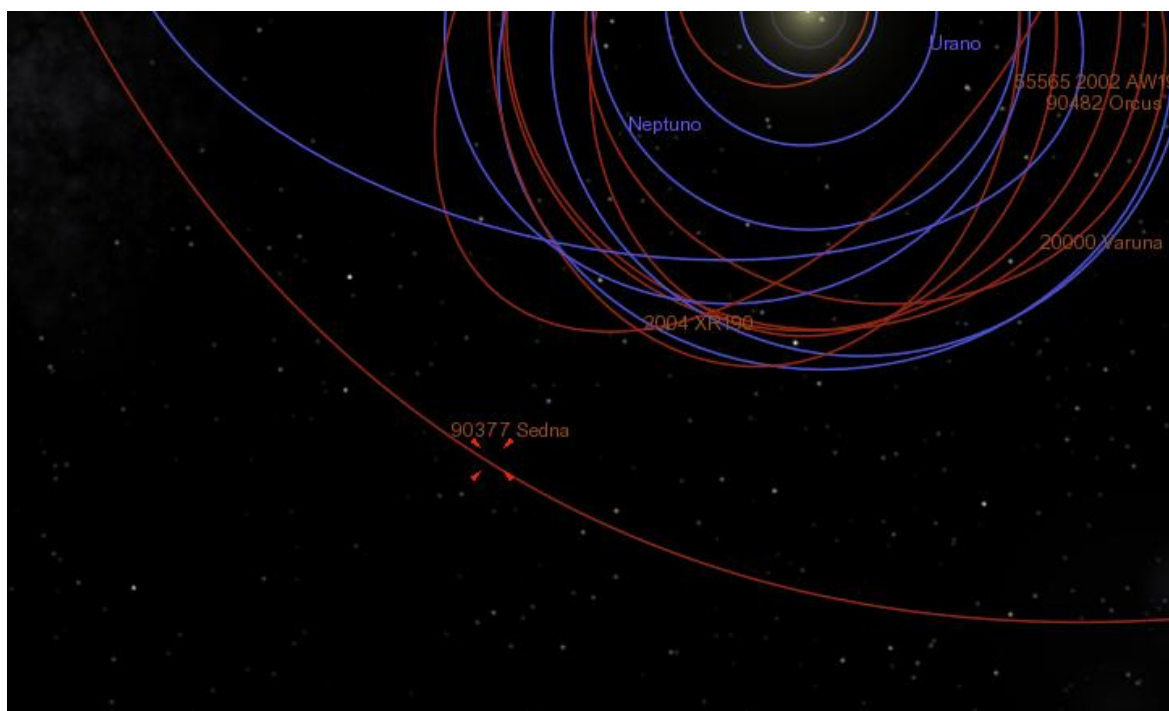


Fig. XIV.15 Kayak en su cruce con Sedna en el 2059.

Igualmente la trayectoria de la nave de exploración sigue encontrándose alejada de lo óptimo. Afortunadamente, debido a la distancia recorrida por la nave, a nivel de desplazamiento estelar, la variación de su trayectoria unos grados para acomodarse más a una distancia más cercana a Sedna no tendría apenas repercusión en los requisitos de la nave. A nivel espacial, una variación inicial de unos grados puede significar distancias de AUs.

En las siguientes hojas se incluyen los datos referentes al código utilizado para implementar y a los archivos del programa Celestia para la Kayak.



1.1.3. Código JAVA de Simulación.

A continuación se adjunta el código compilado para realizar la simulación.

```
package jat.demo.simulation;

import jat.sim.*;

import jat.cm.cm;
import jat.matvec.data.VectorN;
import jat.spacecraft.SpacecraftModel;
import jat.traj.Trajectory;
import jat.util.FileUtil;

/**
 * Clase basada en JAT (Java Astrodynamics Toolkit) para la simulación del satélite
 * kayak a la salida de su transito por
 * Jupiter considerndo un problema de dos cuerpos con la influencia gravitatoria del
 * Sol
 * La trayectoria calculada se escribe en un formato del tipo 'Celestia' para su
 * visualization.
 * 'Celestia' can be obtained at:
 * @link http://celestia.sourceforge.net
 *
 * @author Alfonso Morales
 */
public class KayakSimulation {

    /**
     * Simulation Model created as the worker object to run the simulation
     */
    public SimModel sim;

    /**
     * Simple constructor which instantiates the simulation model.
     */
    public KayakSimulation(){
        sim = new SimModel();
    }

    /**
     * En este método se inicializan los parametros básicos del satélite tales como
     * posición y velocidades
     * iniciales procediendo a la propagación de la órbita. Finalmente el output se
     * escribe en Celestia:
     * el satélite es (kayak) (*.ssc) y la trayectoriafile (*.xyz).
     */
    public void runSimManual(){
        /** Initialize the simulation model
         SimModel sim = new SimModel();
         /** Keep track of the runtime
         double start = System.currentTimeMillis();
         /** Find the proper directory for input/output
         String fs = FileUtil.file_separator();
```



```

String dir = FileUtil.getClassFilePath("jat.sim", "SimModel");
/* Name of the various spacecraft
String[] tests = {"kayak"};
// Solo se considera la fuerza gravitatoria Solar
boolean[][] force_flag =      {{false,true,false,false,false}};
/* Optional string which appends test numbers to the spacecraft
String[][] test_nums =      {""};

    boolean plot_traj = true;
int i=0,j=0;
/* Punto de inicio estimado a la salida de Jupiter [km]
VectorN r = new VectorN(+6.11E+8, +4.05E8, +0.0);
/* convertimos a unidades SI units [m]
r = r.times(1000);
/* Velocity inicial [km/s]
VectorN v = new VectorN(+4.3, +24.6 , -2.9);
/* convertimos a unidades SI [m/s]
v = v.times(1000);
/* t0: tiempo inicial [sec]  tf: tiempo final [sec]
double t0 = 0, tf = 24*365.25*24*3600 ;
/* Modified Julian Date (in UTC) at the initial time
double mjd_utc = cm.juliandate(2035, 10, 11, 0, 0, 0) - 2400000.5; /*
/* Paso de simulation cogemos 1 dia
double stepsize = 3600*12;
/* Output directory (for the textual output data)
String out = dir+"output"+fs+tests[i]+test_nums[j][i]+".txt";
/* Definición del satélite . Aplican los valores no nulos Cross-section
[m*m], Mass [kg] (Coeff. of reflectivity, Drag Coeff.)
double area=6, mass=470;
double cr=0.0, cd=0.0;
/* Creación del Satélite
SpacecraftModel sm = new SpacecraftModel(r,v,cr,cd,area,mass);
/* Loop over the number of spacecraft and test-runs (here only one)
for(j=0; j<1; j++){
    for(i=0; i<1; i++){
        /* Initialize the simulation (input simulation parameters)
        sim.initialize(sm,t0,tf,mjd_utc, stepsize, 1, out);
        String test = tests[i]+test_nums[j][i];
        /* Añadimos el modelo de las fuerzas presentes(el Sol)
        sim.initializeForces(force_flag[j], false, test);
        /* Bucle de simulation (Integrador de RK78)
        sim.runloop();
    }
}
/* Stop the runtime counter
double elapsed = (System.currentTimeMillis()-start)*0.001/60;
System.out.println("Elapsed time [min]: "+elapsed);
/* Formateamos para la visualización en celestia
if(plot_traj){
    jat.util.Celestia celestia = new jat.util.Celestia("./mycelestia/");
    try{
        i--; j--;
        Trajectory tr = sim.get_traj();
        double[] times = tr.timeArray();
        for(int k=1; k<100; k++){
            System.out.println("Time:[]: " + "Year:" +
cm.Date(times[k]+ 2400000.5).year + " Month:" + cm.Date(times[k] + 2400000.5).month
);

```



```

        System.out.println("Vel:[" +
Math.sqrt(Math.pow(tr.positionArray()[k][0]-tr.positionArray()[k-1][0],2) +
Math.pow(tr.positionArray()[k][1]-tr.positionArray()[k-1][1],2)) / 86400 );
    }
    for(int k=times.length-100; k<times.length-1; k++){
        System.out.println("Time:[" + k + " ]: " + "Year:" +
cm.Date(times[k]+ 2400000.5).year + " Month:" + cm.Date(times[k] + 2400000.5).month
);
        System.out.println("Vel:[" + k + " ]" +
Math.sqrt(Math.pow(tr.positionArray()[k][0]-tr.positionArray()[k-1][0],2) +
Math.pow(tr.positionArray()[k][1]-tr.positionArray()[k-1][1],2)) / 86400 );
    }

    celestia.set_trajectory(tr);
    /* append '_jat' to identify objects originating from JAT
String name = tests[i]+test_nums[j][i]; // +"_jat";
    celestia.write_trajectory(name,name,sim.mjd_utc_start +
2400000.5);
        System.out.println("Wrote to Celestia filetype");
    }catch(java.io.IOException ioe){
        ioe.printStackTrace();
    }
    }
    System.out.println("bye!");
}

/**
 * Main method.
 * @param args
 * @throws InterruptedException
 */
public static void main(String[] args) throws InterruptedException {
    KayakSimulation sim = new KayakSimulation();
    sim.runSimManual();
}
}

```

Fichero .ssc de la Kayak.

```

"Kayak" "Sol"
{
    Class "spacecraft"
    Mesh "kayak_jpg.cmod"
    Radius 0.01

    Beginning 2464245.00 #
    Ending 2464610.25 #

    SampledOrbit "kayak.xyz"
}

```

Nota: El fichero .xyz no se adjunta en papel debido al formato del mismo, que haría difícil su lectura.



REFERÉNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Referencias bibliográficas

- [1] IAEA, INTERNATIONAL ATOMIC ENERGY AGENCY; The Role of Nuclear Propulsion in Peaceful Exploration of Space. IAEA, Vienna (September 2005) (págs. 11-17).
- [2] JACK F. MONDT, ROBERT K. SIEVERS. "Alkali Metal Thermal to Electric Converter (AMTEC) Technology Development for Potential Deep Space Scientific Missions" Jet Propulsion Laboratory
- [3] Radioisotope Power Systems Committee. "*Radioisotope Power Systems. An Imperative for Maintaining U.S. Leadership in Space Exploration*". THE NATIONAL ACADEMIES PRESS. Washington, D.C.
- [4] U.S GOVERNMENT (various authors), "*Mission of Daring: The General-Purpose Heat Source Radioisotope Thermoelectric Generator*". 4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC). San Diego, California (26-29 June 2006)
- [5] LOCKHEED MARTIN ASTRONAUTICS, "*GPHS-RTG In Support of the Cassini Program*". Final Technical Report. August 1998.
- [6] Páginas 54-68.
- [7] Páginas 84-105.
- [8] Páginas 110-131
- [9] VARIOUS AUTHORS, "*The New Horizons Spacecraft*". Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory and Southwest Research Institute.
- [10] VARIOUS AUTHORS, "*NEW HORIZONS. The first mission to Pluto and the Kuiper Belt: Exploring Frontier Worlds*" Nasa Press Kit on New Horizons, NASA, APL, SRI. (December 2005).
- [11] NASA, Solar System Exploration "*Galileo Legacy Site*". [10 Julio 2011]
<http://solarsystem.nasa.gov/galileo/>
- [12] THE PLANETARY SOCIETY, "*Voyager 1 Sailing Past 100 AU en Route to Interstellar Space*". [26 Julio 2011]
http://planetary.org/news/2006/0815_Voyager_1_Sailing_Past_100_AU_en_route.html



- [13] Programa “CELESTIA” <http://www.shatters.net/celestia/>
- [14] PETER W. FORTESCUE, JOHN STARK, GRAHAM SWINERD, “*Spacecraft Systems Engineering*” [págs 81-84].
- [15] THOMAS R. REPERT, “*Extending the Patched-Conic Approximation to the Restricted Four- Body Problem*” Virginia Polytechnic Institute and State University. Blacksburg, VA 24061. (May 3, 2006).[págs 11-19]
- [16] NASA, Jet Propulsion Laboratory “*Running the Gravity Assist Mechanical Simulator*” [20 Sept 2011] <http://www2.jpl.nasa.gov/basics/grav/run.html>
- [17] Programa “JAVA Astrodynamics Toolkit”. <http://jat.sourceforge.net/>

