



Carolina Ahnert es profesora titular de Tecnología Nuclear en la ETS de Ingenieros Navales de Madrid. Perteneció al Instituto de Fusión Nuclear de la Universidad Politécnica de Madrid, donde realiza el desarrollo de diseños y métodos de cálculo avanzados de reactores nucleares.

ENERGÍA NUCLEAR, PARA LA EXPLORACIÓN ESPACIAL

C. AHNERT

El 20 de Julio de 1989, coincidiendo con el XX Aniversario de la llegada del Apollo XI a la luna, el presidente Bush anunció en EEUU la Space Exploration Initiative (SEI), cuyo primer objetivo es volver a la luna y establecer allí bases permanentes, y el segundo objetivo a cumplir en el año 2016, es realizar un vuelo tripulado a Marte, con la idea de ampliar la presencia humana en el Sistema Solar.

La Energía Nuclear se ha venido utilizando desde hace treinta años en el espacio como fuente de energía compacta, y lo que se pretende con la SEI es utilizarla además de como fuente de energía eléctrica, como fuente de energía de propulsión, de igual manera que se ha venido utilizando también para la propulsión naval de barcos y submarinos, para hacer posible estos vuelos tripulados en un tiempo de vuelo aceptable para la tripulación.

El presupuesto que se había asignado a la SEI en 1992, era de trece mil millones de dólares, presupuesto que ha sido reducido en los dos últimos años, y que ultimamente ha sido recortado drásticamente por el Congreso americano; Así, actualmente se encuentra en espera de una nueva asignación presupuestaria; Sin embargo, el programa de trabajo seguido y el desarrollo tecnológico realizado están documentados y van a ser expuestos someramente a continuación.

Se comenzó con la formación de un grupo de síntesis encabezado por el General Thomas Stafford, cuyos componentes procedían de la NASA y de la National Space Council y que en junio de 1991 emitió un informe donde se recogían las tecnologías factibles para producir propulsión nuclear, dentro de los dos conceptos de Propulsión Nuclear Térmica (NTP) y Propulsión Nuclear Eléctrica (NEP). El desarrollo alcanzado en las tecnologías que se están desarrollando se recoge en los simposios que se celebran

anualmente organizados por el American Institute of Physics, bajo el título de Space Nuclear Power Systems, de los que ya se han celebrado 11 simposios hasta la actualidad.

Las ventajas de la propulsión nuclear son las de reducir la masa de combustible a transportar por la nave espacial, lo cual supone una mayor potencia específica, reducir los tiempos de vuelo, y mayor flexibilidad para permanecer el tiempo deseado en el destino, al no tener problemas de abastecimiento de combustible durante un tiempo mayor que si fuera con combustible convencional. Así se estima que el vuelo a la luna dure 3 días para cada trayecto Tierra-Luna, para ir a Marte se necesitan 80 días de ida, 160 días de vuelta y unos 30 días de estancia en Marte para la realización de experimentos, esto viene a suponer menos de un año de duración total; sin embargo para ir a Júpiter, Urano y Plutón se emplearán de 7 a 8 años.

La coordinación de la SEI es realizada por el Centro de Investigación Lewis de la NASA y el apoyo económico se obtiene de los presupuestos del Departamento de Defensa, del Departamento de Energía y de la NASA americanas y el trabajo técnico se ha desglosado en cinco grandes paneles, que agrupan los siguientes temas: análisis de las misiones y la energía necesaria para realizarlas, análisis de la seguridad de los sistemas dentro de los criterios ALARA, instalaciones de prueba, investigaciones sobre materiales y combustibles nucleares de alta temperatura y por último propulsión nuclear térmica y propulsión nuclear eléctrica. Las fases a cubrir son por orden de realización las siguientes: selección de las alternativas óptimas, prueba en tierra a realizar en el año 2005, prueba en vuelo, vuelo a la Luna, y por último vuelo a Marte para el año 2016.

TIPO DE SISTEMA	POTENCIA ELECTRICA	CONVERSION DE POTENCIA	EFICIENCIA (%)
Generador de Radioisótopos (RTG)	<500 We	Estática: Termoelectrónica	4-8
Generador de radioisótopos (DIPS)	500 We-10 kWe	Dinámica: Brayton Rankine orgánico	25 23
Reactor Nuclear Núcleo Sólido	10kWe-100 kWe Orbits Terrestre 10kWe-1000kWe Sonda Planetaria	Estática: Termoelectrónica (<100kWe) Termoiónica In-Core Ex-Core	4-8 4-8 9-15
		Dinámica: Brayton Rankine Stirling	16-18 23 28
Reactor Nuclear Núcleo Sólido	1MWe-10 Misión a la Luna Carga a Marte	Dinámica: Brayton Rankine Stirling	16-18 23 28
Reactor Nuclear Núcleo Sólido Núcleo Líquido	10MWe-100MWe Misiones Pilotadas	Dinámica: Brayton abierto Stirling MHD	16-18 28

Clasificación de los sistemas de energía nuclear para el espacio.

La utilización de la energía nuclear en el espacio tiene tres grandes aplicaciones: producción de energía eléctrica para abastecer a los equipos de las naves espaciales, producción de energía térmica, es decir utilización directa del calor producido para calefacción o refrigeración, y producción de energía de propulsión para el transporte de las naves espaciales tripuladas en viajes de larga duración.

Los escenarios de las misiones civiles se pueden agrupar en: misiones al sistema solar externo, que cubre desde los planetas Júpiter a Plutón; al sistema solar interno, que cubre desde Mercurio a Marte, (la misión a Marte está contemplada dentro de la SEI), la misión a la Luna (contemplada también dentro de la SEI), y por último las misiones en órbitas terrestres LEO y HEO. Actualmente ya han sido realizados vuelos de reconocimiento a todos los planetas excepto Plutón; también ya se han realizado vuelos de exploración a Venus y Marte del Sistema Solar Interno, y existen vuelos de exploración alimentados con fuentes de energía nuclear a Júpiter y Saturno del Sistema Solar Externo.

La potencia requerida para las misiones próximas a la Tierra con funciones de radar, información meteorológica o vigilancia es de 10 a 100 kWe, para exploración y ciencia planetaria se requiere de 0.1 a 1 MWe, para plataformas orbitales en las órbitas HEO de 0.5 a 1 MWe, para las bases en la Luna y Marte de 1 a 10 MWe, y para los vuelos tripulados se requieren de 10 a 100 MWe; de manera que como los dos últimos apartados son los que se contemplan dentro de la SEI, vemos que las necesidades de potencia para la SEI son del orden de los MWe hasta un máximo de 100 MWe.

Los tipos de fuente de energía disponibles son: energía química producida por la reacción hidrógeno-oxígeno, energía solar fotovoltaica, y energía nuclear con fuente de energía de desintegración de radioisótopos, o con re-

actores nucleares. Cada una de estas fuentes de energía tiene unas determinadas prestaciones de potencia eléctrica y de duración, encontrando que la de radioisótopos es adecuada para bajas potencias eléctricas hasta del orden de 1 kWe y para una duración de varios años, los reactores nucleares son la única fuente de energía que puede dar una potencia eléctrica del orden de los MWe durante un año o más. Teniendo en cuenta además que la energía solar solo es factible para misiones próximas al sol, ya que se debería aumentar en exceso la superficie de los paneles receptores de radiación solar.

Haciendo una primera clasificación de los sistemas de energía nuclear para aplicaciones espaciales, en primer lugar nos encontramos la debida al tipo de fuente de calor, que puede ser originada por la desintegración radiactiva en los generadores térmicos de radioisótopos (RTG), o por las fisiones nucleares en un reactor nuclear. En cuanto al sistema de conversión de energía utilizada, puede ser de conversión es-

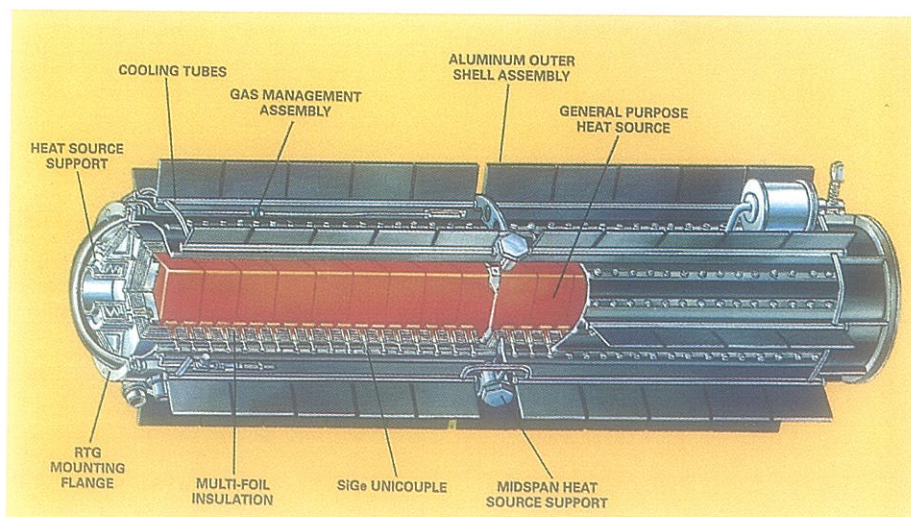
tática o conversión dinámica; los sistemas de conversión estática pueden ser termoelectrónicos o termoiónicos, y los de conversión dinámica pueden utilizar un conjunto turbina-generador con ciclo Brayton, o Rankine, o un generador de ciclo Stirling. La combinación de una fuente de calor con alguno de los conceptos de conversión de energía mencionados, es lo que nos dará un cierto sistema. Teniendo en cuenta además que cada una de estas combinaciones dará una prestación de potencia eléctrica y una cierta eficiencia de conversión térmica, según el objetivo deseado se seleccionará el sistema adecuado.

El combustible apto para los generadores de radioisótopos se caracteriza por el período de semidesintegración, la densidad de potencia debida a la emisión de partículas radiactivas, el coste, y sus propiedades físicas. Después de haber hecho una selección de entre los 1300 radioisótopos existentes, nos quedamos con 8 posibles radioisótopos que cumplen los requerimientos del combustible; de ellos los más adecuados son el Polonio 210, que tiene un período de semidesintegración de casi medio año y una densidad de potencia de 140 w/gr, y el Plutonio 238 que tiene un período de semidesintegración de 89 años, y una densidad de potencia de 0.5 w/gr.

El Polonio es el combustible utilizado por la Ex-Unión Soviética y el Plutonio es el utilizado por los Estados Unidos, en forma de metal u óxido. El Plutonio 238 es un radioisótopo artificial y es obtenido mediante captura radiactiva por el Neptunio 237 en un reactor nuclear, y su cadena de desintegración presenta varias desintegraciones alfa y beta, acabando en el Plomo 206 que es estable.

El reactor nuclear para aplicación espacial debe ser compacto en peso y volumen, lo cual supone la utilización de un combustible muy enriquecido, (93%), de manera que para una determinada densidad de potencia al ser menor el

F1 Generador Térmico de radioisótopos con conversión Termoelectrónica RTG.



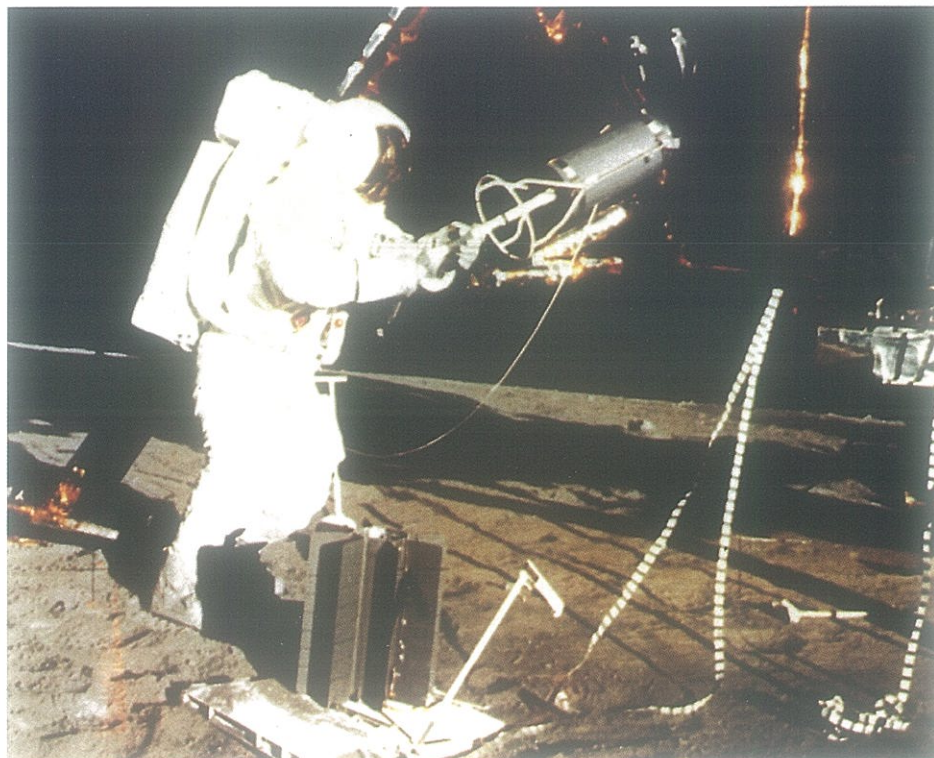
flujo térmico que en el caso de combustible poco enriquecido, se reduce la formación de Plutonio 239, y el blindaje que es un elemento limitativo por su peso y volumen, en un diseño compacto. Una alta relación de flujo rápido a flujo térmico reduce el pico del xenón que aparece después de la parada del reactor, necesario en una fuente de energía de propulsión que no puede estar limitada en el tiempo para comenzar el próximo ciclo de operación.

La liberación del calor residual se realiza por placas de radiación cuya eficiencia termodinámica es proporcional a la cuarta potencia de su temperatura, esto implica unas condiciones de funcionamiento de alta temperatura. El refrigerante del reactor, debe ser por tanto de alta conductividad, por ello se utiliza un metal líquido que puede ser NaK, un gas como helio con xenón, o hidrógeno líquido.

El fluido del circuito secundario debe ser también de alta conductividad, como potasio o mercurio, el sistema de control debe ser compacto y consta de unos tambores giratorios de carburo de boro que van situados en el reflector del reactor. El reflector del reactor utilizado suele ser de berilio en bloques, que pueden ser desplazados para modificar el poder reflector, y el blindaje se realiza mediante hidruro de litio para los neutrones, y Wolframio para los fotones.

Los requerimientos de seguridad de estos reactores implican que, el combustible debe ser de alta retención de productos de fisión para que se reduzca la posibilidad de emisión de estos productos a la atmósfera en caso de accidente, deben tener un coeficiente negativo de potencia, y el combustible debe resistir altos grados quemados.

En cuanto a las características de diseño de los sistemas de conversión de energía estáticos utilizados, el convertidor termoelectrico esta formado por un termopar de telurios, o de germanio-silicio,



F II. Las misiones lunares Apollo, fueron operadas por generadores SNAP-27. (1969)

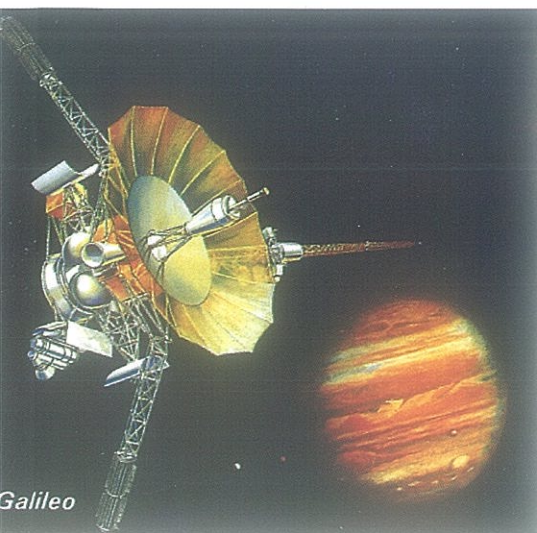
cio, que se calienta por un extremo y se refrigera por el otro, produciéndose una corriente eléctrica. Un ejemplo de convertidor termoelectrico es el utilizado en los generadores térmicos de radioisótopos, donde el combustible es óxido de Plutonio 238 que está situado en el centro de un cilindro, que va rodeando por su superficie externa con toda una serie de termopares de Germanio-Silicio. (Fig.I) Cuando se aplica la conversión termoelectrica para una fuente de calor de reactor nuclear se precisa un circuito de refrigeración que transfiera el calor generado en el reactor hasta el sistema convertidor termoelectrico. El otro sistema de conversión de energía estático es el termoiónico, que está basado en la utilización de un par de materiales emisor-colector, el emisor es un material que es calentado por la fuente de calor y al calentarse emite electrones que son recogidos por el colector que es refrigerado, generandose entre ambos materiales una corriente eléctrica. Como material emisor se utiliza el Wolframio o el Molibdeno, y como material colector el Niobio o el Molibdeno.

El convertidor termoiónico puede ser utilizado con una fuente de radioisótopos o con un reactor nuclear. Cuando se utiliza este tipo de conversión en un reactor nuclear, el convertidor se encuentra situado en el propio núcleo del reactor, y las celdas termoiónicas van dentro del

propio núcleo (In-Core), o en la periferia (Ex-Core). Las celdas se sitúan dentro del propio núcleo del reactor por las altas temperaturas requeridas en el material emisor para que se produzca la emisión de electrones, que van de los 1.600 a los 2.000 °K, siendo la temperatura en el colector de los 800 a los 1.100 °K. Cuando se utiliza este tipo de conversión el único circuito de refrigeración es el que extrae el calor residual hacia la superficie de radiación. Sin embargo en los que utilizan conversión termoelectrica son necesarios dos circuitos, uno que transfiera el calor generado en el reactor hasta el convertidor termoelectrico, y otro que traslade el calor residual del convertidor termoelectrico hasta la superficie de radiación.

Cuando se utiliza conversión dinámica, por ejemplo con un ciclo Rankine, es necesario un intercambiador de calor, a donde mediante un circuito primario que puede contener una aleación de sodio-potasio se transfiera el calor generado en el reactor. Mediante un segundo circuito de mercurio, se transporta el calor desde el intercambiador de calor a la turbina, y por último un tercer circuito con una aleación de sodio-potasio que lleva el calor extraído del condensador a la superficie de radiación. Estos tres circuitos actúan mediante bombas electromagnéticas, ya que se trata de circuitos de refrigeración, por donde circulan metales. Este sistema de refrigeración por convección forzada es necesario en los escenarios con microgravedad de los viajes espaciales. Mencionando algunas características particulares del diseño de un reactor

F III. La misión Galileo a Júpiter es operada por la última generación de RTG (1989)



Galileo

nuclear en el espacio tenemos que hacer especial mención al blindaje ya que es un componente importante en peso y volumen. Su diseño puede tener distintas formas, puede rodear todo el núcleo, puede ser semiesférico y rodear la mitad del núcleo, o puede ser exclusivamente de sombra, siendo este último el diseño mas utilizado. Este es el que únicamente lleva materiales de blindaje entre el reactor y la nave espacial donde viajará la tripulación. La superficie de radiación es la componente mas visible de una nave espacial, y esta formada por un computesto de carbono, que puede tener distintas formas, cilíndrica, cónica o plana. La forma cilíndrica o cónica es la más adecuada cuando se utiliza un reactor nuclear, dada la forma que presenta el propio reactor. En cuanto al sistema de transporte de calor al radiador o superficie de radiación hay dos sistemas fundamentalmente, uno basado en el uso de tubos de calor, y otro en la utilización de un circuito de circulación forzada. El sistema basado en tubos de calor, utiliza unos tubos capilares con una doble pared, por donde circula un fluido (litio o potasio) en dos fases. Entre la doble pared el fluido circula en forma líquida,

y en la parte interior circula en forma gaseosa después de haber sido calentado por un extremo del tubo, en el otro extremo se refrigera a través de la superficie de radiación. Este sistema está basado en aprovechar el calor de vaporización de un fluido, y es un sistema desarrollado en particular para las aplicaciones espaciales, y que sin embargo ha sido también utilizado para otras aplicaciones tecnológicas. El transporte de calor mediante circulación forzada esta basado en la utilización de un circuito con un metal líquido bombeado, que puede ser litio o potasio. Las misiones con energía nuclear lanzadas hasta ahora por los Estados Unidos comenzaron en 1961 con los SNAP, de los que hubo una serie que fueron recibiendo la nomenclatura de un numero par o impar, según llevarsen un reactor nuclear a bordo o una fuente de energía de radioisótopos, respectivamente. Los Apolos 12 a 17 con misiones lunares llevaban a bordo un SNAP con generador de radioisótopos como fuente de energía auxiliar. (Fig. II) En realidad el único reactor nuclear lanzado al espacio por EEUU fue el SNAP-10A, que en 1965 alcanzó su órbita con éxito, y luego fué pa-

rado después de haberse realizado su prueba en vuelo.

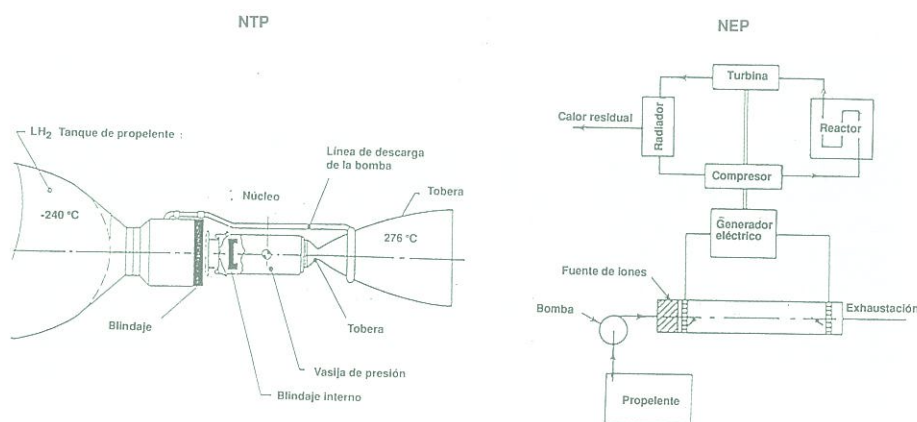
De los lanzados por Estados Unidos algunos se encuentran actualmente fuera de uso y están situados en la órbita de algún planeta, y otros se encuentran todavía en uso y en órbita terrestre como son algunos satélites de navegación o de comunicaciones. Algunos de ellos en un pequeño número han tenido algún incidente, o ha sido abortada su misión. Uno de ellos el SNAP-27 que iba a bordo del Apollo 13, reentró en la atmósfera y se recuperó en el Océano Pacífico.

Las últimas misiones de Estados Unidos con generadores de radioisótopos a bordo tienen como objetivo las exploraciones orbitales, así la misión GALILEO se lanzó en 1989 al Sistema Solar Externo para explorar la Luna y Jupiter. (Fig. III), y en 1990 se lanzó la misión ULYSSES de 5 años de duración, en la que participa la Agencia Espacial Europea, y consta de una sonda solar. En 1996 se lanzará la misión CRAFT, cuyo objetivo dentro del Sistema Solar Interno es la órbita de un cuerpo primitivo o cometa, y en 1997 se lanzará CASSINI al Sistema Solar Externo, cuyo objetivo es Saturno y su satélite Titan, en esta misión también participa la Agencia Espacial Europea, y en 2001 se lanzarán algunas misiones con sondas solares que tendrán catorce años de duración.

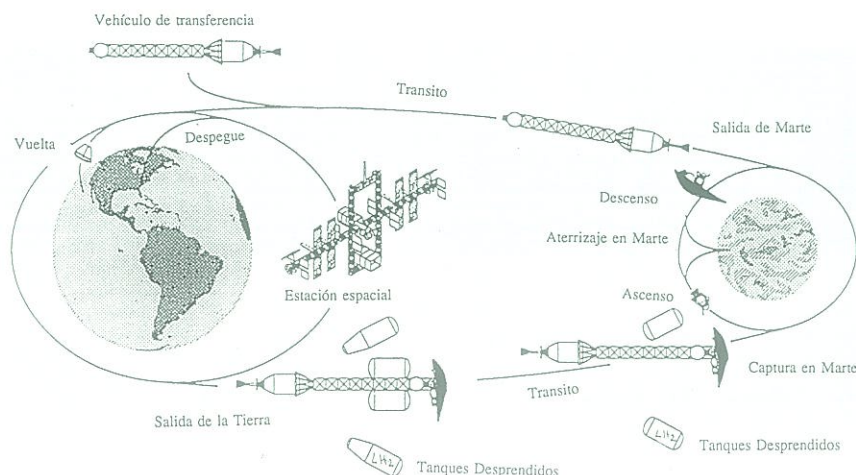
De los sistemas lanzados por la ex-Unión Soviética podemos citar los satélites COSMOS y RORSAT, 6 de ellos llevaban generadores de radioisótopos a bordo, y 30 llevaban reactores nucleares del tipo ROMASHKA con conversión termoeléctrica y que fueron lanzados en la década de los 60, y del tipo TOPAZ con conversión termoiónica que fueron lanzados en la década de los 70. Precisamente hay un acuerdo reciente con Estados Unidos para utilización de algunas de las componentes del TOPAZ en el país americano. Los COSMOS han tenido algunos incidentes, siendo los más relevantes los que afectaron al COSMOS 954 que reentró en la atmósfera terrestre en el año 1978, cayendo en Canadá y que llevaba a bordo un reactor del tipo ROMASHKA con 49 kilos de uranio 235, que se dispersaron en pequeñas partículas, habiéndose recuperado en parte, y el COSMOS 1402 que reentró en la atmósfera terrestre en el año 1983 y cayó en el Pacífico Sur con 45 kilos de uranio 235 a bordo.

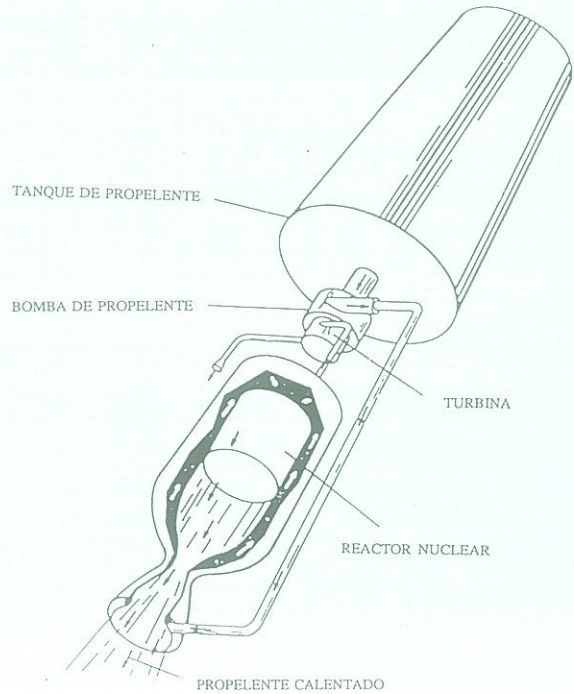
Las prestaciones de un cohete espacial con propulsión nuclear son mejores que las de un cohete químico basado en la combustión hidrógeno-oxígeno, dado que la velocidad de exhaustación es directamente proporcional a la raíz de la temperatura de exhaustación e inversamente proporcional a la raíz del peso molecular del propelente. Un cohete nuclear cuyo propelente es hidrógeno líquido, cuyo peso molecular (2) es menor que el peso molecular en el

F IV. Sistemas de Propulsión Nuclear Térmica y Eléctrica



F V. Escenario de la misión a Marte





F VI. Programa NERVA de propulsión nuclear Térmica (Loa Alamos, 1964) y su esquema correspondiente.

caso del cohete químico (18), y teniendo en cuenta que las temperaturas que se alcanzan son mayores, produce una velocidad de exhaustación mayor. Esto supone que para el mismo empuje, el cohete nuclear adquiere un mayor impulso específico, ya que es proporcional a la velocidad de exhaustación, aunque requiera un sistema de mayor potencia. La utilización de un reactor nuclear para propulsión espacial, presenta dos opciones tecnológicas posibles, la propulsión nuclear térmica (NTP) y la propulsión nuclear eléctrica (NEP), que a continuación se describirán de forma resumida.

La propulsión nuclear térmica más sencilla tecnológicamente consiste en que, el propio refrigerante del reactor (hidrógeno-líquido) después de pasar por el reactor, se exhausta en la tobera, y por tanto precisa únicamente de un tanque de almacenamiento del hidrógeno en forma líquida, que se exhausta en forma gaseosa en la tobera después de haber refrigerado el núcleo del reactor. (Fig. IV) La propulsión nuclear eléctrica es más compleja, y su tecnología requiere más componentes, así consta de un reactor nuclear y de un sistema de conversión a energía eléctrica, esta energía eléctrica es utilizada para acelerar un plasma iónico que actúa como propelente (Argón), y que es acelerado entre un par de rejillas cargadas eléctricamente. (Fig. IV)

La propulsión nuclear térmica nos da una mayor potencia, ciclos de operación cortos, mayor consumo de propelente por unidad de tiempo, y mayor empuje, además es más eficiente y es

tá mas desarrollada en la actualidad. La propulsión nuclear térmica es la adecuada para salir de la proximidad de un planeta. Por otro lado, la propulsión nuclear eléctrica nos da una mayor energía a base de ciclos de operación largos, mayor impulso específico y mayor aceleración, sin embargo precisa de una trayectoria en espiral para salir de la proximidad o gravedad de un planeta, sin embargo es adecuada para tránsito entre órbitas de distintos planetas en ambientes de microgravedad.

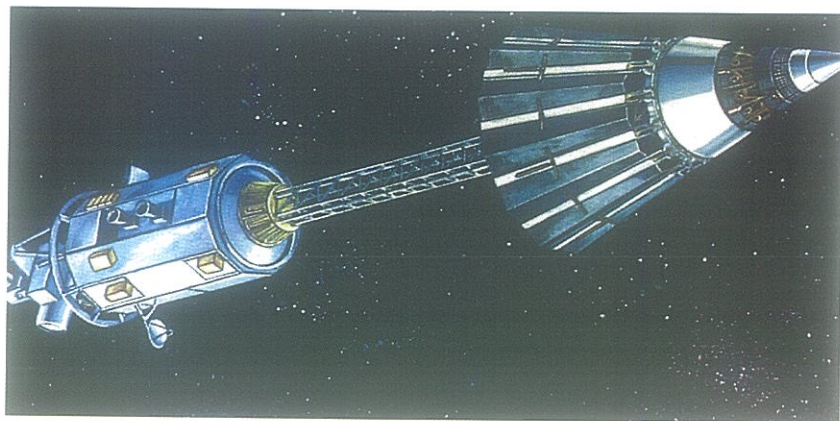
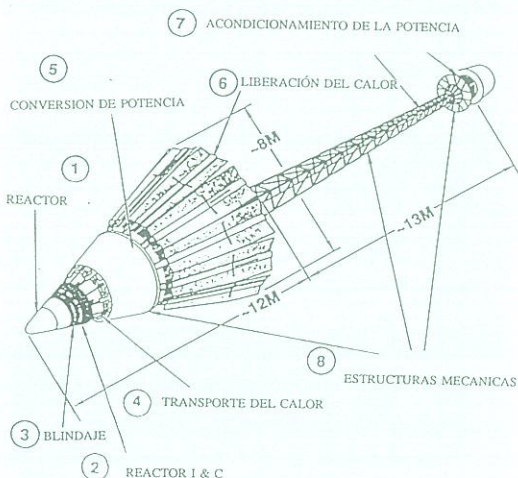
Las combinaciones tecnológicas posibles son: híbrida (eléctrica-térmica), utilizando la térmica para salir de la proximidad de un planeta y la eléctrica para el tránsito entre planetas; y misiones divididas, primeramente una misión de carga con propulsión eléctrica para llevar los equipos, y el propelente necesario para la vuelta, y otra misión con propulsión para transportar a la tripulación. El objetivo que se plantea la SEI es el desarrollo de una tecnología de propulsión nuclear térmica y otra de propulsión nuclear eléctrica, que solas o en combinación con otras tecnologías permitan llegar a Marte en un tiempo de vuelo razonable. (Fig. V)

De los combustibles aptos para su uso en un reactor nuclear espacial, hay que seleccionar materiales que admitan alto grado de quemado y alta temperatura, las temperaturas que se manejan van del orden de los 2700 °K a los 3100 °K, y los materiales combustibles posibles son: combustible prismático Compuesto mezcla de carburo de uranio y carburo de Zirconio, combustible de partículas mezcla de carburos, o combustible re-

fractario tipo Cermet formado por una mezcla de UO₂ y Wolframio.

De los conceptos o tecnologías posibles para propulsión nuclear térmica, actualmente podemos mencionar que existen once conceptos posibles, de ellos podemos destacar tres, como los que se encuentran mas desarrollados en la actualidad y con posibilidades de estar disponibles para la SEI, estos son: el NERVA-avanzado que está basado en el concepto NERVA ya desarrollado en el año 1964 por Estados Unidos dentro del programa Rover y que luego mencionaremos, que utiliza un combustible mezcla de Carburo de Uranio y Carburo de Zirconio disperso en una matriz de grafito, y que es el concepto que está desarrollando Westinghouse, el CERMET que utiliza el combustible cerámico y que esta siendo desarrollado por General Electric, y en tercer lugar el reactor con combustible de partículas, que utiliza Carburo de Uranio recubierto por una capa fina de Carburo de Zirconio, y que está siendo desarrollado por el Laboratorio Nacional de Brookhaven.

Como hemos dicho el reactor NERVA refrigerado por hidrógeno líquido ya fué desarrollado en la década de los 60, y se realizó una prueba en tierra en el emplazamiento de pruebas nucleares en el desierto de Nevada, durante 5 minutos y produciendo una potencia de 1100 MWt. El refrigerante en forma de hidrógeno atraviesa la matriz de grafito a través de 19 canales por elemento combustible. Parte del hidrógeno líquido (3%) al salir de la tobera, es derivado hacia una pequeña turbina



F VII. Sistema SP-100 de propulsión nuclear Eléctrica (General Electric) y esquema

El de combustible de partículas es también desarrollado por Brookhaven National Laboratory en paralelo al de propulsión nuclear térmica, y es un reactor térmico. El TOPAZ 2, es un reactor termoiónico incore que está basado en el desarrollado por la ex-Unión Soviética y utiliza combustible refractario de dióxido de uranio enriquecido al 96%, es un reactor rápido refrigerado por un metal líquido (sodio-potasio), y está siendo probado en el Laboratorio de Sandía de EEUU. Como desarrollos más avanzados, que se muestran como muy eficientes aunque requieren todavía varias etapas en su desarrollo, es decir son a mas largo plazo, se encuentran los reactores de núcleo de vapor que utilizan fluoruros de uranio gaseosos como combustible.

Los sistemas que utilizan propulsión nuclear eléctrica son mas complejos que los de propulsión nuclear térmica, y por tanto van a requerir más etapas en su desarrollo, teniendo en cuenta además que de ellos aún no se ha realizado ninguna prueba en tierra, mientras que del de propulsión nuclear térmica existe ya el precedente de la prueba con el reactor tipo NERVA, que se ha mencionado anteriormente. Los sistemas de que consta un sistema de propulsión nuclear eléctrica son: el propio reactor, el blindaje, el sistema de transporte de calor, el sistema de conversión de potencia y el sistema de liberación de calor. (Fig. VII) Cada uno de ellos con sus propios subsistemas que habrá que probar y comprobar si dan las prestaciones y características deseadas, mediante unas instalaciones de prueba en tierra, en primer lugar de forma independiente y por último de manera acoplada.

Si comparamos el diseño del ENABLER y del NERVA que son del mismo tipo de combustible pero aplicado a las opciones eléctrica y térmica respectivamente, vemos que las diferencias se encuentran, en el refrigerante utilizado (Helio y Xenón, o hidrógeno), el tiempo de operación, mientras al ENABLER se le pide ciclos de operación largos de

unas 50.000 horas, al NERVA se le piden ciclos cortos de unas 10 horas de operación y la temperatura de salida del refrigerante del reactor Enabler es de 1900 °K y en el Nerva 2500 °K, por lo demás son bastante similares en cuanto al propio reactor.

De los que utilizan conversión termoiónica como es el TOPAZ 2, la conversión de energía eléctrica se realiza en el propio reactor con lo cual se reducen los sistemas a un único circuito, que es utilizado para extraer el calor residual y llevarlo a la superficie de radiación. El refrigerante utilizado suele ser una aleación de sodio-potasio, extrayendo la potencia residual del propio núcleo del reactor. Esto hace que los sistemas sean compactos sin partes móviles y con una eficiente conversión térmica, además se reduce la superficie de radiación dada la alta temperatura que puede alcanzar el refrigerante a la salida del núcleo. Además puede acomodar una pérdida de refrigerante de este circuito sin que suponga fusión del núcleo. Las celdas termoiónicas constan de un cilindro hueco, y en su interior se sitúan las propias pastillas de combustible; el cilindro que las rodea lleva una doble pared con el material emisor y el material colector. El material emisor es el más próximo al combustible, y se calienta directamente con el calor recibido de la pastilla combustible, y emite electrones que son recogidos por el material colector.

En el reactor con núcleo de vapor que hemos mencionado anteriormente, el combustible se encuentra en dos fases líquida y gaseosa y tiene características de alto coeficiente negativo de reactividad, el cambio en el nivel de potencia se realiza mediante un cambio en el caudal del combustible, o mediante un cambio en la presión. Este concepto está siendo desarrollado por la Universidad de Florida.

En cuanto a Europa, en Francia dentro del programa ERATO, desde 1983 se encuentra la Comisión de Energía Atómica trabajando en colaboración con la Agencia Espacial Francesa, cuyo objetivo es desarrollar un sistema de 20 kWe para el satélite europeo Ariane

que acelera el refrigerante para su entrada en el reactor, esto supone un "sangrado" del propelente. (Fig. VI)

El reactor CERMET utiliza un combustible que es mezcla de UO₂ (60%) y de Wolframio (40%), que proporciona una alta resistencia a las altas temperaturas. En el reactor del combustible de partículas, el refrigerante entra por las paredes laterales de un cilindro que está relleno de este tipo de partículas (frits) y lo atraviesa radialmente y luego axialmente, con lo que la transmisión de calor es muy buena y se consiguen también altas temperaturas en el refrigerante, las partículas constan de un núcleo de carburo de uranio recubiertas por una capa fina de carburo de Zirconio.

Dentro de los conceptos posibles para la propulsión nuclear eléctrica se manejan 15 opciones posibles, que se agrupan en: reactores refrigerados por metal líquido, refrigerados por gas, termoiónico incore, termoiónico excore, y núcleo de vapor. De ellos los que tienen más posibilidades para estar disponibles para la SEI son los que se encuentran más desarrollados en la actualidad, y estos son; el SP-100, que es refrigerado por metal líquido (litio), y es un reactor rápido cuyo combustible son barras cerámicas de UN enriquecidas al 89%; su conversión de potencia es realizada con un ciclo Rankine de potasio y está siendo desarrollado por General Electric; el ENABLER, que está siendo desarrollado por Westinghouse en paralelo al NERVA, pero aplicado a la propulsión nuclear eléctrica, y es un reactor térmico refrigerado por gas, helio o Xenón con un combustible como el NERVA, es decir una dispersión de carburo de Uranio y carburo de Zirconio en matriz de grafito.

5, que se utilizará en el año 2005. Para ello se está contemplando un sistema de energía solar fotovoltaica y un sistema de energía nuclear, este último se considera más autónomo, con un mayor escalado potencial, pero que tiene unos requerimientos específicos de seguridad, y un coste de un 20% mayor. Se manejan para ello tres conceptos posibles de reactor; uno basado en el LMFBFR, otro en el HTGR, y otro de uranio natural, con una conversión de energía de ciclo dinámico Brayton y con una eficiencia térmica de un 17%, para una vida de 7 a 10 años de operación.

Después del último accidente del COSMOS en el año 1978, y tras 13 años de negociaciones se acordaron unos principios de seguridad para el uso de la energía nuclear en el espacio, que se recogen en la resolución 47/68 de Naciones Unidas emitida el 14 de diciembre de 1992. En donde se establece que, la dosis al público en operación normal debe estar cubierta dentro del objetivo de dosis máxima marcado por la ICRP, y en caso de accidente la dosis debe ser menor de 1 mSv/año. Para la dosis a la tripulación, la dosis total al cuerpo máxima permitida será de 500 mSv/año, de los cuales 50 mSv/año serán procedentes de las fuentes de radiación a bordo, dejando el resto para la dosis procedente de la radiación cósmica ambiental.

Distinguiendo entre generador térmico de radioisótopos o reactor nuclear, a las misiones con generador térmico se les permite entrar en operación al salir de la tierra, o en órbita terrestre, pero su almacenamiento debe realizarse en una "órbita profunda" con mínimo riesgo de choque con otras misiones, no debe producirse dispersión de material radiactivo en caso de impacto terrestre, y se deben reducir las misiones con energía nuclear a las necesarias y que tengan como objetivo el beneficio común de los estados miembros, además se establecen unas obligaciones en caso de accidente como son, información a los países afectados, asistencia técnica mutua y unas condiciones de responsabilidad.

Para las misiones con reactor nuclear a bordo los requerimientos son más estrictos, así se establece que el reactor se haga crítico cuando se encuentre ya en órbita, de manera que si hay un fallo en el lanzamiento al no haber productos de fisión no exista riesgo de contaminación radiactiva, la altitud mínima de la órbita denominada "suficientemente segura" para la operación del reactor es de 50 km, el combustible utilizado debe ser de alta retención de productos de fisión y por tanto de alto enriquecimiento para reducir la irradiación neutrónica y la formación de Plutonio 239, el reactor debe mantenerse subcrítico e intacto en caso de

reentrada accidental en la atmósfera, de impacto terrestre, o de sumersión en agua, debe conservar su integridad en caso de choque con meteoritos, la refrigeración debe ser adecuada en condiciones accidentales, y debe quedarse parado en una órbita profunda de unos 300 años de recorrido, para que decaiga su actividad por debajo de la de los actínidos.

Por último se pueden hacer algunas consideraciones generales en torno al futuro de las misiones espaciales; dado que actualmente Rusia y Estados Unidos son socios en lugar de competidores en la carrera espacial, y que hay una reducción del presupuesto por países para los programas espaciales, nos encontramos ante una cooperación internacional entre los países involucrados, estos son Estados Unidos, Rusia, Japón, Canadá y Europa, esta última a través de la Agencia Espacial Europea, además se desea mantener un equilibrio presupuestario entre los vuelos tripulados, y no tripulados, teniendo en cuenta que los tripulados son bastante más costosos, y hay un cambio general de la idea de "prestigio" de este tipo de misiones espaciales, por la de la "utilidad" que supone cada misión en particular, considerando que siempre se debe apoyar la defensa del medio ambiente, y no dañar por tanto el medio ambiente espacial.



SOCIEDAD MUTUA DE SEGUROS Y REASEGUROS A PRIMA FIJA

c / Padilla, 46
28006 MADRID
Tfno.: (91) 575 01 38
Fax : (91) 576 90 47

LA GERENCIA DE RIESGOS EFICAZ

INGENIERIA Y GERENCIA DE RIESGOS

- Más de veinticinco años de *experiencia* nos avalan con la mayor y más importante cartera de riesgos industriales en España.
- La *experiencia* y profesionalidad de nuestro equipo técnico, nos ha permitido contar con la confianza de los principales grupos del sector *eléctrico nacional*.
- Nuestro Departamento de Gerencia de Riesgos ofrece un servicio integral de consultoría y asesoramiento en el tratamiento de los riesgos, tanto en lo que se refiere a su protección física (seguridad industrial), como a su protección financiera (seguros).

NUESTROS SEGUROS

- Diseño de Planes de Seguros Integrales a la medida de cada cliente.
- Nuestros seguros se adaptan a las necesidades de cobertura de cada empresa, abarcando desde las garantías básicas, a aquellas que requieran de un tratamiento más sofisticado.

Delegación CATALUÑA/BALEARES
c / Aragón, 264 - 1º 1ª
08007 BARCELONA
Tfno.: (93) 215 13 86
Fax: (93) 215 88 31

