

# HISTORIA, EVOLUCIÓN Y ESTADO ACTUAL DE LOS MOTORES COHETE

**José Juan Salvá Monfort**

Existen serias dudas sobre cuál fue la primera aplicación histórica del principio de propulsión por chorro. La noticia más antigua nos habla de la construcción por el matemático griego Archytas de Tarento (fundador de la mecánica teórica, alrededor del año 375 a.C.) de una paloma voladora que probablemente funcionaba mediante la eyección de un chorro de vapor almacenado en la misma.

El propulsante sólido más antiguo es la pólvora negra, descubierta probablemente por alquimistas chinos al final del primer milenio. En las ceremonias religiosas se lanzaban al aire tubos de bambú llenos pólvora con la esperanza de que el ruido de las explosiones atemorizase a los espíritus diabólicos. Es probable que más de uno de estos tubos no estuvieran bien cerrados y, en lugar de explotar, se desplazaran propulsados por el chorro de gases. Algún observador inteligente, cuyo nombre se desconoce, pudo fabricar posteriormente de forma deliberada estos tubos de bambú con una fuga de gas controlada para lograr su propulsión.

El cohete de pólvora negra puede ser considerado como precursor de los motores cohete de propulsante sólido. La primera referencia escrita sobre su uso data del año 1040 d.C. En ella, el oficial Wu Ching Tsung Yao describe varias clases de proyectiles, entre ellos una flecha de fuego, propulsados por cohetes de pólvora negra.

Ciertamente, por el año 1045, el uso de pólvora y cohetes formaba parte de las tácticas militares chinas. Cohetes de gran tamaño y potencia fueron utilizados en la batalla de Kai-fung-fu en 1232 para repeler la invasión de los mongoles.

Los cohetes aparecen en la literatura árabe en 1258, donde se describe su uso por los mongoles durante el asedio a la ciudad de Bagdad. Después los árabes adoptaron el cohete en su propio arsenal de armas y lo utilizaron contra las tropas francesas del rey Luis IX en 1268 durante la séptima cruzada. A partir de aquí se introdujo en Europa.

Durante el siglo XVI se imprimieron descripciones del método de fabricación de cohetes de pólvora negra. Antes, e incluso posteriormente en cuanto a detalles especiales se refiere, el método de fabricación era guardado celosamente como un secreto que se transmitía de artesano en artesano. El cohete consistía en un tubo de cartón cerrado por un extremo, y el propulsante (pólvora) era introducido en el tubo machacando capas de pólvora alrededor de una aguja cónica. La cavidad cónica así formada, proveía suficiente área de combustión para generar los gases necesarios para propulsar el cohete.

Para entender el funcionamiento propulsor de los motores cohete hubo que esperar el trabajo de Sir Isaac Newton sobre las leyes del movimiento, "*Philosophiae naturalis principia mathematica*", publicado en 1687. Sin embargo, fue su amigo William Gravesande quien en su libro "*Natural Philosophi*", (subtitulado "An Introduction to Sir Isaac Newton's Philosophi") ilustraba el principio de acción y reacción en el que se basan los motores cohete, mediante un carro propulsado por el chorro de una tobera convergente, alimentada por un generador de vapor. Este sistema es conocido, erróneamente, como "El carro de vapor de Newton". Parece ser, por tanto, que fue Gravesande el primero en describir un sistema de propulsión por chorro y explicar, al mismo tiempo, el principio en el que se basa.

De modo que, para propulsar un vehículo con motores cohete, se eyecta a gran velocidad masa almacenada a bordo del vehículo que denominamos propulsante. Como para acelerar el propulsante hay que ejercer una fuerza sobre él, el propulsante ejerce una fuerza sobre el motor, denominada empuje, con la que se contrarrestan las fuerzas aerodinámicas y gravitatorias o se acelera el vehículo.

El motor cohete de pólvora negra consiguió un alto estado de desarrollo gracias a Sir William Congreve, quien fue espoleado en su trabajo por el éxito alcanzado por las tropas indias que utilizaban cohetes contra los ingleses durante las campañas del final del siglo XVIII. Congreve diseñó siete tipos de cohetes diferentes para la armada británica, uno de los cuales pesaba 21 kg y tenía un alcance de

3000 yardas. Inicialmente estos cohetes no eran menos precisos que la artillería del tiempo, pero luego la artillería fue tremendamente mejorada y el uso de los cohetes decayó. Los cohetes, para ser efectivos, tienen que ser guiados. El entendimiento necesario de los problemas de control se produjo alrededor de 1930, y los requisitos para el desarrollo de esta tecnología poco después.

Es obligado mencionar algunos de los inventos y avances científicos de la última parte del siglo XIX, de los cuales ha dependido el progreso. Así, en 1884, Paul Vieille descubrió la pólvora sin humo o pólvora blanca, compuesta de nitrocelulosa gelatinizada con éter y alcohol; y, en 1888, Alfred Nobel inventó la balistita, mezcla coloidal de nitroglicerina y nitrocelulosa. Científicos tan conocidos como Saint Venant, Reynolds, Riemann, Hugoniot, Mach y otros, realizaron importantes contribuciones a la teoría del movimiento de fluidos compresibles. Finalmente hay que mencionar a Laval que, en 1889, descubrió la tobera convergente-divergente como sistema para obtener un chorro de gases a velocidad supersónica.

En los comienzos de este siglo, el gran progreso alcanzado en la construcción de máquinas voladoras más pesadas que el aire, estimuló el estudio de las posibilidades de viajar fuera de la atmósfera con motores cohete. Konstantin E. Tsiolkowsky es considerado el primero en proponer de forma científica un viaje espacial y el lanzamiento de satélites artificiales con motores cohete en 1903<sup>1</sup>. Según Tsiolkowsky “La Tierra es la cuna del hombre, pero no puede vivir en la cuna para siempre, sino que en su búsqueda de luz y espacio penetrará, al principio tímidamente, más allá de los confines de la atmósfera y después conquistará todo el espacio alrededor”. Tsiolkowsky obtuvo la ecuación del cohete donde se muestra la gran influencia que tiene el impulso específico sobre la viabilidad de realizar una misión especificada o para maximizar la fracción de carga de pago. El impulso específico es una variable de calidad del motor definida como empuje por unidad de gasto másico de propulsante eyectado. Es por tanto la inversa del consumo específico de propulsante, variable más familiar y tangible; sin embargo, el impulso específico es la variable usada sin excepción en el mundo científico y técnico. A efectos comparativos, como es fácil deducir, hay que tener presente que a igual empuje consume menos el motor de mayor impulso específico. Basándose en estos argumentos, Tsiolkowsky propuso el posible uso de propulsores líquidos (oxígeno/hidrógeno) y sugirió el uso de motores cohete de varias etapas, pero no intentó llevar a cabo experimentos.

Asimismo, la investigación básica sobre la estructura y comportamiento de la atmósfera y de los fenómenos atmosféricos requería un vehículo para transportar instrumentos a alturas mayores que las que podían alcanzarse con globos. La posibilidad de utilización de los motores cohete para sondeo de la atmósfera fue sugerida por el físico Robert H. Goddard. Fue precisamente este hombre quien llevó la teoría a la práctica, a lo largo de una carrera profesional fuera de lo común, hasta el punto de merecer el nombre de padre de los modernos motores cohete. Lo que sigue es una breve muestra de su contribución. Goddard en 1906 expresó informalmente varios conceptos de propulsión eléctrica y en 1907 preparó un artículo sugiriendo el uso de energía nuclear para realizar un viaje interplanetario (la publicación de este artículo fue rehusada por varias revistas científicas). En 1926 realizó el primer lanzamiento de la historia con un motor cohete de propulsante líquido (gasolina/LO<sub>2</sub>); el vuelo duró 2.5 s. alcanzando una altura de 12.5 m y cayó a 56 m de distancia del punto de lanzamiento. En 1940 consiguió el primer vuelo de un motor cohete con turbobombas, alcanzando algo más de 90 m de altura.

Las publicaciones de Tsiolkowsky, Oberth (autor de un libro clásico sobre motores cohete y viaje espacial en 1929), Esnault-Pelterie y Rinin, sobre la exploración de la atmósfera y las posibilidades de vuelos interplanetarios, dieron lugar a la creación de sociedades para la conquista del espacio en diversos países e impulsó el desarrollo de los motores cohete. La sociedad alemana fue la predecesora del Grupo de la Armada alemana que desarrolló la V-2 bajo el mando del coronel Walter Dornberger.

Los trabajos de investigación en motores cohete de propulsante sólido, especialmente en balística interna, dieron lugar a desarrollos posteriores en Inglaterra, Alemania, Francia EE.UU., URSS, etc. De ahí la amplia utilización de proyectiles con cohetes de propulsante sólido durante la segunda guerra mundial.

---

<sup>1</sup> Libro: “La exploración del espacio cósmico con la ayuda de ingenios a reacción”.

En 1936 se forma el grupo de investigación del Guggenheim Aeronautical Laboratory of California Institute Tecnology (GALCIT) para el estudio de los fundamentos de diseño de motores cohete, tanto sólidos como líquidos. Como consecuencia del crecimiento del grupo nace posteriormente el Jet Propulsion Laboratory. En este grupo estuvieron entre otros: Von Karman, H.S. Tsien y F.J. Malina. Contribuciones importantes fueron el desarrollo teórico del motor cohete ideal y la variación del coeficiente de empuje con la relación de expansión y altura, estudios teóricos sobre problemas de inestabilidades de combustión y desarrollo de motores de propulsante líquido con anilina y ácido nítrico, así como también estudios sobre varios tipos de propulsores.

La literatura publicada hasta 1940 muestra que los problemas básicos para el diseño de motores cohete de propulsante líquido eran correctamente conocidos en su mayor parte. Las propiedades de un gran número de propulsores eran bien conocidas, especialmente las combinaciones que usaban oxígeno líquido como oxidante. En relación con el motor, la termodinámica del proceso de combustión y el movimiento de los productos gaseosos en la tobera estaban entendidos; se había empezado a resolver el problema de refrigeración y el desarrollo del sistema de alimentación de combustible. Faltaba desarrollar un motor completo, lo que se logró en el centro alemán de Peenemünde donde se diseñó y desarrolló el motor de las V2 (215 s de impulso específico y 250 kN de empuje) a partir de la experiencia conseguida en el desarrollo y ensayo de motores más pequeños. Los propulsores elegidos, alcohol y oxígeno líquido, eran presurizados con turbobombas e inyectados en la cámara de combustión donde se produce una mezcla de gases calientes por reacción química que después eran acelerados en una tobera Laval. La tobera y cámara de combustión se refrigeraban con el alcohol y la turbina estaba accionada por el vapor producido en un generador de vapor por descomposición catalítica de agua oxigenada. El primer lanzamiento con éxito fue en octubre de 1942.

El cohete V2 fue el primer misil de largo alcance y von Braun es acreditado como desarrollador principal. Cuentan de él que a la edad de 13 años adquirió seis cohetes voladores, los ató a un vagón rojo de juguete y los prendió en una calle de su barrio. El artilugio recorrió seis bloques de edificios con gran estrépito, organizando una tremenda humareda y el chaval, von Braun, terminó en manos de la policía. Después con 24 años estaba dirigiendo el programa de desarrollo de los cohetes militares alemanes.

En mayo de 1945 von Braun y su equipo de expertos ingenieros y científicos iban a ser ejecutados por orden de Hitler para evitar su captura por los aliados, pero fueron liberados por las tropas americanas y trasladados a EE.UU. con material de las V2 incluido. A partir de entonces, empezaron los programas espaciales americanos.

Asimismo, después de la II guerra mundial, el esfuerzo de desarrollo ruso recibió un fuerte impulso al obtener información secreta de los desarrollos alemanes. La planta de producción de V2 cayó bajo la zona de influencia rusa y fue reactivada. La Unión Soviética obtuvo la asistencia de dos grupos de alemanes: un grupo de unos 200 especialistas de diseño de Peenemünde y otro grupo de personal de fabricación y lanzamiento.

A partir de 1946, después de adquirir la tecnología de las V2, los soviéticos iniciaron la fabricación de la serie R de misiles modificando ligeramente las V2 y utilizando los mismos propulsores. Se dice que en el segundo misil de la serie, el R2, el etanol fue sustituido por el metanol para evitar que las tropas se bebieran el combustible del misil durante las prolongadas estancias de los lanzamientos, pero lo cierto es que en 1950 empezaron a utilizar LOx/keroseno porque proporciona mayor impulso específico.

Las modificaciones de mejora de las V2, fueron realizadas por el equipo del coronel ingeniero aeronáutico Sergei Korolev y por un grupo de diseño de motores liderado por Valentin Glushko. Ambos son considerados protagonistas clave del desarrollo espacial ruso. De vidas paralelas, fueron arrestados en una de las purgas de Stalin entre 1937 y 1938, y enviados a un campo de prisioneros, pero un año más tarde, reconociendo su importante papel, Stalin les permitió continuar su trabajo en cautividad. Al finalizar la guerra Korolev fue nombrado jefe constructor de misiles balísticos de largo alcance y posteriormente jefe de diseño de vehículos espaciales y responsable de la construcción de los lanzadores Sputnik, Vostok, Voshkod y Soyuz. Su trabajo como líder de los programas de misiles y vehículos espaciales fue guardado en secreto hasta después de su muerte. Valentin Glushko, después de liderar el esfuerzo soviético para fabricar, ensayar y mejorar los motores de las V2, jugó un papel

primordial en el subsiguiente desarrollo de los grandes motores de propulsante líquido usados en la mayor parte de los misiles y lanzadores espaciales soviéticos.

La actividad desplegada por los soviéticos en el campo de motores cohete de propulsante líquido fue y ha sido superior a la de cualquier otra nación. Durante 1950-1958 desarrollaron y pusieron en funcionamiento un gran número de motores para misiles y lanzadores derivados de los misiles. El primer motor soviético puesto en producción, verdaderamente histórico, fue el RD 107, que ya utilizó el keroseno como combustible. Este motor fue usado originalmente en el primer misil intercontinental, el R7 o Semiorca en 1956, y luego en una larga familia de lanzadores como el Sputnik, Vostok, Molniya y Soyuz. El resultado de este gran desarrollo fue el lanzamiento del primer satélite artificial (el Sputnik, el 4 de octubre de 1957) y el primer hombre en órbita (el cosmonauta Y.K. Gagarin, abril de 1961). El RD 107 ha sido el motor más utilizado en boosters y uno de los de vida más larga en los programas de motores cohete de propulsante líquido. Al final de 2001 se habían lanzado alrededor de 1630 vehículos con este motor, con una fiabilidad del 97.5%.

Si en la década de los 50 el objetivo fue la colocación de un satélite artificial en órbita y de un hombre en el espacio, en la década de los 60 se inicia la exploración de los planetas vecinos, Venus y Marte, con **sobrevuelos**. Pero quizá, el logro más destacado fue el viaje tripulado a la Luna, lo que se consiguió en 1969 mediante el programa Apollo. A este programa, los americanos dedicaron todos los recursos humanos y materiales necesarios para conseguir vencer en la carrera espacial con los rusos.

Con el programa Apollo se realizaron grandes avances tecnológicos, entre los que cabe destacar el gran tamaño del primer escalón del lanzador Saturno V, con cinco motores de oxígeno líquido y keroseno cuya potencia térmica total era de 43 GW, un empuje total de 33 MN, y la utilización por primera vez de hidrógeno líquido como combustible en los motores del segundo y tercer escalón. Para el módulo de mando se utilizó un motor alimentado con tetróxido de nitrógeno como oxidante e hidracina como reductor; ambos líquidos son almacenables en el espacio e hipergólicos, lo que significa que se produce la combustión tan pronto se ponen en contacto, sin necesidad de un sistema de ignición. El módulo de descenso a la luna fue propulsado con un motor de hidracina, líquido que se descompone mediante una reacción exotérmica al ponerse en contacto con una malla metálica que actúa de catalizador. Este tipo de motor denominado monopropulsante tiene menor impulso específico que el de dos líquidos o bipropulsante; pero su elección está basada en razones de seguridad y fiabilidad.

A partir de 1960, la Unión Soviética fabricó al menos 30 motores de ciclo de combustión escalonada. En contraste, los Estados Unidos sólo disponen de uno, cuyo primer vuelo tuvo lugar veinte años después y en la Unión Europea no existe ninguno todavía. Con este tipo de motores se obtiene un impulso de 2 a 8% mayor que con generador de gas y se funciona con mayor presión de cámara. Presiones de cámara más altas permiten utilizar una mayor relación de áreas y disminuir el tamaño característico del motor. Como contrapartidas hay que señalar un aumento del flujo de calor a las paredes y mayor masa inerte del motor.

Sin embargo, el esfuerzo ruso durante la década de los 60 y 70 fue ineficiente. El desarrollo del lanzador pesado N-1, diseñado para misiones lunares y planetarias, fue cancelado en 1974 después de cuatro accidentes en vuelo, toda vez que los astronautas americanos ya habían conseguido llegar a la Luna. Parte de los problemas se produjeron como consecuencia de la decisión de Korolev de utilizar 30 motores de medio empuje en el primer escalón. Aunque las causas de los accidentes no eran imputables a los motores, se desarrolló una versión mejorada (NK33 para el primer escalón y NK43 para el segundo escalón, ambos de combustión escalonada) que fueron ensamblados en una versión revisada del N-1 que nunca llegó a volar. Sin embargo, quedaron alrededor de 70 motores en el inventario y son susceptibles de uso, adaptaciones, mejora o base de desarrollo de nuevos motores de bajo coste. Posteriormente, Glushko redobló sus esfuerzos para desarrollar un motor de gran empuje de uso en lanzadores pesados. El resultado fue el RD 170, un motor de LOx/keroseno de 7.55 MN de empuje, que es el de mayor empuje del mundo, con ciclo de combustión escalonada, alta presión de cámara (257 bar), 309s de impulso a nivel del mar, y una relación empuje/peso de 80. El RD170 es usado en el lanzador Energía. Recientemente es comercializado por Pratt and Withney como parte de su relación comercial con el fabricante ruso NPO Energomash. Diseñado inicialmente para diez usos puede funcionar hasta veinte veces.

En la década de los setenta se inicia la exploración de los planetas exteriores. El esfuerzo para la exploración de Marte culmina con el amartizaje de los vehículos interplanetarios Mars 3 en 1971 y del Viking 1 en 1976. El Mars 3 dejó de transmitir a los veinte segundos del amartizaje, mientras que el Viking 1, lanzado en busca de microorganismos también proporcionó vistas panorámicas del terreno marciano y datos de la atmósfera de Marte durante seis años.

El Viking 1 fue lanzado a una órbita de transferencia marciana con un lanzador Titán IIIE/Centauro. Su sistema de propulsión, diseñado para la inserción del vehículo en la órbita de Marte y para la realización de diversas maniobras, era un motor cohete de propulsante líquido que utilizó como oxidante tetróxido de nitrógeno y como reductor monometil hidracina. Los propulsores fueron alimentados por presurización. Este sistema consta básicamente de un depósito de helio a alta presión, unos 250 bares, con el que se presurizan los tanques de propulsante a una presión constante, pero mucho menor que la del depósito, mediante la acción de un regulador de presión intercalado entre depósito y tanques. Como elementos adicionales del sistema de alimentación cabe citar diversas válvulas de apertura y cierre, válvulas antirretorno y de servicio y sensores de presión y temperatura.

Este concepto o tipo de motor ha sido utilizado desde entonces hasta ahora en los vehículos interplanetarios como Galileo, Cassini, Mars Express, etc. Entre las razones que se esgrimen para ello podemos citar: minimización de costes y riesgos tecnológicos, uso de propulsores almacenables en el espacio e hipergólicos y sistema de alimentación más simple y de menor peso que el sistema de turbobombas. No obstante, hay que señalar que gran parte de las deficiencias y fallos de funcionamiento que se han producido en diversas ocasiones se deben a los reguladores y llaves de paso empleados en el circuito de regulación, por lo que se requiere redundancia y un diseño especial de estos componentes.

En 1975 se fundó la Agencia Espacial Europea (ESA). Europa necesitaba tener un acceso al espacio independiente y su propio programa. Esto **impulsó** el desarrollo de lanzadores y la construcción de una base de lanzamiento propia. El primer lanzador, el Ariane 1 (nombre de diosa griega) despegó el 24 de diciembre de 1979 de la base de Kourou. La independencia y aventura espacial de Europa había comenzado. Después vendrían las versiones Ariane 2 y Ariane 3 para aumentar la carga de pago y en 1988 se produjo el primer lanzamiento del Ariane 4. El Ariane 4 resultó ideal para el lanzamiento de satélites de comunicaciones, de observación de la Tierra y para investigación científica. Entre 1988 y 2003 se realizaron 113 lanzamientos con éxito y acaparó el 50% del mercado de lanzamiento de satélites comerciales, nivel muy superior a la propia demanda de lanzamiento europea.

También hay que destacar el lanzamiento de los vehículos Voyager 1 y 2 en 1977 para sobrevolar los planetas exteriores, Júpiter, Urano, Neptuno..., y recoger información de los mismos. Los vehículos fueron lanzados a una órbita de transferencia de Júpiter con un lanzador Titán III E Centauro y la complicada trayectoria seguida posteriormente es una trayectoria asistida por gravedad. El control de actitud, único sistema de propulsión, se obtiene con 16 cohetes de hidracina.

Ante la creciente demanda del transporte espacial para la colocación de satélites en órbita, se inicia el desarrollo de lanzadores de menores costes. Para esto se siguen dos líneas diferentes: la línea de lanzadores fungibles de bajo coste, representada por la familia de lanzadores Ariane y la línea de lanzadores parcialmente recuperables representada por los transbordadores tripulados Columbia, Challenger, Atlantic, Discovery y Endeavour y su sistema de lanzamiento. El primer lanzamiento con éxito fue el del Columbia en 1981. Después, desgraciadamente, vendrían los accidentes del Challenger (1986) y del propio Columbia, en el vuelo 107 de los transbordadores en 2003. Los vuelos fueron interrumpidos, pero se reiniciaron con el lanzamiento del Discovery en el verano de 2005.

Como es sabido, en el momento del despegue los transbordadores espaciales están equipados con dos “boosters” de propulsante sólido y un depósito nodriza de LOx/LH<sub>2</sub> para alimentar a los tres motores principales de los transbordadores. Los “boosters” se desprenden una vez finalizado el proceso de combustión y son recuperados con paracaídas, mientras que el depósito nodriza, una vez agotado, se desprende y se desintegra en la atmósfera. Después el transbordador continúa el viaje a la órbita propulsado por sus tres motores principales. La potencia térmica total de los tres motores principales del transbordador más los “boosters” es 52 GW y la energía contenida en el vehículo 10<sup>13</sup> J.

El motor principal de los transbordadores es un motor avanzado que utiliza oxígeno líquido e hidrógeno líquido, un complejo sistema de alimentación por turbobombas que incluye hasta una turbina hidráulica y proporciona una presión de cámara de combustión de 210 bares y un ciclo de combustión

escalonada con el que se consigue un alto impulso específico (450 s en vacío) y un empuje de 1856 kN a nivel del mar. Además de estas excepcionales características, la principal cualidad del motor es su posibilidad de reutilización hasta en 55 misiones, es decir tan sólo unas ocho horas. Hay que señalar que actualmente estos son los únicos motores de propulsante líquido reutilizables en estado operativo.

Si tecnológicamente se puede decir que el programa “Space Shuttle” ha sido un éxito, no se puede decir lo mismo desde el punto de vista económico, ya que las dificultades de operación y mantenimiento de estos lanzadores han dado lugar a costes de lanzamiento mayores que los de los lanzadores fungibles.

En 1984 el Presidente Reagan manifestó ante el Congreso de los EE.UU. la intención de desarrollar una estación orbital permanente que se conocería como Estación espacial Freedom. Posteriormente, en 1988, se invitó a otros países como Canadá, Europa y Japón a unirse al proyecto; finalmente, en 1993, se **diseñó** un plan de desarrollo del programa en el que trabajan actualmente 16 naciones. El primer módulo de la estación, el módulo de potencia (llamado Zaria) fue lanzado por los rusos en noviembre de 1998 y hoy día, como es sabido, todavía no ha finalizado su construcción.

En la Estación Internacional Espacial se realizan cantidad de experimentos; entre ellos algunos dedicados a la preparación del viaje y estancia en Marte, como el cultivo de plantas en condiciones de gravedad reducida, la medición y efecto de la radiación cósmica sobre la salud de las tripulaciones y el ensayo de materiales que pueden ser utilizados en Marte.

En octubre de 1998 se inició la utilización de motores cohete solar-eléctricos para propulsión de vehículos. En efecto, la sonda Deep Space One (DS1) realizó un viaje a un asteroide partiendo de una órbita terrestre baja. El motor utilizado fue un acelerador de iones de 2.3 kW de potencia con un impulso de 3300 s que usa el xenon como propulsante. Su empuje en cambio era pequeño, 92 mN, y su densidad de empuje muy baja, 10.000 veces más pequeña que la de los motores químicos.

Con el nombre de propulsión eléctrica espacial se agrupa a un conjunto de motores cohete que usan energía eléctrica en el sistema de aceleración del propulsante. La fuente de energía, muy diversa, es usualmente solar y también quizá **nuclear** en un futuro próximo, cuando se requieran grandes potencias o la misión esté lejos del sol.

Como se ha mencionado, R.H. Goddard en 1906 expresó informalmente varios conceptos de propulsión eléctrica y H. Oberth, en 1929, incluyó un capítulo sobre el tema en su ya clásico libro sobre motores cohete y viajes espaciales.

Se pueden distinguir, fundamentalmente, tres tipos de motores cohete eléctricos: *Electrotérmicos*, cuando el propulsante se calienta eléctricamente y se acelera en una tobera; *electrostáticos*, cuando el propulsante, una vez ionizado, es acelerado por la acción de campos eléctricos, y *electro-magnéticos*, en los que la aceleración se consigue por la interacción de campos eléctricos y magnéticos sobre un flujo de plasma.

Por razones de peso de la planta de potencia no se realizó ningún esfuerzo práctico serio hasta 1948, cuando se vislumbraba la posibilidad de desarrollar paneles solares o plantas de potencia nucleares con un peso razonable.

Desde el primer ensayo en vuelo en 1964, la propulsión eléctrica ha sido objeto de una gran actividad de investigación y desarrollo porque proporciona mayores impulsos específicos que la propulsión química y, en definitiva, produce un ahorro de la masa de satélites y/o aumento de la carga de pago. Sin embargo, la carencia de suficiente potencia eléctrica en los satélites y sondas impidió su uso hasta principios de los 1980. Puede decirse que en 1993/94 se inició una nueva era para la propulsión eléctrica con el bautismo comercial de varios motores coheteeléctricos para control de actitud y mantenimiento de posición de satélites y espacionaves.

Durante los últimos años, el uso de los motores cohete eléctricos para maniobras de satélites ha crecido exponencialmente, hasta tal punto que en diciembre de 2000 se contabilizaron 388 motores operando en 152 satélites.

Puesto que los sistemas eléctricos proporcionan baja aceleración del vehículo, no son apropiados para uso en campos de alta gravedad tales como lanzamientos desde la tierra. Todas las

misiones de vuelo con motores cohete eléctricos arrancan en el espacio y, por tanto, deben operar en el vacío.

Recientemente el vehículo **SMART 1** de la ESA ha confirmado las posibilidades de utilización de la propulsión solar-eléctrica en un vuelo experimental a la luna, donde llegó después de 13 meses de viaje desde una órbita terrestre baja. El motor utilizado en la propulsión del vehículo **SMART 1** funcionó durante más de 4000 horas, 240 de forma continua como período más largo, batiendo **récord** de duración. Es un motor de efecto Hall, que también utiliza xenon, con 1500 W de potencia, 92 mN de empuje y un impulso de 1800 s. Su densidad de empuje es unas 10 veces mayor que la del motor de la sonda DS1.

Un importante acontecimiento para el transporte comercial fue el viaje del primer turista espacial en 2001 (hace ya más de 5 años). Dennis Tito, un californiano de 60 años, antiguo científico en cohetes de la NASA, pagó a Rusia 20 M\$ para viajar con dos cosmonautas en una cápsula Soyuz a la Estación Espacial Internacional. NASA se había opuesto al viaje por razones de seguridad. A pesar de la controversia, el discutido turismo espacial consiguió su primer cliente.

La viabilidad del turismo espacial ha quedado reforzada después del vuelo suborbital del vehículo SpaceshipOne ganador del premio Ansari X Prize en octubre de 2004. Este premio lo estableció la fundación X Prize, constituida por hombres de negocios y del centro científico de St. Louis, para estimular el desarrollo de vehículos espaciales reutilizables y tripulados por la empresa privada. Anunciado en 1996 y dotado con 10 M\$, el premio se concedía a la empresa privada que realizara un vuelo suborbital a una altura superior a 100 km, llevando a bordo al menos 3 pasajeros, y que repitiese el vuelo en menos de tres semanas. Así se recordaba el premio Orteig, también fundado en St. Louis y ofrecido a la primera persona que realizase el vuelo entre Nueva York y París. Como es sabido, Charles Lindbergh ganó el premio en 1927 y, a partir de ahí, se produjo un crecimiento espectacular de la aviación comercial.

El vehículo ganador está formado por dos vehículos reutilizables; el primero es simplemente un avión nodriza (llamado caballero blanco) y sobre él se instala el vehículo espacial SpaceshipOne. Como novedades tecnológicas más relevantes hay que mencionar la utilización masiva de materiales compuestos en los dos vehículos para reducir peso y de un motor cohete híbrido para propulsar el SpaceshipOne.

El motor cohete híbrido es un motor cohete químico, cuyo oxidante está almacenado en fase líquida y el combustible en fase sólida o viceversa. Tiene pues las ventajas de los motores cohete de propulsante líquido frente a los sólidos, como posibilidad de control y refrigeración y de los sólidos frente a los líquidos, como simplicidad y menor coste. Aunque el concepto y los primeros trabajos datan de los años 30, sólo se había utilizado anteriormente en vuelos de prueba de cohetes de sondeo en la década de los 60. No obstante, en la actualidad hay varios programas en realización y un gran interés en el desarrollo de este tipo de motores para “boosters” y motores de apogeo, dejando aparte su aplicación en la propulsión de misiles.

La elección de un motor híbrido para el SpaceshipOne se basó en que sus actuaciones eran adecuadas para el vuelo suborbital y fundamentalmente por razones de seguridad y simplicidad de operación. De entre los varios combustibles susceptibles de uso (muchas sustancias orgánicas como el plexiglás) se eligió una goma (un derivado del polibutadieno) y de entre los oxidantes líquidos como oxígeno líquido, agua oxigenada y óxido nitroso, se eligió el óxido nitroso porque es benigno, no tóxico, almacenable y autopresurizante a temperatura ambiente.

## DESARROLLOS MÁS DESTACADOS ENTRE 1900 Y 1945

### **a) En Alemania:**

- Motor de V2 en Peenemunde, 1<sup>er</sup> lanzamiento en octubre de 1942.
- Motor J.A.T.O. (LO<sub>2</sub> + Alcohol), 1942.
- Motor Walter (H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>), instalado en el Me-163A.
- Mezclas hipergólicas: N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>/H<sub>2</sub>O/H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>.

### **b) En Estados Unidos (G.A.L.C.I.T.)**

- Motor J.A.T.O. (Anilina + NO<sub>3</sub>H (hiperg.)), 1942, aer. A-20A.
- Motor cohete de sondeo (Anilina + NO<sub>3</sub>H) para el Wac Corporal, fabricado en 1945 por Aerojet.

## DESARROLLOS DESDE 1945 a 1960

### **a) Líquidos**

- Programas para desarrollo de lanzadores para:
  - Satélites (hombre en órbita). Lanzamiento del primer satélite artificial, el Sputnik, en 1957 con un lanzador derivado del misil R7 (Semiorka) cuyos motores RD107 usaban LOx/keroseno y ciclo GG (H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>+catalizador).
  - Sondeo.
  - Misiles.
- Progresos técnicos en:
  - Turbobombas.
  - Generadores de gas.
  - Cámaras de combustión.
- Estudios teóricos y experimentales sobre propulsantes: LO<sub>2</sub>/LH<sub>2</sub>, LH<sub>2</sub>/LF, N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>/NO<sub>3</sub>H.
- Aplicaciones:
  - Sondeo: Aerobee, Viking, Veronique.
  - Lanzadores: Vanguard.
  - Misiles balísticos: Thor.

### **b) Sólidos**

- Progresos técnicos en propulsantes compuestos con NO<sub>3</sub>NH<sub>4</sub> ó ClO<sub>4</sub>NH<sub>4</sub> como oxidante.
- Aplicaciones:
  - Sistema de propulsión de misiles (A-S, S-A, A-A).
  - “Booster” en motores cohete de sondeo.
  - Misiles ICBM (contrato del Minuteman 1958).

### **c) Otros**

- Proyecto de motor cohete nuclear “Nerva” (1955). Se desarrolla el motor KIWI A (1959).
- Se inician los ensayos de motores cohete electrostáticos.



## DESARROLLOS DÉCADA "60<sup>sa</sup>"

### a) Líquidos

- Se inicia la exploración de Venus y Marte
- Programa Apolo (aterrizaje lunar 21.7.69)
- Progresos técnicos:
  - Incremento de empuje en un orden de magnitud (750 KN → 7500 KN, F1 del Saturno; la potencia total de los 5 F1 del Saturno V es 43 GW).
  - Utilización de propulsores criogénicos (LO<sub>2</sub>/LH<sub>2</sub>). Se desarrolla el sistema de aislamiento de depósitos.
  - Control de empuje (3.5/1 → 10/1). Se desarrollan inyectores de geometría variable.
  - Utilización de monopropulsores (N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>) en espaciales "Ranger" y "Mariner".
  - Sistemas de alimentación en "Zero G".
  - Sistemas de alimentación con gases presurizados (Se utiliza He supercrítico).

### b) Sólidos

- Programas de desarrollo de misiles ICMB con cabeza nuclear, de carácter militar (secreto).

U.S.A.	{	Minuteman I (1963)	U.R.S.S.	{	SS - 6
		Polaris (1964)			SS - 7
		Poseidon (1970)			SS - 8
		Minuteman III (1970)			

- Progresos técnicos en:
  - Problemas de combustión estacionaria y no estacionaria.
  - Propulsores más energéticos.

### c) Otros

- Primer ensayo en vuelo de motores electrostáticos (1964).
- Desarrollo de motor nuclear KIWI-B (1964). Se interrumpe el programa NERVA a causa de problemas tecnológicos importantes, pero se sigue investigando.

## DESARROLLO Y EVOLUCIÓN EN LA DÉCADA DE LOS 70

### **Objetivos**

- Viaje no tripulado a Marte (programa VIKING) y a planetas exteriores.
- Satisfacer la creciente demanda del transporte espacial (colocación de satélites en órbita) con menores costes.

### **Programas**

- Desarrollo de lanzadores de menor coste (ARIANE 4).
- Desarrollo de vehículos de despegue vertical parcialmente recuperables (Shuttle).

### **Progresos técnicos**

- Utilización de combustibles almacenables ( $N_2O_4$ /UDMH).
- Desarrollo de motores avanzados reutilizables (S.S.M.E., Booster del SHUTTLE, O.T.V.)

La repercusión del  $I_{sp}$  sobre la misión es muy alta, se estima que al aumentar el  $I_{sp}$  de los motores del Shuttle en 1 sg se aumentaría en 450 kg la carga de pago a LEO y en 43 kg la carga de pago de LEO a GEO, en un hipotético O.T.V.

### **Estudios**

- Vehículos de un solo escalón en la órbita con sistema de propulsión mixta (R. SHALKED).
- Motor avanzado de hidrocarburos (tripropulsante, etc.).
- Motor de doble combustible.
- Motor de doble expansión.
- Motor bimodal.

### **Logros**

- Utilización de motores electromagnéticos (tipo Hall) en naves rusas a partir de 1972.
- Finaliza con éxito el programa VIKING. La sonda interplanetaria aterriza en Marte el 20/7/76. Se utilizó un lanzador Titan III E/Centauro, el motor de corrección de trayectoria e inyección en órbita marciana RS21 de  $N_2O_4$ /MMH (300 lbf) y un motor de hidracina para el módulo de aterrizaje.
- Lanzamiento del Voyager 1 y 2 en 1977 para sobrevolar planetas exteriores, recogiendo información de Júpiter, Urano, Neptuno, ... Los vehículos fueron lanzados a una órbita de transferencia a Júpiter estándar (de Hohmann) mediante un lanzador Titán III/Centauro. La complicada trayectoria posterior es asistida por gravedad. El control de actitud, único sistema de propulsión, se obtiene con 16 cohetes de  $N_2H_4$ .

## DESARROLLO Y EVOLUCIÓN DÉCADA “80<sup>SS</sup>”

## Objetivos

- Reducir costes de lanzamiento de satélites y de cargas de pago para la construcción de las plataformas espaciales (COLUMBUS).
- Exploración del espacio (Programa Internacional para exploración de Marte en 10 años) y viaje tripulado a Marte.

## Programas

- Desarrollo de lanzadores fungibles de menor coste (ARIANE 5, A.L.S.)
- Desarrollo de vehículos totalmente recuperables:
  - a) De despegue vertical y aterrizaje horizontal o vertical:
    - SHUTTLE evolucionado de un solo escalón.
    - DELTA CLIPPER (DC-X ), con 4 motores RL 10A-5 de Pratt and Whitney.
  - b) De despegue y aterrizaje horizontal:
    - Proyecto HOTOL.
    - Proyecto SANGER.
    - Proyecto NASP (X30).
- Investigación y desarrollo de sistemas de propulsión eléctrica para control de actitud, transferencia orbital y viajes interplanetarios.

## Progresos Técnicos

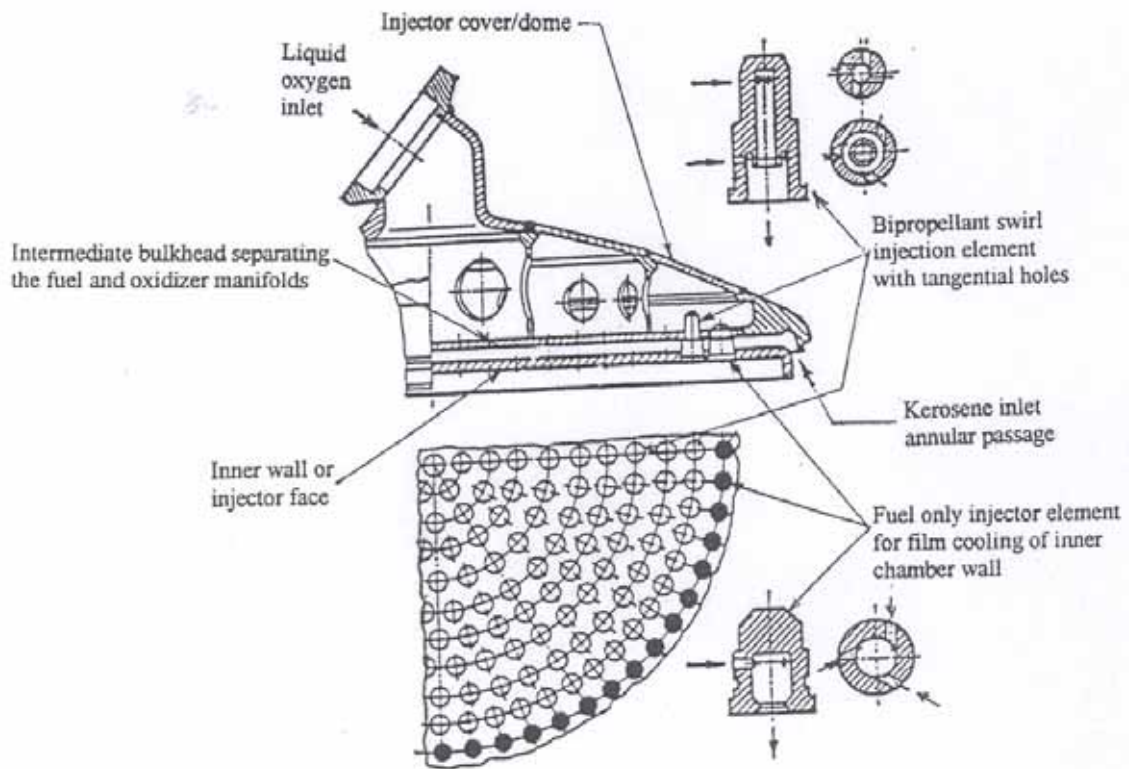
- Desarrollo de motores cohete híbridos.
- Desarrollo de motores de transferencia orbital avanzados.
- Desarrollo de aleaciones de Al-Li para depósitos (menor peso y coste).
- Desarrollo de motores eléctricos.

## Logros

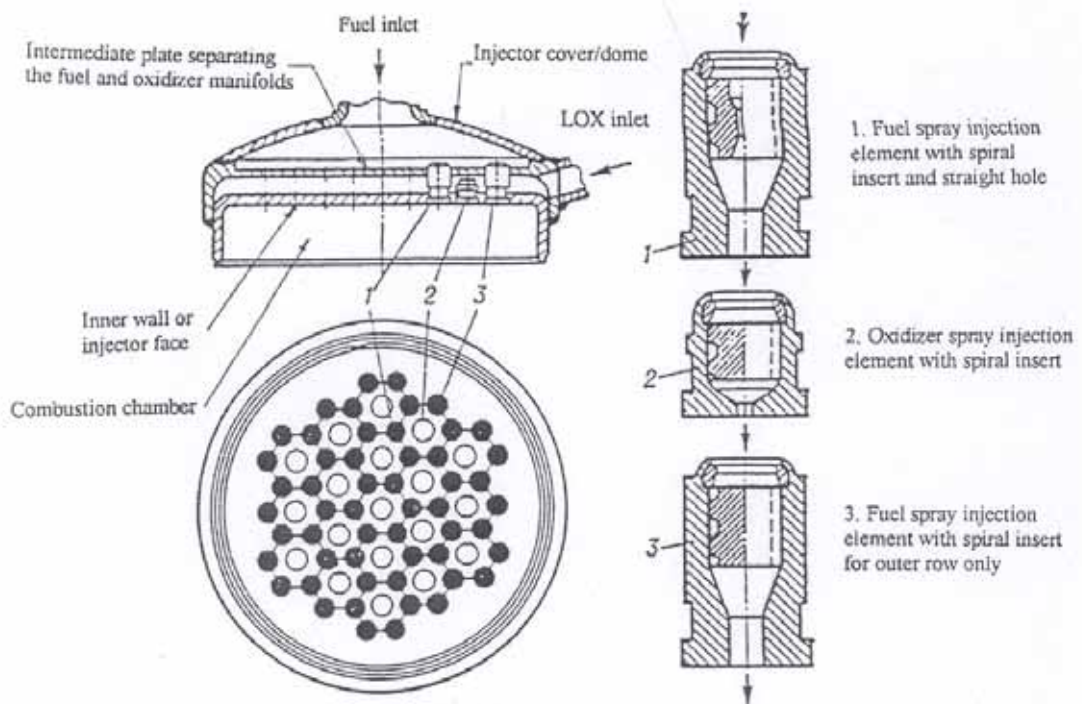
- El “Voyager” alcanza Neptuno (1989) (12 años de viaje con motores de hidracina).
- Se inicia la comercialización del transporte espacial por empresas privadas (1989).
- Lanzamiento del Columbia (la potencia total de los tres motores principales del Shuttle más los “boosters” es 52 GW y la energía contenida en el vehículo  $10^{13}$  J).
- Lanzamiento del Ariane 4.
- Lanzamiento del Buran (Cohete Energía).

## Fracasos

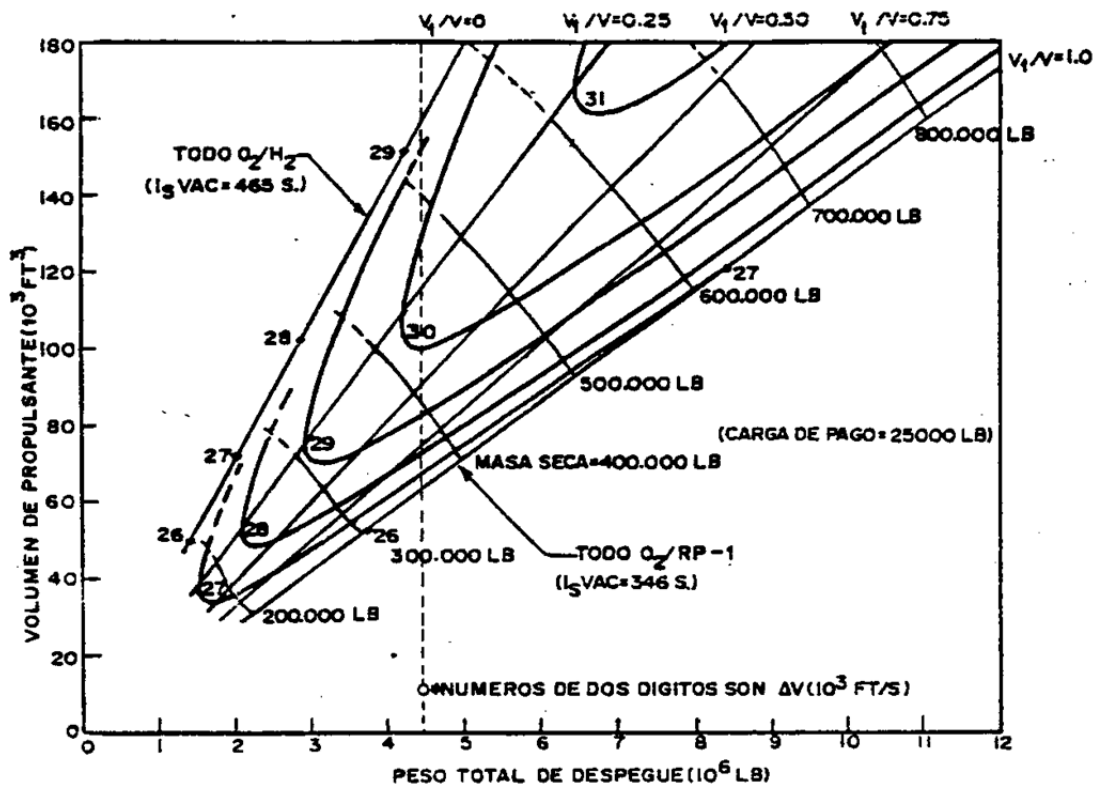
- Accidente del Challenger (1986).
- Accidente del Ariane 4.
- Fallo del telescopio Hubble.



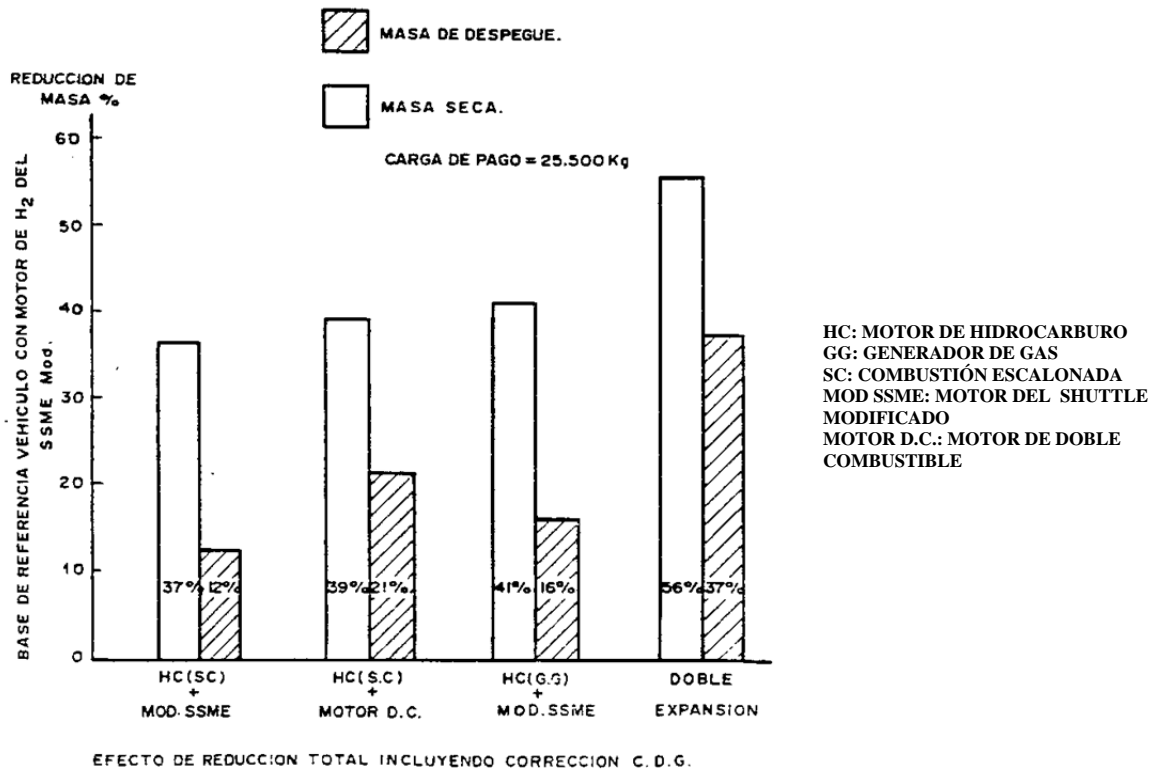
**Cross section of the injector of the RD-107 (courtesy Energomash).**



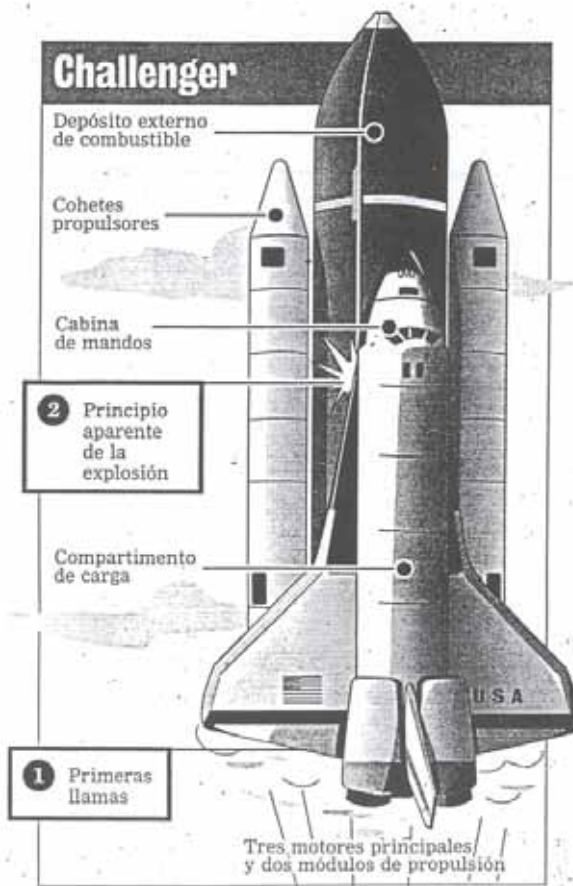
**Injector of the RD-26 LPRE has a mixed, symmetrical orderly pattern of injection elements, enlarged sections on right (courtesy Energomash).**



Resultados del estudio de R. SHALKED (1971)



Análisis comparativo: Efecto del tipo de motor sobre la masa del vehículo

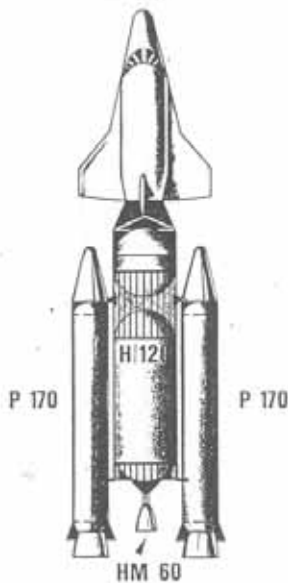


El Challenger se desintegró por un fallo en las juntas de unión de un cohete propulsor

EL 50L/Jesus Rica

Vol  
Habite  
Manned  
Flight

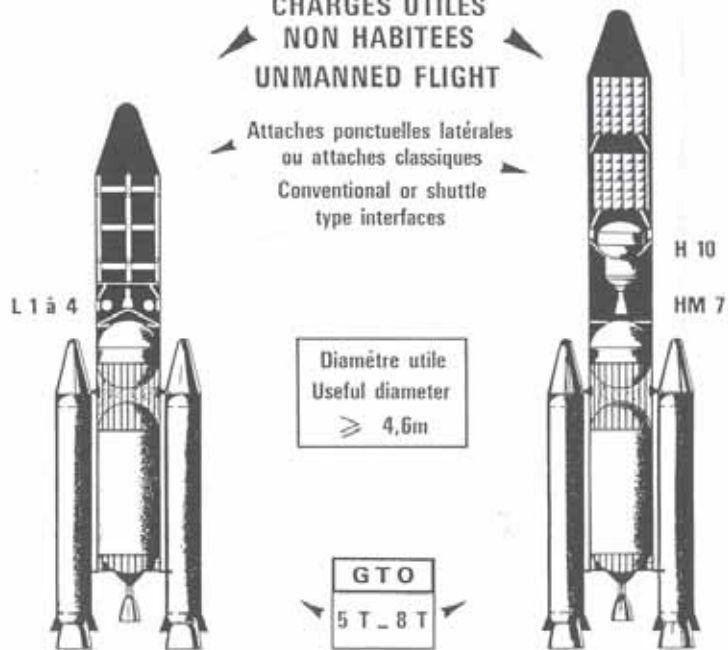
**VOL HABITE  
MANNED FLIGHT  
HERMES**



## ARIANE 5

**CHARGES UTILES  
NON HABITEES  
UNMANNED FLIGHT**

Attaches ponctuelles latérales  
ou attaches classiques  
Conventional or shuttle  
type interfaces



**ORBITE BASSE - LEO**

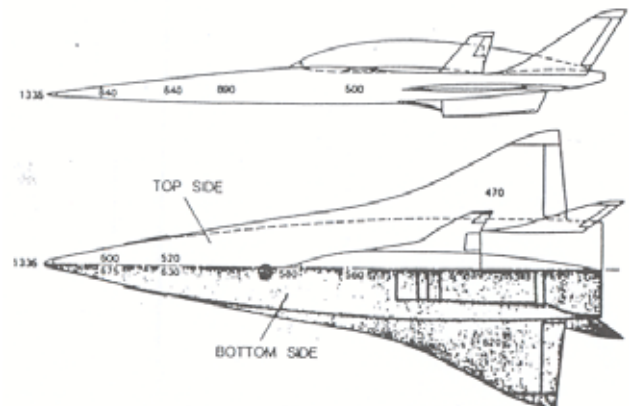
400/400/30° - 15 T  
800/800/HELIOSYNCHRONE - S.S.O. 10 T

**MASSE AU DECOLLAGE : 550 T  
LIFT OFF MASS  
HAUTEUR - HEIGHT : 50 M**

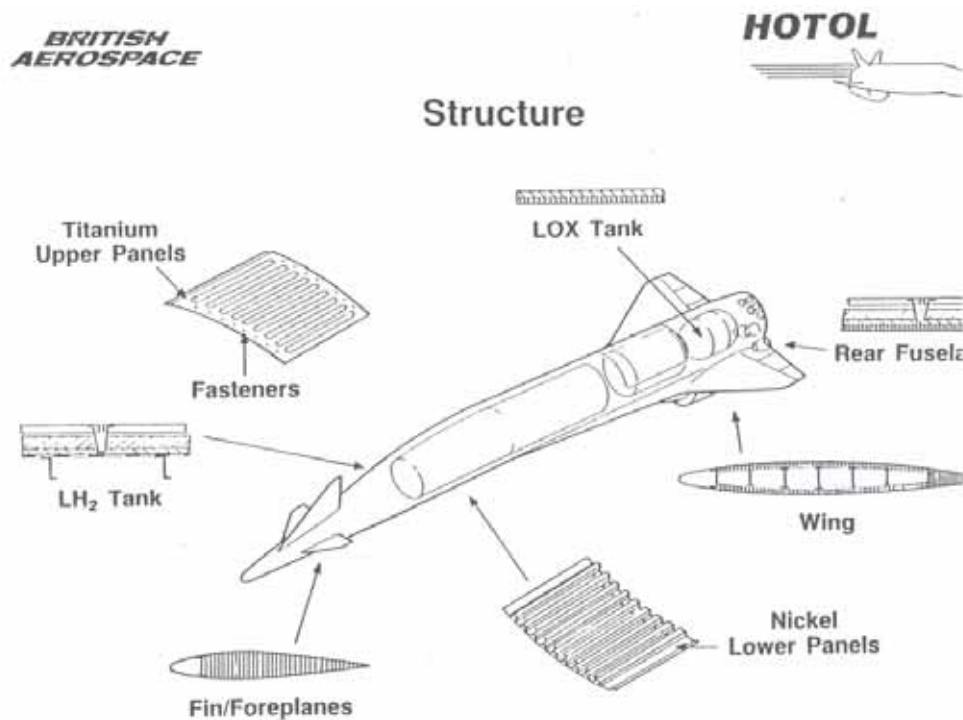


## SÄNGER II Main Data Summary (1988)

<b>TOTAL LAUNCH MASS</b>		340 Mg
Vehicle length (fuselage)		81.3 m
Wing Span		41.4 m
Hypersonic L/D		4.8 - 5.3
<b>FIRST STAGE (EHTV)</b>		
Total Mass	259 Mg	
Nominal Net Mass	149 Mg	
Maximum Propellant Mass (LH <sub>2</sub> )	100 Mg	
Engine Thrust (ground)	5 x 300 kN	
Max.Speed (at Separation)	Mach 6.8	
Cruise Range	2 x 3700 km	
<b>SECOND STAGE HORUS</b>		
Total Mass	87.7 Mg	
Nominal Net Mass	22.2 Mg	
Propellant Mass (LOX/LH <sub>2</sub> )	65.5 Mg	
Engine Thrust (vac)	1 x 1200 kN	
PAYLOAD	( 2 - 4 ) 3.3 Mg	
<b>SECOND STAGE CARGUS</b>		
Total Mass	62 Mg	
Nominal Net Mass	7 Mg	
Propellant Mass (LOX/LH <sub>2</sub> )	58 Mg	
Engine Thrust ( 1 HM.60)	1050 kN	
PAYLOAD	5 -15 Mg	



EHTV Temperatures at Stage Separation Conditions



#### **4.- PERSPECTIVAS FUTURAS**

A la vista de los programas y desarrollos de las Agencias Espaciales de Europa (ESA), Estados Unidos (NASA), Japón y China, y también del sector de empresas privadas cuya contribución e importancia es cada día mayor, se vislumbran al menos tres objetivos primordiales: la explotación del transporte de cargas y pasajeros a órbitas terrestres bajas, la exploración robotizada del Espacio y el viaje tripulado a Marte (con regreso a la luna a corto plazo en el intermedio).

##### **Transporte de cargas y pasajeros a órbitas terrestres bajas**

A pesar de casi 70 años de desarrollo, los lanzadores actuales son frágiles, complejos, mil veces menos fiables que los aviones comerciales y unas 10.000 veces más caros en coste efectivo (por kg de carga útil). Los diseñadores de la nueva generación de lanzadores tienen que reducir drásticamente los costes de transporte de cargas a la órbita, mejorando además la fiabilidad del vehículo, su operación y seguridad. Estos requerimientos, como es lógico, son también exigidos al sistema de propulsión.

En los vehículos fungibles el factor clave para reducir los costes es simplicidad, lo que conlleva reducción de elementos y piezas y mucho ingenio en los procesos de fabricación. Es por esto que los motores cohete de propulsante sólido avanzados son preferidos frente a los de propulsante líquido o híbridos. No obstante, las expectativas de reducción de coste con respecto a los lanzadores actuales no son superiores al 25-30%, a causa de la baja frecuencia de vuelos, el coste del material gastado, esto es el vehículo entero, y el trabajo de montar y verificar un nuevo vehículo para cada lanzamiento.

La mayor parte de los estudios de costes operacionales del transporte espacial, incluyendo estudios de NASA y ESA, después de evaluar un amplio abanico de arquitecturas, concluyen que los lanzadores totalmente recuperables ofrecen la mayor reducción de costes con respecto a los lanzadores actuales. Hay que tener en cuenta que, aunque los lanzadores reutilizables tienen un coste de adquisición más alto que los fungibles, su uso repetido reduce los costes efectivos de lanzamiento, tanto más cuanto mayor es el número de usos y también la frecuencia de lanzamientos. En la línea de lanzadores totalmente reutilizables son preferidos los vehículos de un solo escalón a la órbita (SSTO), por la simple razón de que múltiples escalones requieren múltiples piezas adicionales que necesitan servicio, montaje, integración y mantenimiento. Además, los vehículos de un solo escalón a la órbita no tienen elementos fungibles que añadir a la basura espacial, ni escalones adicionales que regresan al lugar de lanzamiento, por lo que en teoría requieren servicios menores con el resultado de una respuesta más rápida y mayor frecuencia de vuelos.

Realmente no es difícil vislumbrar un futuro vehículo SSTO de despegue y aterrizaje horizontal que funcione del mismo modo que un avión y con costes parecidos. La cuestión es cómo realizar la transición de los lanzadores actuales a los SSTO y el problema está en las dificultades de todo tipo que hay que superar para conseguirlo.

El diseño de vehículos de un solo escalón a la órbita ha sido objeto de debate durante los últimos 40 años. Aunque se han generado muchos conceptos, hasta ahora ninguno resulta viable con las tecnologías disponibles actualmente, debido a una combinación de problemas como insuficientes actuaciones del motor, excesivo tamaño y peso del vehículo y motor, y altos costes de desarrollo. Un vehículo de un solo escalón a la órbita constituye un desafío técnico.

La dificultad de sistema de propulsión es que no hay un solo concepto capaz de funcionar en el amplio rango de vuelo requerido [ $M(0-25)$  y  $h(0-vacío)$ ] con buen rendimiento o, lo que es equivalente, con bajo consumo específico. Básicamente se contemplan dos líneas propulsivas: la línea autónoma con motores cohete avanzados y la línea no autónoma o de propulsión combinada en la que se utiliza una combinación de motores cohete y aerorretores (turborreactores, motores de aire licuado y estatorreactores), utilizando cada cual durante la fase del vuelo en la que presenta menor consumo específico. La combinación motor cohete y estatorreactor supersónico dual, también eficiente en modo subsónico, es la más atractiva.

La línea de propulsión autónoma puede ser desarrollada a más corto plazo y daría lugar a lo que se denomina vehículos reutilizables autónomos de segunda generación. Se estima que con este sistema se podría reducir el coste un orden de magnitud.



La línea no autónoma resulta más efectiva por cuanto se estima que se puede reducir el coste en dos órdenes de magnitud. Su desarrollo depende en gran parte del desarrollo del sistema de propulsión y su aplicación se vislumbra a más largo plazo en vehículos de tercera generación. Como ejemplo ilustrativo cabe citar el programa NASP (National Aerospace Plane) de EE.UU. Este programa fue un intento de los Estados Unidos de crear un vehículo de un solo escalón a la órbita, el X-30, propulsado totalmente con aerorreactores e hidrógeno como combustible. En 1986 el Presidente Ronald Reagan anunció el desarrollo del programa con estas palabras: “Un nuevo Orient Express que al final de la década podrá despegar desde Dallas, acelerar hasta 25 veces la velocidad del sonido y alcanzar una órbita baja o volar a Tokio en dos horas”.

El sistema de propulsión propuesto inicialmente consistía en una combinación de aerorreactores compuesto por un turbofán hasta  $M \cong 3$  y un estatorreactor supersónico dual capaz de funcionar en modo subsónico desde  $M \cong 3$  hasta  $M \cong 5-6$  y en modo supersónico durante el resto de la trayectoria. Pero pronto se pusieron de manifiesto las dificultades de la propuesta, derivadas de los problemas del posible funcionamiento del scramjet a partir de  $M = 15$ . Estas dificultades aparecen en la entrada de aire, en la eficiencia del proceso de combustión y en la interacción chorro de salida con el vehículo. Por otra parte, un estudio de optimización del vehículo concluyó que utilizando motores cohete de propulsante líquido a partir de  $M = 15$  se obtenía un vehículo de menor masa seca. En consecuencia, el sistema de propulsión debía incorporar un motor cohete para acelerar el vehículo entre  $M = 15$  y 25.

El programa fue cancelado en 1994, en gran medida, por falta de madurez tecnológica del estatorreactor supersónico dual cuya tecnología presentaba serios riesgos de desarrollo y exigía mayor esfuerzo inversor. Para dar una idea de la dificultad del problema basta decir que en la actualidad no existen instalaciones de ensayos en tierra a Mach superior a ocho, y el funcionamiento del propulsor sólo puede ser evaluado con ensayos en vuelo complejos y métodos numéricos no suficientemente validados en esas condiciones de funcionamiento. No obstante, hay que señalar que el desarrollo del “scramjet” ha tenido continuidad, dado su interés, y que en 2005 se realizó con éxito un ensayo en vuelo, después de varios intentos fallidos.

Después del programa NASP dos cosas quedaron claras. La primera y más importante, la necesidad de completar el crucial desarrollo del sistema de propulsión, así como materiales y control térmico antes de iniciar la construcción de un vehículo similar al X-30. En segundo lugar, la necesidad de disponer de un lanzador operativo recuperable para sustituir al viejo Shuttle desde el comienzo del siglo XXI hasta que la tecnología de vehículos no autónomos pudiese estar disponible. Una solución a corto plazo sólo podría ser un vehículo autónomo, esto es, propulsado con motores cohete, reutilizable, fiable y con menores costes operativos.

La posibilidad de alcanzar una órbita baja con vehículos autónomos de un solo escalón fue demostrada por R. Salkeld en 1971; pero para esto era necesario entonces utilizar el sistema o concepto de propulsión mixta. En la propulsión mixta se usan dos combustibles, uno de alta densidad y otro de alto impulso específico, combinados con oxígeno. Este vehículo, que podemos denominar tripropulsante, presenta menor masa seca y tamaño, por la reducción del volumen de los tanques y peso de los motores, debido a la mayor densidad global del combustible, mientras mantiene la ventaja de un alto impulso específico para la fase final de la trayectoria de ascenso. Muchos lanzadores funcionan así de hecho, ya que usan diferentes propulsores en diferentes escalones.

Esto condujo a la idea de utilizar motores capaces de funcionar indistinta o simultáneamente con dos combustibles, dando lugar a los conceptos de motor de doble combustible y motor tripropulsante respectivamente. Ambos tipos de motores se pueden obtener por evolución tanto de motores avanzados de keroseno como de hidrógeno, tal como muestran experiencias realizadas en Rusia a partir del RD-170 (LOx/keroseno) y del RD-0120 (LOx/LH<sub>2</sub>).

Sin embargo, teniendo en cuenta que las características o parámetros de motor que afectan en mayor medida al tamaño y masa seca del vehículo son: impulso específico, relación empuje/peso y densidad global del propulsante (dosado), caben otras posibilidades como el desarrollo de motores de hidrógeno de doble dosado para aumentar la densidad global del propulsante, el uso de toberas **autoadaptables** para aumentar el impulso específico y el empuje del motor, la utilización de materiales compuestos en toberas y tanques de hidrógeno para reducir el peso del motor y de los tanques y,

finalmente, el uso de motores con generador de gas para reducir su peso, aunque también disminuya su impulso específico.

En base a estos argumentos se estableció el sistema de propulsión del vehículo Venture Star, el último proyecto de vehículo SSTO de NASA con capacidad de reducción de costes a 2000 \$/kg. Se eligió un motor de hidrógeno/oxígeno líquidos con ciclo generador de gas y tobera **autoadaptable** porque así disminuye el peso del motor sin penalizar excesivamente el impulso específico. La construcción de tanques con compuestos de carbono y aleaciones de Al-Li daba lugar a otra gran reducción de peso. El programa se interrumpió en 2003, pero esta vez por problemas presupuestarios y de fabricación de los tanques de hidrógeno líquido.

Otros intentos, tanto públicos como privados, incluso con vehículos de dos escalones, han resultado fallidos y, actualmente, se puede decir que la sustitución de lanzadores fungibles por reutilizables está en una verdadera encrucijada. Así en el portal de la ESA se puede leer: “Un lanzador de nueva generación necesita ser flexible, fiable y capaz de colocar satélites en el espacio a coste reducido. ¿Qué tipo de lanzador puede cubrir mejor estos criterios: fungible o reutilizable? Esta es una de las mayores cuestiones que **afrenta** ESA”.

Recientemente NASA ha anunciado el desarrollo de los nuevos lanzadores ARES I y ARES V que configurarán su futuro sistema de transporte y exploración espacial. Estos lanzadores estarán impulsados por motores cohete de propulsante sólido reutilizables y motores cohete de oxígeno líquido/hidrógeno líquido de bajo coste y fiables, pero no reutilizables.

En general, a causa de inmadurez tecnológica, alto riesgo de desarrollo y una muy alta inversión, los programas prometedores de lanzadores reutilizables han sido cancelados o transformados en esfuerzos de desarrollo tecnológico, enfocando a elementos clave como el motor y los materiales.

Por el contrario, la industria turística ha sido galvanizada por el Premio Ansari y otros anuncios importantes, como la creación de la copa Premio X para continuar la nueva carrera espacial. En este evento anual se han establecido premios para diversas modalidades, entre los que destacan el premio a la mayor altura conseguida y al mayor número de pasajeros en un solo vuelo. Asimismo, un millonario de Nevada, Robert Bigelow, ha creado el premio America's Space Prize, dotado con 50 M\$ para la empresa privada capaz de fabricar un vehículo espacial que transporte siete astronautas a un puesto espacial (**hábitat** hinchable lanzado por Bigelow) al final de la década. Más modestamente, ESA ha convocado recientemente un concurso, dotado con 150.000 € para la realización de estudios de viabilidad de lanzadores suborbitales comerciales tripulados.

De modo que varias compañías turísticas en lugar de esperar la existencia de vehículos orbitales reutilizables están intentando desarrollar el turismo espacial con vuelos suborbitales. La industria cuenta con estudios que sugieren la existencia de miles de ciudadanos que pagarían 100000 \$ por una aventura espacial. Las previsiones indican la existencia de un mercado turístico espacial con un volumen de negocio de 500 M\$/año dentro de tres años. Varias compañías confían en las previsiones y trabajan en la oportunidad.

La empresa Virgin Galactic anunció sus planes de ofrecer vuelos suborbitales para grupos de cinco personas, a partir de 2007, con vehículos encargados a la empresa fabricante del SpaceshipOne. La segunda etapa del nuevo vehículo, el SpaceshipTwo, irá propulsada por un motor cohete híbrido heredero del motor del SpaceshipOne. El precio del billete, incluido un curso formativo de tres días de duración, alcanzará al principio 169000 € pero según su presidente, el precio podría ser 40000 € dentro de cinco años y 20000 € dentro de diez años. Los vuelos durarán unas tres horas e incluyen un período de viaje en ingravidez a una altura superior a 100 km.

La compañía Xcor Aerospace ha anunciado el desarrollo del Xerus, un vehículo suborbital de un solo escalón propulsado con motores cohete de keroseno/LOx, ya probados con éxito. La aplicación turística será explotada por la agencia Space Adventure al precio de 98000 \$ por pasajero.

También un consorcio de cinco prominentes compañías europeas está desarrollando el vehículo Enterprise para realizar excursiones suborbitales con cinco personas a una altura de 130 km. El motor, actualmente en desarrollo, es un motor cohete de oxígeno líquido y keroseno. El primer vuelo comercial está planificado para 2010.

Con respecto al sistema de propulsión, hay que señalar que la elección de motores cohete híbridos se basa fundamentalmente en la seguridad, mientras que la de motores de keroseno/LOx está justificada por su mayor impulso específico, menor contaminación, menor mantenimiento y menor coste de los propulsores. La compañía Xcor estima que reponer sus propulsores líquidos costaría unos 3000 \$, mientras que el coste de reposición de los híbridos ascendería a 50000 \$.

A partir del desarrollo de pequeños vehículos reutilizables para la explotación del mercado turístico suborbital, se puede crear una industria para el desarrollo progresivo y sostenido de lanzadores reutilizables orbitales más grandes y complejos.

En el desarrollo de motores cohete de nueva generación para futuros lanzadores son factores clave la fiabilidad y reutilización o vida además de la mejora de performances y reducción de peso y coste ya comentados. Cara a un futuro inmediato, la NASA, por ejemplo, ha establecido como objetivo una tasa de fallo de 1 vuelo por millón de vuelos tripulados. En motores reutilizables de nueva generación el objetivo es conseguir menos de una pérdida de motor por cada 10000 operaciones y una vida de 100 vuelos.

De manera general, para conseguir los altos niveles de fiabilidad requeridos, cualquiera que sea la aplicación, hay que perseguir este objetivo durante todas las fases de desarrollo del motor, desde el inicio o diseño conceptual hasta la fase final de funcionamiento, pasando por el proceso de producción. Los métodos y técnicas a aplicar son los utilizados usualmente en aviación y otros procesos industriales y sanitarios con la dificultad añadida de que la necesidad de obtener altas características propulsivas, mínimo peso y larga vida con bajo mantenimiento, en el caso de los motores recuperables, conduce a la inviabilidad de sobredimensionar el motor y sus subsistemas. Es por esto que en la fase de diseño se deben identificar las piezas o elementos críticos, los modos de fallo y los mecanismos de daño. Luego hay que aplicar modelos de cálculo muy precisos y datos precisos, tanto de las sollicitaciones como de las propiedades de los materiales.

Las piezas críticas del motor son las que trabajan a alta temperatura y están sometidas a fatiga, tanto de alta como de baja frecuencia, las piezas sometidas a desgaste y también las sometidas a fragilización por hidrógeno. Entre estas piezas cabe citar los álabes de turbina, la cámara de combustión, la tobera y el precombustor o generador de gas en su caso.

Maneras obvias de aumentar la fiabilidad es disminuir la temperatura de trabajo o utilizar materiales de mayor resistencia a altas temperaturas y también el desarrollo de nuevos procesos de fabricación que redunden en una reducción del número de piezas. A este respecto, se estima que el número de piezas de los motores de nueva generación puede ser reducido un orden de magnitud.

Durante la fase de funcionamiento del motor hay que monitorizarlo y controlarlo de forma activa. Este es el papel que desempeña el sistema de gestión de salud del motor, dotado con capacidad de detección de fallos, chequeo automático del estado de salud, autodiagnóstico y de algoritmos de ejecución de las medidas apropiadas para la solución o mitigación del problema.

Finalmente, hay que mencionar que con el sistema de gestión de salud del motor se aumenta la vida del mismo, sobre todo si se emplea el control dinámico. Con el control dinámico se evita la sollicitación de los elementos críticos del motor a los sobreesfuerzos que aparecen durante las fases transitorias. Esta tecnología, que fue desarrollada inicialmente para motores cohete, se aplica ahora ampliamente en otros sistemas, como centrales eléctricas de combustibles fósiles y estructuras mecánicas, donde tanto las actuaciones dinámicas como la duración son factores críticos.

### **Exploración robotizada del espacio**

George Bush, al presentar el programa de exploración espacial de EE.UU. (Space Exploration Vision) en enero de 2004, decía: “Hoy día la humanidad tiene el potencial de encontrar contestaciones a las cuestiones más fundamentales sobre la existencia de vida más allá de la Tierra. Las sondas robotizadas han identificado recursos potenciales en la Luna y han encontrado evidencia de agua, **un ingrediente para la vida**, en Marte y en las lunas de Júpiter”.

La exploración científica del espacio no sólo está motivada por la enorme cantidad de beneficios que puede generar y por la existencia potencial de recursos, sino también por motivación intelectual, conocimiento científico y ansia humana de conocer el origen del Universo. Esto ha dado

origen a la Astrobiología o Estudio científico de la vida en el Universo. El objetivo, según Hubbard, Director del NASA Ames Research Center y Doctor Honoris Causa por la U.P.M., es muy sencillo; se trata de responder a estas tres cuestiones: ¿cómo se inició la vida en la Tierra?, ¿existe vida en otros lugares del Universo? y, finalmente, ¿cómo ha evolucionado y cómo evolucionará la vida en el Universo?

Para explorar el espacio no es suficiente realizar sobrevuelos alrededor de los planetas y sus satélites. También hay que descender a su superficie, explorar el suelo y extraer muestras con mecanismos robotizados para analizarlas “in situ” o bien transportarlas de regreso a la Tierra. Para que todo esto sea viable hay que realizarlo con tiempos de viaje inferiores a los actuales y con fracciones de masa útil mayores que las actuales.

Cuando estos requerimientos se imponen al sistema de propulsión se traducen en la necesidad de aumentar el impulso específico de los motores químicos y su densidad de energía. Como el  $I_{sp}$  de los motores químicos está muy próximo a su valor máximo, hay que pensar en otros sistemas potenciales como es el caso de los motores cohete eléctricos, y también hay que pensar en otras fuentes de energía como la solar o nuclear. A continuación vamos a analizar estas posibilidades, su estado de desarrollo y perspectivas.

En motores iónicos los desarrollos tecnológicos abarcan las siguientes categorías: reducción de peso y aumento de vida, del impulso específico, de la potencia y del rendimiento.

La reducción de peso y aumento de vida se pueden conseguir con la utilización de materiales compuestos. En efecto, la utilización de electrodos de carbono-carbono, resistentes a la erosión, aumenta la vida y reduce el peso del motor. Hay que tener en cuenta que el peso de los electrodos es importante. Así, por ejemplo, el motor iónico NSTAR de DS1, tiene unos electrodos de molibdeno cuyo peso es del orden del 25% del peso total del motor.

El aumento de impulso puede conseguirse de forma relativamente fácil entre 3000 y 10000 s, aumentando la tensión de funcionamiento, pero con posible aumento de peso de la PPU y detrimento de la vida del motor, ya que aumenta la velocidad de los iones.

En marzo de 2006 la ESA ha realizado con éxito pruebas en banco de un acelerador electrostático de iones experimental (DS4G) que puede constituir una innovación revolucionaria. En efecto, el motor equipado con 4 rejillas sometidas a una diferencia de tensión de 30 kV es capaz de producir un impulso de 21500 s. Esto significa que este motor es 10 veces más eficiente que el motor del **SMART 1** por ejemplo. Además de la aplicación del motor en la propulsión de sondas interplanetarias se vislumbra su aplicación en la propulsión de sondas interestelares e incluso de vehículos para la exploración humana del espacio. Con una adecuada fuente de energía (10 MW) y cuatro motores que producirían un empuje de 100 N se dispondría de un sistema de propulsión para realizar el viaje de ida y vuelta tripulado a Marte.

Según José González del Amo, Director del Laboratorio de Propulsión Eléctrica en ESA, todavía queda un largo trecho por recorrer y el segundo paso será el desarrollo de un prototipo de vuelo cuyo ensayo en cámaras de vacío dura varios miles de horas, dando lugar a un proceso de larga duración.

En cuanto a potencia existe interés en el desarrollo de un amplio espectro, desde motores de potencia inferior al kW para pequeños vehículos espaciales, a motores entre 5-30 kW para misiones de mayor envergadura como exploración de planetas externos y retorno de muestras.

Los aceleradores de efecto Hall ofrecen muchas ventajas, incluyendo una atractiva combinación de gran impulso específico, en comparación con los químicos, y gran relación empuje/potencia, en comparación con los iónicos.

La aplicación de aceleradores de efecto Hall ha estado limitada históricamente a maniobras en órbita tales como elevación de órbita y mantenimiento de la posición. Para estas aplicaciones se requiere una potencia entre 1.5-5.0 kW, 1500-1800 s de impulso y una vida de 8000 a 10000 h.

Los aceleradores de efecto Hall de alto impulso específico (>3000 s), alto rendimiento y alta potencia (100 kW), son una opción muy atractiva para aplicaciones de propulsión primaria, aunque para estas misiones se requieren avances tecnológicos sustanciales y una vida superior a 8000 h.

Investigaciones recientes han demostrado que se pueden conseguir estas características aumentando el voltaje, mejorando el aislamiento eléctrico, innovando la topografía del circuito magnético y modificando el canal de descarga. Además, usando kriptón como propulsante, también se ha demostrado la posibilidad de obtener impulsos específicos entre 4500-5000 s con buen rendimiento sin variar el voltaje de descarga.

Asimismo, se está estudiando la posibilidad de escalar los aceleradores convencionales a niveles de potencia hasta 500 kW. En NASA ya se ha realizado un diseño conceptual de un acelerador de 500 kW de potencia, y un diámetro de 2 m.

Los motores cohete electromagnéticos estacionarios tienen un alto interés porque pueden procesar eficientemente altas potencias (100 kW-5 MW) en un amplio rango de valores del impulso específico (<4500 s) con alta densidad de empuje. Presentan importantes ventajas sobre los motores cohete químicos en aplicaciones tales como elevación de la órbita de plataformas, misiones de carga lunares y planetarias, misiones de exploración planetaria tanto robotizadas como tripuladas, y misiones de exploración del espacio profundo.

Los propulsores susceptibles de uso son hidrógeno, argón y otros gases no condensables para evitar el depósito del propulsante sobre instrumentos, paneles solares o superficies de radiadores. También se está estudiando el litio líquido, a pesar de su condensabilidad, ya que puede ser almacenado fácilmente en largas misiones espaciales, posee un bajo potencial de ionización, tiene capacidad de autopresurización y alta capacidad refrigerante.

Actualmente, los motores electromagnéticos se encuentran en fase de investigación con el objetivo de mejorar las actuaciones mediante simulaciones numéricas, instalaciones experimentales pulsantes del orden del MW de potencia y en instalaciones estacionarias de 100-500 kW.

En el área de los motores electrotérmicos en los que el calentamiento del propulsante se efectúa convencionalmente por arco eléctrico o por resistencia eléctrica, cabe destacar un nuevo concepto denominado VASIMR (“Variable Specific Impulse Magnoplasma Rocket”). En este motor se calienta hidrógeno o helio mediante antenas de radiofrecuencia hasta una temperatura de  $10^7$  K y se acelera en una tobera magnética, obteniéndose un impulso de 30000 s. Una característica importante es que el motor funciona a potencia constante pero a impulso y empuje variables, lo que posibilita optimizar el funcionamiento en crucero y la capacidad de maniobra en las proximidades de los planetas. Sus posibles aplicaciones son sondas interplanetarias robotizadas rápidas con potencias del orden de 100 kW y en vehículos tripulados a Marte con una potencia de 10 MW.

La idea se debe al astronauta Chang Díaz y actualmente la está desarrollando un equipo dirigido por el propio Chang Díaz en colaboración con la NASA y cooperación internacional. Como problemas de desarrollo cabe citar la tobera magnética, las supermagnetos y la refrigeración del motor.

Volviendo a la necesidad de nuevas fuentes de energía, el tema es más problemático. En lo primero que se piensa es en la energía solar, pero hay que señalar que los paneles solares usados para obtener energía eléctrica también tienen importantes limitaciones de potencia/peso.

La experiencia en el uso de paneles solares, tanto en órbita terrestre como en el viaje realizado por el DS1 al asteroide Mc Auliffe y el **SMART 1** a la Luna, ha demostrado su estabilidad y resistencia a la radiación.

Actualmente se fabrican paneles solares con una potencia específica de 50 W/kg en órbita terrestre y una tensión de salida entre 90-120 V. Con las mejoras tecnológicas en rendimiento, materiales y estructuras se espera aumentar la potencia específica a 70-80 W/kg y también la tensión de salida a 500-600 V. Así se simplifica el diseño y se reduce el peso de la unidad de proceso de potencia en motores que funcionan con una tensión más alta.

Cuando nos acercamos al Sol, la relación potencia/peso de los paneles solares aumenta debido al aumento de radiación, favoreciendo el uso de los motores cohete solar-eléctricos. Como misión típica con un motor cohete solar-eléctrico, cabe citar la misión Bepi-Colombo a Mercurio, en honor al científico Giuseppe Colombo, quien estudió el movimiento orbital de Mercurio en detalle. El vehículo Bepi-Colombo será lanzado en 2008 para investigar el origen del planeta y sus características. El viaje durará unos seis años. Su motor iónico tiene un empuje de 200 mN y un impulso específico de 4000 s.

Uno de los problemas a resolver son las temperaturas operativas del motor en Mercurio, ya que el nivel de radiación es 10 veces superior al de la Tierra.

Al alejarnos del Sol, como ocurre en la exploración de los planetas exteriores, es decir más allá de Marte, la relación potencia/peso de los paneles solares disminuye hasta el punto que hace inviable el uso de la energía solar, siendo necesario el uso de otra fuente de energía como la energía nuclear.

El uso de la energía nuclear es un tema polémico y controvertido que provoca, no sin razón, alarma social. Sin embargo, la energía nuclear constituye una elección obvia y natural para los vehículos espaciales que funcionan en las frías oscuridades de la región externa del sistema solar o en entornos hostiles similares, donde el flujo de energía solar es débil. Gracias a la energía nuclear, continúa la edad dorada de la exploración planetaria con Galileo suministrando excitantes y nuevas imágenes de Júpiter y sus satélites, y más recientemente con Cassini, desvelando el misterio de los anillos de Saturno.

Las fuentes de energía nuclear proporcionan importantes beneficios a los vehículos espaciales, incluyendo larga vida, insensibilidad al medio ambiente exterior (radiación y polvo), independencia del Sol y alta fiabilidad.

Básicamente hay tres formas de explotar la energía nuclear: a partir de isótopos radiactivos, mediante reactores nucleares de fisión y con reactores de fusión<sup>2</sup>.

En cualesquiera de los tres casos mencionados se produce energía térmica. A efectos propulsivos, la energía térmica se puede utilizar de dos formas diferentes. De forma directa, esto es, calentando el propulsante (hidrógeno) que fluye por el reactor y luego es acelerado en una tobera, procedimiento denominado propulsión nuclear-térmica; y de forma indirecta, produciendo electricidad como en una central nuclear y utilizando la energía eléctrica en un motor cohete eléctrico. A esta forma de propulsión se la conoce con el nombre de propulsión nuclear eléctrica.

Hasta el momento no se han usado los isótopos radiactivos como fuente de energía en propulsión, pero se está estudiando su uso en la modalidad nuclear-eléctrica en misiones más allá de Marte, fundamentalmente científicas y con pequeños vehículos que requieran una potencia inferior al kW. Su uso para mayores potencias no resulta competitivo por razones de peso y tamaño.

En cambio, hay una dilatada experiencia en generación de energía eléctrica en el espacio con el isótopo radiactivo Pu<sup>238</sup>, mediante el efecto termoelectrico. Los dos Voyager, por ejemplo, llevan más de 30 años de funcionamiento pleno en el espacio y siguen funcionando gracias a los tres generadores termoelectricos de radioisótopos con los que van equipados. Los Viking "landers" funcionaron durante 6 años en el frío y polvoriento ambiente de Marte gracias a su generador termoelectrico. Incluso misiones a la Luna, incomparablemente más cerca del Sol, utilizan generadores termoelectricos debido a la larga noche lunar (14 h/día).

La experiencia existente en generación de energía eléctrica en el espacio con reactores nucleares de fisión es más bien escasa. A partir de 1960 Rusia lanzó varios generadores y ostenta el record de potencia, 5 kW, con su reactor Topaz 1, lanzado en 1987. EE.UU. ha lanzado al espacio un solo reactor de fisión para generación de energía eléctrica en 1965. Posteriormente, hasta 1993, se trabajó en el desarrollo de un generador de 100 kW y se efectuaron ensayos en tierra. No obstante, el proyecto JIMO (Júpiter Icy Moons Orbiter) de la NASA, iniciado en 2003, podría ser la primera misión en utilizar la energía nuclear-eléctrica como fuente de potencia y propulsión. El objetivo del vehículo es visitar las lunas heladas de Júpiter, especialmente Europa, Ganimedes y Calisto, ya que estas lunas pueden contener océanos de agua, entorno en el cual se pudo desarrollar vida en el pasado o quizás puedan soportar vida en el presente.

En la modalidad de propulsión nuclear-térmica con reactores de fisión existen importantes desarrollos que es interesante mencionar. A partir de la demostración práctica de la energía nuclear en 1942 empezaron a aparecer diversos estudios y diseños de aplicación a motores cohete. Posteriormente se realizaron desarrollos experimentales, tanto en EE.UU como en Rusia, incluyendo ensayos en tierra. En particular, dentro del programa americano NERVA (1955-1970), se desarrolló la serie de motores Phoebus para el lanzador de un vehículo tripulado a Marte. El Phoebus 2A, ensayado en 1968, funcionó

---

<sup>2</sup> Como los reactores de fusión no están todavía desarrollados su posible aplicación no será tratada aquí.

durante 12.5 minutos a una potencia de 4000 MW, incluyendo un re arranque. Todos los trabajos fueron interrumpidos al comienzo de los 70 con motivo de la prohibición de realizar ensayos en la atmósfera. Sin embargo, se ha continuado con diversos estudios y ensayos de elementos utilizando energía eléctrica como fuente térmica sustitutiva de la fuente de energía nuclear.

En 2003, por su importancia e interés, la Iniciativa de Sistemas Nucleares de NASA **pasó** a llamarse Proyecto Prometeo, por el famoso titán de la mitología griega que dio un salto a la civilización humana con su regalo de fuego. Las tres áreas de mayor envergadura son: desarrollo de generadores eléctricos de isótopos radiactivos, desarrollo de reactores de fisión (espaciales) para generación de energía eléctrica y propulsión eléctrica y posible extensión a propulsión nuclear térmica en función de las necesidades del viaje tripulado a Marte. El objetivo del proyecto es aumentar de forma significativa la potencia de los vehículos espaciales, lo que permitirá una exploración más ambiciosa del sistema solar y un mayor retorno científico.

Las oportunidades abiertas por estos nuevos motores cohete nucleares son muy amplias. Por ejemplo, se podrá ir a Europa en dos años, aterrizar y despegar de la superficie de los cuerpos explorados y traer muestras a la Tierra. Podremos viajar a la Luna en 24 horas y a Marte en 60 días, disminuyendo de forma dramática la exposición de los astronautas a la radiación cósmica. Finalmente, un vehículo propulsado por un motor cohete nuclear puede ser el primero en viajar a la estrella Alfa Centauro.

Un aspecto crucial para el uso de la energía nuclear es la seguridad, tanto en la fase de desarrollo del sistema como durante su funcionamiento y después del mismo.

Con respecto al uso de generadores termoeléctricos con radio-isótopos, los críticos temen la explosión de lanzadores o el retorno de sondas a la atmósfera, causados por errores de navegación y la subsiguiente dispersión de partículas de  $\text{Pu}^{238}$  en la misma. Si el plutonio pulverizado es inhalado resulta letal debido a la emisión de partículas alfa. NASA y DOE argumentan que estos generadores se diseñan, construyen y ensayan para resistir al fuego, a la explosión y a los impactos.

En cambio, la radiactividad del uranio puro de los reactores de fisión es despreciable y no es más peligroso de manejar que la piedra de granito. El motor cohete nuclear de fisión, por tanto, es seguro y no radiactivo antes de su primer arranque.

La radiación producida durante el funcionamiento del motor y después de su uso debe ser considerada con especial atención. En efecto, como resultado de la reacción de fisión se producen fragmentos radiactivos, neutrones, partículas alfa y beta y rayos  $\gamma$ . Las partículas alfa y beta y los fragmentos pierden su energía por interacción con los componentes del reactor y quedan retenidos en el núcleo del reactor con las medidas y dificultades que luego comentaremos. Los neutrones y rayos  $\gamma$  más penetrantes, generan un flujo que atraviesa el cárter del motor y resulta peligroso para los humanos y equipos que deben ser protegidos mediante apantallamiento con materiales apropiados. El apantallamiento penaliza el peso del motor, de modo que su diseño, colocación, espesor y forma geométrica, debe ser estudiado a fondo y optimizado.

La radiactividad del chorro es mínima para un motor bien diseñado, pero puede haber escapes de fragmentos radiactivos, tal como ocurrió durante el programa NERVA. Para evitar los escapes, el material combustible está encapsulado con materiales refractarios resistentes y compatibles con el flujo de hidrógeno refrigerante, como carburos de niobio o circonio, tungsteno, renio, iridio, etc. Aún así, el escape se puede producir por erosión química de la cápsula, rotura o formación de grietas. Este es el peligro de utilizar el motor en la atmósfera o de realizar ensayos en tierra. De modo que este motor debe ser lanzado inactivo y el primer arranque efectuado en el espacio. El peligro está en el retorno a la Tierra de un reactor de fisión activo, como consecuencia de un error o accidente, que originaría la dispersión de material radiactivo en la atmósfera. Los ingenieros deben diseñar un sistema imposible de activar, salvo cuando está con seguridad lejos de la Tierra y tomar muchas medidas redundantes para prevenir el arranque accidental del reactor.

El motor, radiactivo después de su uso, debe ser desechado de forma segura. Se ha pensado en dirigirlo hacia el Sol o autopropulsarlo a una trayectoria cementerio fuera del encuentro con planetas y humanos durante el tiempo necesario para la desaparición de la actividad radiactiva.

En lo que concierne a los ensayos en tierra con motores nuclear-térmicos, no se puede correr el riesgo de emitir productos de fisión a la atmósfera. En consecuencia, hay que confinar el chorro. Se pueden realizar ensayos bajo tierra. Según expertos hay otras ideas, aunque muy costosas, ¿cuáles? Habrá que emplear una gran dosis de imaginación para resolver el problema.

### **Viaje tripulado a Marte**

El primer estudio acreditado se debe a von Braun y fue publicado en 1949. Von Braun proyectó una misión tripulada a Marte utilizando propulsión química y una trayectoria de mínima energía (Hohmann). La misión consistía en una fase de tránsito Tierra-Marte de 260 días, un tiempo de residencia en Marte de 449 días y retorno Marte-Tierra en 260 días. El vehículo era de gran tamaño y por tanto de alto coste, pero seguro.

Desde entonces, el trabajo realizado es impresionante, se pueden citar hasta 243 estudios o informes técnicos hasta el año 2000. Estos estudios representan una valiosa información para el planeamiento de futuras misiones tripuladas a Marte, dado que muchos aspectos técnicos y de planificación están vigentes.

En 1989 NASA realizó un informe bien documentado en el que se incluía el diseño, el programa de realización y el presupuesto de la misión. Sometido al Congreso para su aprobación fue rechazado por su alto coste, 400.000 M\$ de entonces.

Para reducir el coste, los científicos Zubrin y Baker presentaron un estudio innovador y lleno de imaginación en 1990, denominado “Mars Direct”, cuyo presupuesto era de 30.000 M\$. Este estudio presenta las siguientes peculiaridades: viaje directo de carga y tripulación por separado sin aparcamiento ni ensamblajes en órbita, propulsión química, y producción de propulsante “in situ”.

Partiendo del estudio, Mars Direct NASA ha elaborado diferentes versiones de viaje para aumentar la seguridad, reducir el tiempo total de la misión, la masa total de lanzamiento y, en definitiva, el coste. Estas versiones constituyen una referencia con las que comparar y contrastar otros proyectos, estudios o arquitecturas. Las dos últimas versiones de referencia conocidas son de 1999. En una se utiliza energía nuclear y en la otra solar/química.

En la versión nuclear, se ensamblan en la órbita terrestre tres vehículos equipados con propulsión nuclear térmica, utilizando para ello seis lanzadores. El primer vehículo lleva una carga formada por un generador nuclear de 100 kW, un conjunto de pequeños compresores, una unidad automática de procesamiento químico, pequeños “rovers” científicos e hidrógeno líquido. También lleva un vehículo equipado con motores de oxígeno y metano líquidos para el regreso de la tripulación desde Marte a la órbita. La carga llega a la atmósfera de Marte ocho meses después y amartiza utilizando aerofrenado y paracaídas. Después del amartizaje se activa el generador para alimentar a los compresores y a la planta de procesamiento químico, donde se produce el agua y oxígeno necesarios para la supervivencia de los astronautas durante su estancia en Marte. También se produce metano y oxígeno líquidos para los motores del vehículo de retorno. El segundo vehículo es un módulo habitación para la tripulación en la superficie de Marte. El tercer vehículo es un vehículo de transferencia orbital con el que la tripulación realiza el viaje entre las órbitas de la Tierra y Marte. Allí la tripulación efectúa el trasbordo al módulo habitación con el que desciende mediante aerofrenado a la superficie de Marte y amartiza en las proximidades de la primera carga. Durante el tiempo de permanencia en Marte, un año y medio, la tripulación realiza investigaciones científicas y extensivas exploraciones de la superficie. A la conclusión de la misión, la tripulación asciende a la órbita de Marte con el vehículo de ascenso, efectúa el trasbordo al vehículo de transferencia orbital y regresa a la órbita terrestre.

En la versión que utiliza energía solar/química, los tres vehículos son remolcados desde la órbita terrestre baja a la órbita terrestre alta utilizando un vehículo remolque reutilizable, propulsado con un motor cohete solar-eléctrico de 800 kW de potencia y un impulso específico del orden de 2500 s. El viaje desde la órbita terrestre alta a la órbita de Marte se realiza con motores cohete químicos. Además del remolcador se necesita un vehículo taxi que transporta a la tripulación a la órbita terrestre alta donde embarca en el vehículo pilotado. Esto se hace así porque el viaje en el remolcador sería demasiado largo.

Con las dos opciones propulsivas, el viaje se realiza en el mismo tiempo total, 945 días, y la carga inicial necesaria en OTB es también parecida, del orden de 420 toneladas.



En 2004 la Agencia Espacial Europea realizó un estudio de evaluación de un viaje tripulado a Marte para seis astronautas en 2033 con propulsión química. El estudio no pretende definir una misión humana a Marte de referencia de ESA, sino iniciar un ciclo iterativo que conduzca a la definición de la estrategia de exploración y de los requerimientos de la misión. La misión se inicia con el ensamblaje en órbita de un único vehículo de 1357 toneladas durante 4-6 años, tras 28 lanzamientos con diversos lanzadores. El vehículo consta de un módulo de propulsión, un módulo habitación, un vehículo de excursión a Marte y una cápsula de reentrada a la Tierra. El viaje dura 962 días, aunque la estancia en Marte es sólo de 30 días por falta de recursos. Otros inconvenientes son: alta masa inicial debido a la gran masa del módulo habitación y a la de propulsante (89.4% del peso total del vehículo) y baja seguridad porque los fallos del sistema de propulsión no pueden ser solventados sin penalizar de forma aceptable la misión.

Recientemente se ha realizado un estudio por expertos de NASA Marshall y de la compañía SAIC para evaluar diferentes opciones propulsivas con las que realizar el viaje tripulado a Marte en un año, como premisa. Se estima que los astronautas podrían tolerar, durante este período de tiempo, la exposición a la radiación espacial, los problemas de descalcificación ósea en gravedad reducida y los efectos psicológicos del aislamiento. Además de las opciones propulsivas mencionadas anteriormente, se han considerado también otras opciones como la propulsión nuclear eléctrica, ya sea con un motor electromagnético o con el VASIMR y la propulsión totalmente solar-eléctrica. Los factores de mérito más relevantes a efectos de la evaluación incluyen: masa inicial en OTB, tiempo total de la misión, número de elementos en vuelo, número de lanzamientos a la órbita terrestre, exigencia de desarrollo de alto nivel y problemas de ejecución.

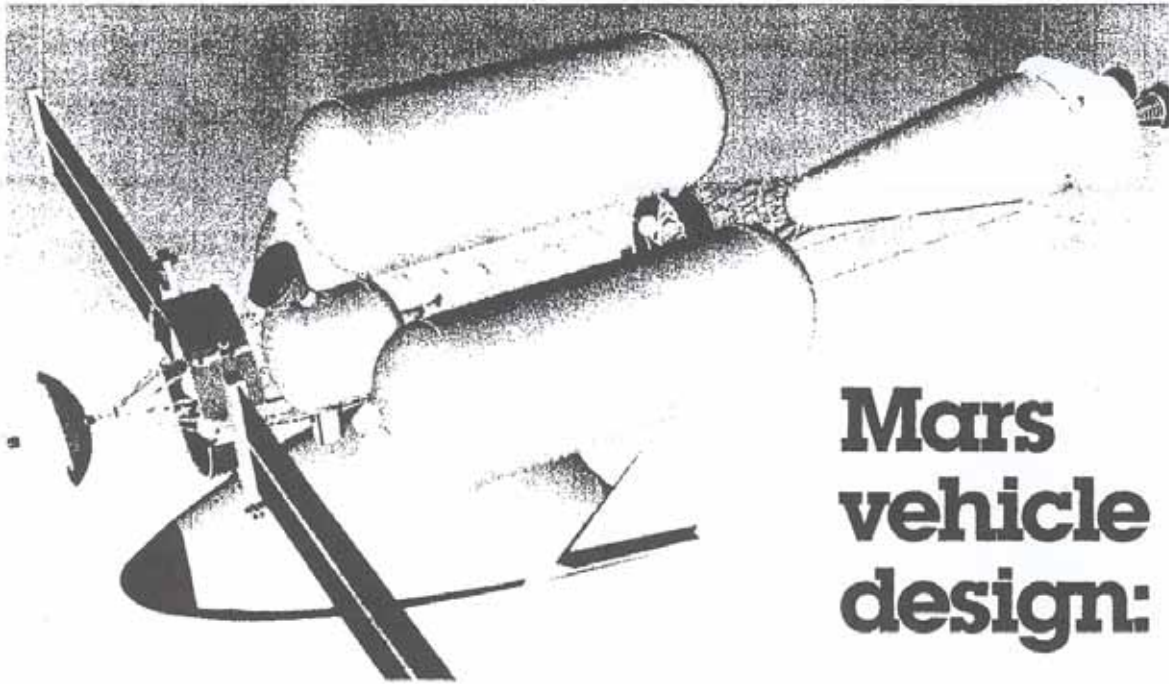
Los resultados de la evaluación fueron los siguientes:

- a. El viaje tripulado a Marte constituye un desafío de gran dificultad para todas las misiones y opciones propulsivas consideradas.
- b. Para misiones tripuladas de menos de un año de duración, la variable que domina el problema es la relación empuje/peso del sistema de propulsión, contrariamente a lo que sucede con misiones de mayor duración (2 o más años), en las que la variable más relevante es el impulso específico. En consecuencia, los sistemas de propulsión de alto impulso específico pero baja relación empuje/peso difícilmente pueden ser utilizados en viajes de duración inferior a un año.
- c. La propulsión química no es atractiva debido a la alta masa inicial requerida en la órbita terrestre baja, 3550 toneladas (la mayor parte propulsante ~ 3000 tm), y al elevado número de lanzamientos (47).
- d. Igualmente, con la propulsión solar-eléctrica se requiere una alta masa inicial en órbita, 3942 tm, y efectuar 121 lanzamientos a la órbita terrestre, debido a la gran masa seca de este sistema, alrededor de 1600 tm. Hay que señalar, además, el excesivo tamaño de los paneles solares.
- e. La opción mixta SEP/química requiere una masa inicial en órbita terrestre baja de 1300 tm con 44 lanzamientos, aunque no se ha contabilizado la masa del remolcador solar. En consecuencia, este concepto puede resultar atractivo, únicamente, en el caso de que exista el remolcador solar y esté situado en órbita para realizar la misión. En general, caso de existir dicho vehículo y la infraestructura que necesitaría es probable que todos los otros conceptos considerados se beneficiarían del mismo.
- f. Dentro de la propulsión nuclear, la opción nuclear-eléctrica con VASIMR presenta la menor masa inicial de lanzamiento, 405 tm, y el menor número de lanzamientos a la órbita, 14; seguido de la opción nuclear térmica con 685 tm y 23 lanzamientos.

No obstante, los evaluadores consideran que la opción nuclear-térmica es más atractiva por razones de madurez tecnológica, dado el estado de desarrollo del motor VASIMR y de los generadores de energía nuclear-eléctrica comparados con el del sistema de propulsión nuclear-térmica.

Como se habrá podido observar, el tinglado y montaje de los distintos proyectos es impresionante y las dificultades insalvables hasta el momento. Queda mucho por hacer, especialmente en lo que respecta al sistema de propulsión. Por tanto, se entienden fácilmente las palabras de Piero Messina, coordinador

del Programa Aurora en ESA: “Es improbable que Europa realice por sí sola una misión a Marte. Igualmente, yo pienso que hoy en día es improbable que Estados Unidos la realice sola”.



# Mars vehicle design:

