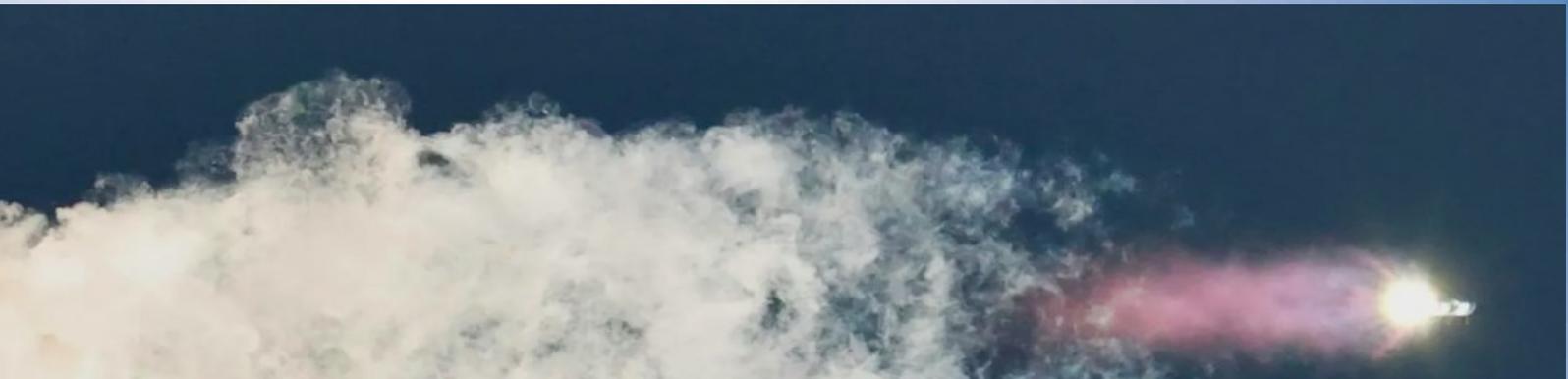




ACADEMIA DE LAS CIENCIAS
Y LAS ARTES MILITARES

Serie de monografías y ensayos
Número 11



Propulsores en el espacio exterior o ultraterrestre

Manfredo Monforte Moreno

Noviembre de 2024



ACADEMIA DE LAS CIENCIAS
Y LAS ARTES MILITARES

Serie de monografías y ensayos
Número 11

Propulsores en el espacio exterior o ultraterrestre

Manfredo Monforte Moreno
Academia de las Ciencias y las Artes Militares

Índice de contenido

Resumen	i
Abstract	i
Sobre el autor	iii
Introducción	1
Antecedentes.....	2
La propulsión hasta la órbita	5
La propulsión en el espacio	10
<i>Necesidad del control de actitud en el espacio.....</i>	<i>10</i>
<i>Eyectores de gas inerte.....</i>	<i>14</i>
<i>Sistemas de eyección de gas caliente.....</i>	<i>15</i>
<i>Motores de eyección de hidracina</i>	<i>17</i>
<i>Sistemas propulsores de combustible sólido.....</i>	<i>19</i>
<i>Bipropulsores</i>	<i>20</i>
<i>Propulsión eléctrica.....</i>	<i>20</i>
El problema de las órbitas bajas	22
Residuos espaciales	24
Conclusiones	25
Referencias bibliográficas:	26

Nota: Las ideas y opiniones contenidas en este documento son de responsabilidad de los autores, sin que reflejen, necesariamente, el pensamiento de la Academia de las Ciencias y las Artes Militares.

Propulsores en el espacio exterior o ultraterrestre

Manfredo Monforte Moreno
Academia de las Ciencias y las Artes Militares

Resumen

El problema de la propulsión hasta la órbita y el control de actitud de los ingenios espaciales en ausencia de atmósfera (posición relativa del móvil respecto a una referencia inercial), impone una serie de condiciones en el diseño de los sistemas propulsores. No se trata de producir grandes aceleraciones y empujes, como en el caso de los motores primarios, sino de lograr el control de guiñada, alabeo y balanceo del vehículo o misil mediante una repetición de pequeños impulsos de precisión. Señales eléctricas procedentes del sistema de guiado y control provocan la apertura de válvulas que regulan el flujo de propulsante en motores con empuje muy pequeño y permiten ajustes de trayectoria y actitud muy precisos

Palabras clave

Propulsor, espacio, órbita, impulsión, propulsión, combustible

Abstract

The problem of propulsion to the orbit and attitude control of space devices in the absence of an atmosphere (relative position of the mobile with respect to an inertial reference), imposes a series of conditions in the design of propulsion systems. It is not a matter of producing large accelerations and thrusts, as in the case of prime engines, but of achieving yaw, roll and roll control of the vehicle or missile through

a repetition of small precision impulses. Electrical signals from the guidance and control system cause valves to open that regulate the flow of propellant in engines with very little thrust and allow very accurate changes of trajectory and attitude adjustments.

Key words

Propellant, space, orbit, drive, propulsion, fuel

Sobre el autor

Manfredo Monforte Moreno

Manfredo Monforte Moreno nació en la Fábrica de Pólvoras de Murcia en 1957.

Egresó de la Academia General Militar en 1979 como teniente de Artillería. Posteriormente cursó la carrera de Ingeniería de Armamento, finalizando los estudios en 1987. Ha ocupado diversos destinos en la Dirección General de Armamento y el Cuartel General del Ejército. Sus últimos destinos se desarrollaron como Jefe de Ingeniería del Mando de Apoyo Logístico del Ejército y Subdirector General de Sistemas Terrestres en el INTA.

Pasó a la reserva como General de División en diciembre de 2019.

Es doctor ingeniero de armamento, máster MBA por la Universidad de Houston, Tecnologías de Información y Comunicaciones por la Politécnica de Madrid, graduado en adquisiciones de la OTAN y en Defensa Nacional por el CESEDEN.

Es académico de número de la Academia de las Ciencias y las Artes Militares, además de su Secretario general, Vicedecano del Colegio Oficial de Ingenieros de Armamento y miembro del Foro Social de la Universidad de Córdoba.

Propulsores en el espacio exterior o ultraterrestre

Introducción

Los sistemas de propulsión espacial incluyen aquellas tecnologías capaces de impulsar una nave por el espacio, lo que no implica ausencia total de atmósfera, ya que, en órbitas bajas, como LEO (*Low Earth Orbit*, de 150 a 2000 km de altura, es decir entre la atmósfera y el cinturón de radiación de Van Allen), el efecto de la resistencia del aire es apreciable. Debido al vacío relativo del espacio exterior, cualquier aceleración deberá basarse en el principio de acción-reacción, ya que no es posible el uso de superficies aerodinámicas que modifiquen los parámetros de vuelo. Por tanto, si un objeto expulsa parte de su masa en una dirección, el resto del objeto se desplazará en sentido contrario.

En el espacio, el empuje de los motores se regula por medio de pulsos o del control del flujo de la masa propulsora. Este último sistema es extremadamente complejo y debe ser muy preciso, por lo que en casi todos los casos se recurre al empuje pulsado con variación de la duración del pulso o bien a introducir una modulación de su frecuencia.

Parámetros referentes al pulso, como su duración mínima, su frecuencia máxima de repetición, su anchura y la repetibilidad del valor del empuje obtenido, son función del tipo de motor de que se trate. Para su elección se deben cuantificar los momentos de inercia del vehículo, la posición del centro de masas, los pares previstos y cuantos parámetros puedan afectar al problema del control. A partir de ellos, se elige el tipo de motor, las boquillas que hay que emplear, el propulsante más adecuado, el número y posición de los motores, etc.

El estudio y la descripción de los sensores de actitud y del subsistema electrónico de control escapan a la finalidad de este trabajo; no obstante, se abordará esta materia en los epígrafes en que sea necesaria su consideración. Tampoco se hará hincapié en los problemas de dinámica asociada al problema del control de actitud, perfectamente estudiados por Kaplan, Wertz, Hughes o Agrawal durante las últimas décadas.

El motor empleado para la propulsión de naves espaciales no puede necesitar oxígeno exterior para su funcionamiento, pues en la trayectoria ascendente desde el suelo el motor cohete es el único capaz de proporcionar el empuje necesario y en el espacio exterior no lo hay o está muy enrarecido. Por tanto, estos motores, sean de propulsante líquido o sólido, deben contener el combustible y el comburente integrados en él. En general, los motores cohete generan un gran empuje, aunque no suficiente para recorrer grandes distancias. Para eliminar este inconveniente, se están desarrollando nuevos motores iónicos que anuncian una eficiencia del orden de diez veces mayor. Entre las alternativas a los motores a reacción se encuentran las velas solares, capaces de obtener impulso a partir de la radiación solar e incluso de rayos láser o de microondas enviados desde la Tierra. No se puede descartar tampoco que en un futuro lejano sean viables otros métodos de propulsión más exóticos, como los «motores de curvatura» o motores *warp*¹.

Antecedentes

Hacia el año 400 a.C., el griego Arquitas impulsó sobre unas cuerdas un ingenio de madera mediante vapor de agua, siendo la primera referencia a un objeto movido por el principio newtoniano de acción y reacción. Tres siglos más tarde se desarrolló el llamado motor de Herón, un cohete impulsado también por vapor de agua, pero del que no se conoce ninguna aplicación práctica.

En China, durante el primer milenio de nuestra Era, se desarrolló toda una industria que usaba mezclas combustibles para fabricar fuegos artificiales y los primeros cohetes impulsados por un propulsor sólido. Dichas mezclas fueron evolucionando hasta obtener la pólvora negra que llegaría a Europa de la mano de los árabes y protagonizaría las guerras durante más de seis siglos.

Viejas recetas de pólvora primitiva se encuentran escritas en el *Liber Ignium ad Comburendos Hostes* (Libro del fuego para quemar al enemigo, con 35 recetas secretas) de Marco Greco. En dicho texto, cuya fecha de edición no está bien determinada, se da un método de afino del salitre (receta 14). Entre las fórmulas del *Liber Ignium* las más antiguas fueron traducidas del árabe entre 1182 y 1225. Lo que parece seguro es que todas las referencias anteriores a 1240 trataban de sustancias incendiarias que no incorporaban el salitre en su composición.

¹ El empuje por curvatura o *warp drive*, también llamado impulso de deformación o impulso de distorsión, es una forma actualmente ficticia de propulsión y no disponible salvo en la ciencia ficción. Este tipo de propulsión se basaría en curvar o distorsionar el espacio-tiempo, de tal manera que permita a la nave acercarse al punto de destino a velocidades superiores a la de la luz.

Las recetas más antiguas de la pólvora negra —seis, as y as, 6 partes de salitre (nitrato potásico más o menos refinado), una (as) de azufre, elemento que proporciona su olor característico y una (as) de carbón vegetal, responsable del color negro de la mezcla— se mantuvieron en secreto durante décadas. Usada inicialmente en cantería, construcción de carreteras y eventos festivos, pronto se vio su utilidad para lanzar objetos pesados a distancia gracias a su confinamiento en un tubo lanzador. Hacia finales del siglo XIX aparecieron los propulsores de base nitrocelulósica y otras sustancias explosivas que sustituyeron con ventajas a la pólvora negra como propulsante y carga de proyectiles.

Los primeros motores cohete usados a partir del siglo XIII consistían en un tubo de hierro dulce martillado de aproximadamente 20 cm de largo y un diámetro de entre 4 y 8 cm, cerrado en un extremo y atado a una vara de caña de 1,2 m de largo. El tubo de hierro actuaba como cámara de combustión y contenía pólvora negra bien atracada como propulsor. Un cohete con unos 500 g de pólvora tenía un increíble alcance de 1 km. Iban equipados con hojas cortantes que inducían auténtico terror entre las tropas enemigas.

La tecnología cohete no evolucionó hasta que en el siglo XIX el ruso Tsiolkovsky propuso la posibilidad de fabricar motores cohete propulsados por líquidos, una idea que no pudo desarrollarse hasta la invención de la tobera Laval por Robert Goddard, quien logró duplicar el empuje y multiplicar la eficiencia. Los experimentos con cohetes de combustible líquido comenzaron en Alemania en los años 20 promovidos por la sociedad para vuelos espaciales. Posteriormente, en 1934, estos trabajos, originalmente civiles, se transformaron en actividad oficial financiada y controlada por la Wehrmacht, que proporcionó unas instalaciones de investigación en Brandeburgo. Se trataba de incrementar la eficacia de los cohetes y convertirlos en armas viables. En esos años, los alemanes Wernher von Braun y Hellmuth Walter, instalaron motores cohete de propulsor líquido en aviones militares. El problema que se encontraron en su desarrollo era el calentamiento de la tobera, que acababa destruida en pocos segundos. La solución de enfriarla no era viable, por lo que cohetes como el V2 utilizó alcohol diluido como propulsante, ya que presentaba una temperatura de combustión relativamente baja.

Tras la segunda Guerra Mundial la Unión Soviética invirtió enormes recursos en el desarrollo de nuevos motores de propulsante líquido, liderando con ello la carrera espacial. El 3 de noviembre de 1957 la nave *Sputnik 2* orbitó la Tierra con la famosa perra Laika en su interior. Antes ya se había puesto en órbita un ingenio parecido sin material biológico en su interior. Se trataba de una cápsula cónica de cuatro metros de altura y una base de dos metros de diámetro. Contenía varios compartimentos destinados a alojar transmisores de radio, sistemas de telemetría y control climático de la cabina e instrumental científico. En una cabina sellada y

separada del resto viajaba Laika. Los datos biológicos y de ingeniería se transmitían a la Tierra durante 15 minutos por cada órbita. A bordo había dos espectrómetros destinados a medir la radiación solar (emisiones ultravioleta y rayos X) y los rayos cósmicos. El Sputnik 2 no llevaba cámara de televisión, aunque posteriormente la incorporó en otros lanzamientos con perros en su interior, como en el Sputnik 5.

En septiembre de 1959 la Unión Soviética lanzó la sonda *Luna 2*, de un diámetro un poco superior a un metro, situada en la ojiva de un cohete Vostok. Dado que el ingenio no contaba con actuadores para modificar su trayectoria, el único objetivo era llegar a la Luna y estrellarse en su superficie. La sonda se convirtió así en el primer ingenio terrestre que llegaba a nuestro satélite. El viaje duró poco más de un día, y en el camino la sonda envió datos proporcionados por varios contadores Geiger, un magnetómetro, un sensor de radiación electromagnética y detectores de micrometeoritos.

Hacia 1960 se desarrolló un motor cohete con peróxido de hidrógeno y queroseno, descomponiendo catalíticamente el peróxido en vapor de agua y oxígeno para impulsar las turbinas antes de la combustión con el queroseno en la cámara de combustión principal. Con ello se logró una gran eficiencia y se demostró la viabilidad de la combustión por etapas.

Los primeros motores de hidrógeno líquido exitosos fueron desarrollados en Estados Unidos en 1962. Esta tecnología se empleó como parte del proyecto Apollo; usar hidrógeno líquido como combustible da una masa relativamente pequeña, reduciendo así el tamaño y coste del vehículo. Por otro lado, la tecnología criogénica necesaria para manipular el hidrógeno líquido es compleja.

En 1865, Julio Verne había propuesto, en su obra *De la Tierra a la Luna*, un viaje de unas 97 horas con un proyectil tripulado lanzado mediante un enorme cañón. Cinco años más tarde, el mismo autor publicaría *Alrededor de la Luna*, obra complementaria a la primera y dotada de cierto rigor científico. No obstante, Verne no supo calcular las enormes aceleraciones a las que los tripulantes estarían sometidos durante el despegue y que, a buen seguro, hubiese acabado con sus vidas durante el disparo.

Un siglo más tarde, en plena carrera espacial, los Estados Unidos de América lanzaron el proyecto secreto HARP (*High Attitude Research Project*) encabezado por el doctor Gerard Bull, con quien tuve la oportunidad de trabajar a finales de los 80 del siglo pasado en su empresa *Space Research Corporation* con sede en Bruselas, ciudad en la que años después fue asesinado.

El objetivo del proyecto HARP, desarrollado entre 1961 y 1967 en Barbados, era estudiar la viabilidad de lanzar proyectiles fuera de la atmósfera terrestre mediante el empleo de cañones, evitando así la utilización de cohetes. Se realizaron numerosos disparos llegando a obtener un alcance de 600 km, una altura máxima de 180 km (ya en zona LEO) y una nada desdeñable velocidad inicial de 2100 m/s muy alejada de los casi 10.000 m/s necesarios para entrar en órbita baja estable.

Las aceleraciones durante el disparo en el ánima del cañón superaron los 11.500 G, por lo que ningún dispositivo electrónico resistiría tales solicitaciones. Por este motivo, el proyecto fue abandonado y todo el esfuerzo se volcó en el desarrollo de potentes motores cohetes, como el Saturno V, que en 1967 permitió al ser humano pisar la Luna por primera vez.

La propulsión hasta la órbita

Un motor cohete es un generador de empuje mediante la expulsión a gran velocidad de masa en dirección contraria a la de la generación de la fuerza, como dicta la tercera ley de Newton. Emplean una reacción de combustión para suministrar la energía necesaria para acelerar la masa expulsada.

Los motores cohete presentan una gran relación empuje/masa que los convierte en los únicos sistemas capaces de proporcionar la energía necesaria para la puesta en órbita de ingenios pesados, siendo su consumo específico relativamente bajo en comparación con los reactores jet. La mayor parte de los motores cohetes se basan en reacciones químicas altamente exotérmicas. Podemos distinguir entre ellos:

- *Propulsante sólido*: emplean pólvoras sólidas cuya masa contiene una sustancia combustible y otra comburente. Precisan ser iniciados para superar la energía de activación de la reacción de oxidación-reducción. Una vez iniciada, es prácticamente imposible detener la reacción. Una variación usa como propulsor, en pequeños cohetes, magnesio sólido y agua, cuya reacción forma vapor de agua a altas temperaturas.
- *Propulsante líquido*: el combustible y el agente oxidante se mantienen en depósitos independientes antes del encendido. Aunque la mayoría necesitan ser iniciados, existe un tipo de propulsores que inician la reacción de combustión de forma espontánea al entrar en contacto (propulsores hipergólicos). En algunos casos, el propulsante es único y se descompone gracias a la presencia de un catalizador, como es el caso de la hidracina (H_4N_2) y el peróxido de hidrógeno (H_2O_2).

- *Propulsante híbrido*: disponen de un propulsor sólido en la cámara de combustión y un segundo componente líquido o gaseoso que se añade durante la combustión.
- *Propulsión térmica*: en estos motores el propulsor es inerte; se calienta mediante una fuente de energía solar, nuclear o radiante y se generan partículas que generan empuje. Con parecido funcionamiento, el motor iónico emplea una fuente de energía externa para acelerar iones; aunque es un motor a reacción, no es propiamente un cohete al no disponer de tobera.

Como ya hemos apuntado, los motores cohete producen el empuje expulsando un fluido a alta velocidad que, casi en todos los casos, es un gas producto de la combustión dentro de una cámara cerrada excepto en un extremo. En su interior se alcanzan presiones relativamente altas (del orden de 20 a 250 bar) por lo que precisan de unas paredes resistentes a la tracción de espesor mucho menor a los de un tubo cañón y, por tanto, mucho más ligeras.

El gas producido escapa por el extremo abierto a través de una boquilla (tobera) que acelera la masa eyectada hasta velocidades supersónicas. El enorme volumen de gases calientes sale con un gran momento lineal que es (aproximadamente) igual al experimentado por el del motor cohete en dirección contraria. Ajustando las temperaturas y presiones del gas eyectado, puede diseñarse una forma de tobera que optimice el empuje del motor.

Los cohetes de propulsor sólido incorporan la materia activa con forma de «granos» o «macarrones» de cuya geometría depende la velocidad a la que se generan los gases de combustión en función del tiempo (la combustión se produce en la superficie expuesta, por lo que el volumen de gases depende del área de combustión y en menor medida de la temperatura y la presión). Los granos (a veces uno sólo) se disponen en el interior de un cilindro de paredes resistentes que conforma la cámara de combustión. La reacción química se inicia mediante una «cerilla iniciadora», eléctrica o pirotécnica, colocada para asegurar la toma de fuego de la pólvora. Los motores cohete híbridos y líquidos utilizan inyectores para introducir el propulsor en la cámara de forma similar a lo que ocurre en el interior de los cilindros de un motor de combustión interna (en este caso el comburente es el oxígeno atmosférico).

La tobera presenta una garganta de menor diámetro que la cámara de combustión con el objeto, por el principio de Bernoulli, de incrementar la velocidad del fluido. Dicha garganta une la cámara de combustión con el cono de expansión con forma de campana. En ocasiones, como en el español cohete de campaña Teruel, en lugar de una única tobera se colocan pequeñas boquillas múltiples asociadas en un plato y a las que se da cierta inclinación para proporcionar al proyectil una

determinada aceleración angular respecto a su eje de simetría. Se facilita así la estabilización del proyectil por efecto giroscópico reduciendo el papel de las aletas para este fin. En otros casos, la tobera es orientable, produciendo un empuje vectorial que facilita el cambio de trayectoria; este tipo de solución es común en algunos misiles tácticos y se puede apreciar también en ingenios de lanzamiento espacial, como en el *SpaceX*, que lo utiliza también para la recuperación y aterrizaje suave del motor principal.

El papel de la tobera no es otro que transformar la energía térmica liberada por la reacción de combustión en energía cinética, llegando a alcanzarse velocidades de los gases superiores a ocho veces la velocidad del sonido. Podemos afirmar que, más o menos, la mitad del empuje proviene de las altas presiones alcanzadas en la cámara de combustión y la otra mitad depende de la eficiencia de la tobera. Conforme los gases se aproximan al final de la tobera, su expansión adiabática los enfría, su velocidad disminuye y las presiones se aproximan a la atmosférica.

Con el fin de incrementar la eficiencia del propulsante, lo ideal es alcanzar las máximas temperaturas de combustión posibles, usar gases de baja densidad específica (por ejemplo, ricos en hidrógeno H_2) y tratar de que los productos de la reacción estén formados por moléculas sencillas para maximizar su velocidad lineal y no perder energía haciéndolas rotar sobre sí mismas. Con ello, la masa específica del propulsor debe ser relativamente baja lo que implica, en casi todos los casos, que la velocidad de los gases de escape sea independiente de la presión de la cámara de combustión (el empuje sí es proporcional a dicha presión).

A temperatura ambiente, la velocidad del sonido en el aire es aproximadamente 340 m/s, mientras que la velocidad del sonido del gas caliente de un motor cohete puede ser más de 1700 m/s; la tobera a su vez incrementa la velocidad de los gases entre 1,5 y 2 veces, dando un chorro hipersónico cuyas partículas sin quemar arden a veces al contacto con el oxígeno atmosférico. Para un rendimiento ideal del cohete, la presión de los gases en el final de la tobera debe aproximarse lo más posible a la exterior; esto supone que un cohete espacial debería reducir la presión en boca de tobera conforme asciende; de hecho, el diseño de las toberas es distinto para las primeras etapas del lanzamiento que para las posteriores. El efecto en el espacio exterior es totalmente distinto, pues la presión tiende al vacío.

Cuando la presión del chorro al final de la tobera es mayor que la ambiente, se dice que la tobera es subexpandida. En este caso no se aprovecha toda la energía liberada para producir empuje. Si la presión es igual a la ambiental, estaremos ante una tobera *crítica*, que es la que mayor eficiencia da. En el caso de que la presión sea menor, la tobera es *sobreexpandida* y el rendimiento también disminuye, aunque su eficiencia depende de si se producen turbulencias en el chorro y se

separa la capa límite, abandonando el flujo laminar. Con la altura, el chorro se convierte en subexpandido conforme disminuye la presión atmosférica. El estudio del chorro o «pluma» es un problema termodinámico y de hidrodinámica del flujo muy complejo.

Para equilibrar la presión de salida y la presión ambiente, el diámetro de la boquilla tendría que aumentar con la altura lo que, mecánicamente, es muy complejo de conseguir. Al llegar a alturas con atmósfera enrarecida (aproximándose al vacío), la tobera no justifica su presencia dado su escaso rendimiento. De hecho, la expansión adiabática de los gases los enfría pudiendo llegar a observarse «nieve» en el chorro.

Los modernos motores cohete combinan grandes empujes (del orden de millones de N), velocidades de escape supersónicas (hasta 10 veces la velocidad del sonido) y presentan relaciones empuje/masa superiores a 100; por ende, pueden trabajar en el espacio con presiones muy bajas y depósitos relativamente ligeros.

El parámetro más importante para medir la eficiencia de un motor cohete es el impulso por unidad de propulsor o impulso específico. Se mide como una velocidad o como un tiempo. El impulso específico es función de la composición del agente propulsor, de la presión en la cámara de combustión y del diseño de la tobera. En casi todos los motores cohete, el impulso específico puede variarse ligeramente, sea actuado sobre el diámetro de la garganta de la tobera, sea modificando su longitud y, en caso de propulsores líquidos, variando el flujo de reactivos que se inyectan en la cámara de combustión.

La eficiencia energética de un motor cohete es la relación entre la velocidad del vehículo dividida por la velocidad de escape eficaz. Su determinación hay que abordarla desde un punto de vista termodinámico, analizando la energía térmica liberada por el propulsor y físico por otro lado para conocer cómo se convierte la energía térmica en cinética en el chorro.

Por razones de eficiencia, los motores cohete trabajan a temperaturas de unos 3200 °C. En contraposición, los turborreactores disponen de una turbina de gas difícil de enfriar, por lo que las temperaturas de trabajo deben ser mucho menores que en los motores cohete, lo que los hace menos eficientes. Hay que tener en cuenta que los turborreactores toman el oxígeno del aire y que el nitrógeno (un 80 % de la composición del aire atmosférico) no participa en la reacción y refrigera las superficies en contacto. Sin embargo, en los motores cohete se supera con creces el punto de fusión de los materiales en contacto con la reacción química, por lo hay que incorporar sistemas de refrigeración, como el que hace pasar el propulsor líquido alrededor de la tobera antes de ser inyectado en la cámara de combustión.

En los motores de cohetes y misiles tácticos, impulsados generalmente por propulsores sólidos, no es necesaria la refrigeración debido a la corta duración de la combustión y a la refrigeración proporcionada por el aire, aunque a velocidades supersónicas el calentamiento aerodinámico (en especial de la ojiva y las aletas) acaba por ser un problema difícil de resolver.

Las cámaras de combustión suelen trabajar a presiones relativamente altas, típicamente entre 1 y 40 MPa. A mayor presión más rendimiento pues la garganta de la tobera puede ser de mayor diámetro y evitar el chorro se sobreexpanda. Pero los materiales estructurales que conforman el motor están sometidos a fuertes solicitaciones a tracción cuyo límite elástico se ve reducido por las altas temperaturas que soportan. Por si esto fuera poco, el interior del motor trabaja como un tubo sonoro y debe soportar vibraciones y solicitaciones extraordinarias producidas por la resonancia de ondas sónicas.

La presión en el interior del motor puede variar cíclicamente debido a fluctuaciones en la reacción de combustión. Las ondas inducidas pueden presentar una amplitud importante, llegando a dañar el motor o producir un fallo catastrófico. Oscilaciones de 0,1 bar a 25 kHz fueron la causa del fallo de los motores de la segunda etapa de las primeras versiones de los misiles *Titan II*. Si la variación es suficientemente grande, la combustión puede pasar a detonación, con el que el motor sufriría un fallo definitivo.

Entre las ventajas de los motores cohete se citan la enorme potencia que proporcionan frente a su masa, el carecer de partes móviles, por lo que no requieren lubricación y/o refrigeración; además, son muy fiables, su reacción es instantánea, no pierden características con el uso y pueden funcionar en el vacío espacial. Por el contrario, el consumo de propulsante es enorme, producen mucho ruido y aquellos que usan propulsor sólido, una vez iniciados, no pueden detener la reacción.

Durante el lanzamiento de cualquier ingenio cohete, se precisa mantener la trayectoria bajo control, lo que implica contar con la capacidad de corregir la actitud. Esto se consigue usando propulsores *Vernier*, motores cohete que controlan vectorialmente el empuje de los misiles y las naves espaciales, lo que facilita modificar su trayectoria en vuelo. Son motores de menor impulso que los motores principales y se utilizan para ajustar con precisión la trayectoria o la velocidad. Su nombre hace honor al matemático Pierre Vernier (1580-1637) inventor del *nonius*, un artefacto para poder leer la longitud y los ángulos con gran precisión.

Existen dos formas de implementar un propulsor Vernier: o motores cohete que pueden pivotar en uno o dos ejes, como en el misil Atlas, o una estructura de varios

motores cohetes fijos apuntando cada uno en una dirección, como en el módulo de mando y servicio de las misiones Apolo. Una variación de estos controladores de trayectoria se da en los modernos misiles de lanzamiento vertical: en los primeros instantes de vuelo lanzan chorros perpendiculares a su eje y cercanos a la ojiva para orientar su trayectoria hacia el objetivo. Los propulsores Vernier, al contrario que los motores principales, funcionan sólo cuando se necesita una corrección, no de forma continua.

Con los recientes desarrollos tecnológicos, los propulsores Vernier han caído en desuso. En los cohetes modernos se emplean otros métodos para controlar la trayectoria. Los cohetes de combustible líquido generalmente se instalan sobre una o varias monturas cardan. A través de actuadores hidráulicos (para motores de gran tamaño) o eléctricos (para motores pequeños o en las etapas más altas) los motores principales pivotan (por ejemplo, en el transbordador espacial: 10,5° en el eje transversal, 8.5° en el de guiñada). En los cohetes de combustible sólido se suelen emplear toberas orientables. Otro método empleado es la inyección de líquido en la tobera. Estos métodos permiten prescindir de los *vernier*, lo que simplifica el sistema y aumenta la fiabilidad.

La propulsión en el espacio

Necesidad del control de actitud en el espacio

Cuando un satélite artificial alcanza su posición en la órbita preestablecida, necesita mantener su apuntamiento a pesar de la influencia gravitatoria de la Tierra, el Sol, la Luna y otros objetos astronómicos de interés. Los satélites no sufren por lo general una resistencia aerodinámica apreciable salvo en aquellos situados en órbitas bajas. Gracias al control de actitud y posición, los satélites pueden permanecer en órbita durante largos períodos con sólo una pequeña cantidad de propulsor para realizar pequeñas correcciones. De hecho, los satélites en órbita estacionaria tienen una vida útil limitada por el consumo de propulsor (normalmente diez años o más). Algunos ingenios espaciales deben cambiar de órbita ocasionalmente, para lo cual precisan contar con energía suficiente para dar el salto de un nivel al otro.

Para escapar de la atracción terrestre, las naves espaciales y los misiles intercontinentales emplean grandes motores cohete, bien de propulsante líquido (combustible y comburente por separado) o sólido (combustible y comburente formando un solo cuerpo). Para llegar hasta la órbita elegida, puede aprovecharse la sustentación aerodinámica o la presencia de oxígeno hasta alturas por debajo de 20.000 m o bien usar globos aerostáticos desde los que impulsarse hacia el

espacio. Con ello, se evita cargar con parte del propulsor y se reducen los costes al tiempo que se elimina la fase inicial del despegue desde el suelo, donde la resistencia aerodinámica es responsable de un gran consumo de combustible (entre el 2 y el 5 % del total). Durante mi paso por el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) tuve la oportunidad de lanzar el proyecto PILUM, cuyo objetivo era colocar satélites en órbita baja terrestre aprovechando la altura y velocidad de un cazabombardero F-18 y con un coste muy inferior al de los lanzadores desde suelo.

Para que un cuerpo pueda escapar de la gravedad terrestre debe alcanzar una velocidad —llamada de *escape*— superior a los 11.200 m/s. Si la nave es tripulada, su aceleración no debería diferir mucho de 9,8 m/s² (1 G), pues es la aceleración a la que el cuerpo humano está acostumbrado. Cuando las aceleraciones exceden de 5 o 6 G, el cuerpo humano empieza a experimentar síntomas que pueden inhabilitar sus funciones, llegando al desmayo e incluso a la muerte.

El control de actitud es un proceso mediante el cual se orienta un vehículo espacial de acuerdo con una dirección predeterminada. En el control se pueden distinguir dos grandes grupos de actuación:

- Estabilización de posición o actitud
- Control de maniobra

Los dos grupos llevan asociadas soluciones que presentan numerosos puntos comunes ya que en ambos es necesario establecer una referencia inercial con la que comparar la posición. Casos típicos de control de actitud se producen ante la necesidad de controlar la disipación de calor, el apuntamiento de antenas direccionales, el posicionamiento de motores cohete para corrección o cambio de órbita, etc. Como valor típico, el control de actitud se realiza con precisiones menores de 1°, aunque este valor varía dentro de amplios márgenes, pudiendo alcanzarse precisiones angulares del orden de segundos.

Existen varios métodos de lograr la estabilización del vehículo: la rotación, el control de los tres ejes y la estabilización gravitatoria. En este último método, se distribuyen las masas del satélite de forma que se produzca un alineamiento espontáneo con el vector local de gravedad; se llega a precisiones del orden de $\pm 3^\circ$ como término medio y siempre entre 1° y 5°. Las masas más alejadas del centro de masas facilitan la consecución de la precisión buscada (es similar a cómo un funambulista usa una barra larga perpendicular a su cuerpo para caminar sobre el alambre).

Desde el punto de vista térmico, la estabilización por rotación o giroscópica es la ideal, ya que evita el calentamiento excesivo de las células solares (lo que permite

mantener su eficacia), reduciendo al mismo tiempo el gradiente térmico existente en el interior del satélite. A esto hay que unir el menor gasto de combustible necesario para mantener la estabilidad del vehículo.

Por lo general, los motores de actitud inducen una pequeña cantidad de impulso en una dirección y unas decenas de segundos más tarde, es preciso proveer un impulso en dirección contraria para mantener los errores de orientación dentro de límites aceptables. El sistema que mejor se adapta a diferentes necesidades de control es el de expulsión de masa, normalmente hidracina, H_4N_2 , ya que es independiente de las condiciones orbitales, la velocidad de giro, la proximidad de la tierra, el vector gravedad, etc. Un total de 6 a 12 motores de eyección permiten el control total de actitud de cualquier vehículo. Cada uno de los motores puede tener una masa de hidracina entre 100 g y 200 kg, con empujes del orden de 0,1 a 500 N y superiores. En la tabla siguiente se muestran algunas características de un motor de control a base de hidracina:

Propulsante	Hidracina
Catalizador	Shell 405
Empuje estático	1.07 a 0.22 N
Presión de empleo	2.7 a 0.6 MPa
Presión en cámara	2.3 a 0.5 MPa
Relación de expansión	100:1
Flujo de eyección	0.45 a 0.11 g/s
Consumo	12 W a 42 V CC
Masa motor	125 g
Masa válvula	204 g
Impulso específico	2.000 a 1.800 N.s/Kg (m/s)
Impulso total	16.200 N.s (kg.m/s)
Número de ciclos	160.000
Impulso mínimo	0.022 N.s a 0,68 MPa y 25 ms
Duración máxima	180 s

Los puntos críticos del diseño de todo subsistema de control de actitud se centran en el giro del vehículo y en la presencia de propulsores en estado líquido (y, por tanto, móviles respecto al centro de masas). Este último punto puede resolverse colocando dispositivos de tipo émbolo o membrana en el depósito de combustible con el fin de fijar la posición de este conforme se vaya gastando. Sin embargo, un

dispositivo de estas características es intrínsecamente inestable ya que, en general, el momento de inercia transversal es mayor que el momento de inercia longitudinal, por lo que el depósito tiende a nutar en el momento en que se varía la velocidad de rotación inicial según su nivel de llenado. En los sistemas estables, el momento transversal es menor que el longitudinal y el movimiento de nutación es atenuado en lugar de amplificado. Siempre deberá distribuirse la masa de tal manera que el momento de inercia transversal de los tanques permanezca en su valor mínimo, lo que se logra colocando las masas cerca de la periferia del vehículo y cerca del plano perpendicular al eje de giro que contiene el centro de masas. Con esta distribución se aumenta la estabilidad del sistema.

Otro hecho de gran importancia es que la disipación de la energía procedente de los motores de control no puede ser prevista de manera analítica con precisión, a pesar de que las aplicaciones informáticas actuales, basadas en el cálculo mediante elementos (procesador de Lagrange) y diferencias (procesador de Euler) finitas, reproducen cada vez con mayor precisión el comportamiento hidrodinámico de este tipo de dispositivos. En cualquier caso, es recomendable hacer una serie de ensayos sobre modelos en tierra, lo que incrementa notablemente los costes de desarrollo de cualquier sistema.

Los motores de actitud están gobernados por un sistema de mando y control cuyos algoritmos basan sus órdenes hacia los actuadores en las señales electrónicas recibidas de una serie de sensores de actitud relativa. Para estos sensores, tan importante es generar una señal de salida útil como informar del ritmo de variación de la magnitud medida.

Al igual que los indicadores de medida, los sensores necesitan disponer de una actitud inicial de referencia o de una señal externa que fije el “fondo de escala”, así como de un supresor de ruido que elimine variaciones indeseadas de la señal generada. En este sentido, se hacen necesarios los sensores absolutos de actitud. Entre los sensores de actitud más habituales, cabe citar:

- *Giróscopos*: dispositivos que detectan la rotación en el espacio tridimensional. No dependen del exterior para su funcionamiento. Están conformados sobre una masa que gira sobre sí misma, aunque existen giróscopos láser que utilizan una luz coherente reflejada. Otro tipo es el resonador hemiesférico, en el que una cazoleta de cristal con la forma de una copa de vino se pone en vibración; la orientación de la oscilación es fijada en el espacio inercial, por lo que la medición respecto a la nave se puede utilizar para medir el movimiento del vehículo con respecto a la referencia inercial.

- *Unidades de movimiento de referencia*: son sensores de uno o varios ejes. Están revolucionando la tecnología de sensores inerciales pues producen sistemas completos de un chip y proporcionan una gran precisión.
- *Sensores de actitud absoluta*: determinan la posición u orientación de campos, objetos u otros fenómenos fuera de la nave espacial.
- *Sensores de horizonte*: instrumentos ópticos que detectan la luz del horizonte de la Tierra. A menudo se usa el espectro infrarrojo para comparar la temperatura de la atmósfera con la del fondo cósmico, mucho más frío. Estos sensores brindan la orientación con respecto a los ejes ortogonales a la Tierra.
- *Girocompás orbital*: usa un péndulo para medir la gravedad local y hacer que su giróscopo se alinee con el vector momento angular de la Tierra y apunte hacia el Norte. Utiliza un sensor de horizonte para determinar la dirección al centro de la Tierra y un giróscopo para medir la rotación alrededor de un eje normal al plano de la órbita.
- *Sensores solares y terrestres*: miden la dirección del Sol o al centro de la Tierra. Pueden ser tan simples como algunas celdas solares y sombras, o tan complejo como un telescopio orientable, dependiendo de los requisitos de la misión.
- *Sensores estelares*: son dispositivos ópticos que miden la posición de una o varias estrellas, utilizando fotodetectores o una cámara. Requieren gran sensibilidad pues pueden confundir la luz solar reflejada desde la nave espacial o las columnas de gases de escape de los motores de actitud.
- *Magnetómetros*: dispositivos que miden la intensidad del campo magnético y, si se utiliza una tríada de tres ejes, la dirección del campo magnético. Una vez que se conoce la posición de la nave espacial es posible inferir la actitud.

La evaluación inicial de las opciones de diseño de un subsistema de control de actitud para un vehículo espacial incluye el estudio de un enorme número de factores. Además de los parámetros propios de empuje, es necesario tener en cuenta los requisitos de la misión del satélite, la disponibilidad de los componentes y la compatibilidad de estos con el resto de los equipos de a bordo. Sin duda, el procesamiento de las señales de los sensores se beneficiará de los algoritmos de la inteligencia artificial y los desarrollos de software de fusión de datos. Con ello, las órdenes hacia los actuadores serán más precisas y eficientes.

Eyectores de gas inerte

Los eyectores de gas inerte (monopropulsor frío) constituyen el medio más económico y fiable de los disponibles. El gas se expulsa fuera del vehículo en una dirección determinada desde un depósito conectado con la boquilla por una válvula reguladora del flujo de eyección (controla caudal y tiempo). No aparecen reacciones

exotérmicas, por lo que el impulso obtenido es relativamente bajo. Para obtener empujes cercanos a 5 N son necesarias grandes cantidades de gas a presiones de 10 a 45 MPa.

De todos los gases inertes, es el hidrógeno, H_2 , el mejor agente propulsor, dado que la densidad del gas almacenado es grande, reduciendo así el tamaño del depósito necesario para una determinada misión. Gases de baja masa molecular, como el hidrógeno o el helio, tienen mayor impulso específico que el nitrógeno, pero requieren presiones de almacenamiento muy elevadas para obtener empujes apreciables, lo que obliga a que las paredes del depósito sean más resistentes y pesadas.

Para otros gases como el freón 14 (tertafluorometano, un clorofluorocarburo prohibido), de mayor masa molecular, las fuerzas de Van der Waals empiezan a tomar valores relevantes. Este tipo de gas se usa cuando el volumen del depósito está muy limitado. Se transportan en estado líquido (caso del amoníaco, metano y freón). Los gases pesados se usan, como veremos más adelante, en subsistemas de vaporización del líquido y muy poco en los sistemas de eyección de gas inerte.

Como valores prácticos, para un impulso total determinado, la masa total del sistema propulsor + depósito es más o menos igual en el caso del nitrógeno, el freón o el metano. Con helio o hidrógeno el peso es muy superior.

Sistemas de eyección de gas caliente

El principal inconveniente de los sistemas de gas inerte es el bajo empuje obtenido, causa de que sea necesario transportar grandes cantidades de propulsor. Si no se recurre al calentamiento o a una reacción exotérmica, no se puede obtener el nivel deseado de energía cinética en los gases de expulsión. Calentando la cámara de gas, es posible obtener mayores presiones y, por tanto, mayor velocidad de escape.

El calentamiento se realiza de dos formas: mediante la combustión del propulsor (reacción exotérmica) o calentando directamente una cámara con gas a partir de energía eléctrica. Usando el segundo método, puede beneficiarse el diseño de las ventajas de sencillez, fiabilidad y bajo coste de los sistemas de gas inerte.

El sistema basado en el calentamiento mediante energía eléctrica se denomina *resistojet*. El calor es producido por una resistencia eléctrica en contacto con el gas propulsor, siendo ésta la solución más sencilla entre los de impulsión eléctrica. El impulso específico del gas inerte calentado es proporcional al cuadrado de la temperatura de caldeo. La temperatura máxima viene limitada por la potencia requerida y por los propios materiales del vehículo. Los mejores propulsores para

usar en un *resistojet* han demostrado ser aquellos cuya disociación ocurre por debajo de 500 °C, como el amoníaco, el hidrosulfuro amónico y el carbonato amónico. También se han usado gases ligeros, como el hidrógeno y el helio.

La experiencia parece indicar que los *resistojets* son apropiados para bajos requerimientos de empuje. Para grandes prestaciones el consumo de energía los hace poco prácticos. A título de ejemplo, un empuje de 0,2 N necesita un consumo de 90 W en la boquilla. El incremento de impulso es considerable pues se pasa de 80 s sin calentamiento a 123 s con él (mezcla de nitrógeno y argón). Para el empleo de este tipo de motores de control sería necesario disponer de potencias eléctricas del orden de 1 o 2 kW, que no siempre están disponibles en función de los equipos de a bordo y su consumo.

Los sistemas de propulsor de gas caliente han ido cayendo en desuso debido a su bajo empuje y a la necesidad de una gran masa de propulsor. Sin embargo, cuando se dispone de gran capacidad de generar energía y el volumen de los depósitos no es crítico (caso de las estaciones espaciales), el empleo de este tipo de motor puede ser adecuado, razón por lo que han recibido una atención especial por parte de los ingenieros de sistemas. Gracias a ello se han obtenido calentadores de platino con eficiencias de hasta el 90 % y sistemas con vidas superiores a 1 año.

Sistemas de impulsión por vaporización de líquido

Estos sistemas se basan en el empleo de líquidos sometidos a presión. La salida de vapor por una boquilla produce el empuje deseado. Presiones del orden de 0,3 MPa y un ligero calentamiento del gas son típicos de este tipo de motores.

En comparación con los sistemas de casi inerte, los de vaporización presentan una ligera mejora en cuanto al impulso específico. Sin embargo, su gran ventaja consiste en el pequeño volumen y peso necesarios para el transporte del agente propulsor, ya que su densidad puede ser alta y las presiones de almacenamiento no son excesivas, con la consiguiente ligereza de los depósitos. La vaporización se obtiene mediante calentamiento directo del propulsor.

La necesidad de caldeo hace que los tiempos de respuesta no sean lo breves que debieran. El retardo es controlable, pero obliga a una mayor complejidad de los sensores y sistemas de control. La situación de gravedad nula también compromete el diseño de las boquillas y componentes del sistema.

En la solución más clásica, el líquido fluye hacia un reactor o vaporizador donde se produce el calentamiento. El vapor se conduce desde el vaporizador a un *plenum* o distribuidor donde se almacena hasta su eyección al exterior. La salida de gas se

controla exactamente igual que en los subsistemas de gas inerte; la única diferencia es la existencia de un acumulador de líquido y de un depósito de calentamiento. Un equipo con amoníaco puede proporcionar impulsos específicos de unos 80 s con empujes de 0,1 a 0,6 N y calentamientos a partir de 5 W.

Los propulsores más utilizados en este tipo de sistema son el ya mencionado amoníaco y el metano, aunque también se usa la mezcla de metano y propano. Sea cual sea el propulsor, es importante considerar el valor de su presión de vapor (que afecta a la presión en el *plenum* y a la masa de los depósitos), la masa molecular (que debe ser baja para mejorar el impulso específico), el calor de vaporización (bajo para no penalizar el consumo de energía), la compatibilidad entre propulsor y materiales y su buen comportamiento térmico

Motores de eyección de hidracina

La hidracina (H_2N_2) es la sustancia más usada en los motores de control de actitud de los vehículos espaciales. Existen motores con empujes que van de 0,1 a 600 N. La hidracina dispone de un gran impulso específico y es fácil de usar, aunque su manipulación debe hacerse con cuidado dada su toxicidad. Tres son las soluciones técnicas al empleo de la hidracina en forma de monopropulsor:

- Expulsión de gases procedentes de la descomposición catalítica directa de la hidracina (reacción química).
- Almacenamiento de gases catalizados en un *plenum* o distribuidor para su posterior expulsión.
- Eyección de los gases de la descomposición térmica de la hidracina (caldeo).

Las opciones tecnológicas apuntadas se basan en una reacción exotérmica que produce gases calientes. La hidracina procede de depósitos a presión o de sistemas de bombeo. De ellos, el primero es más fiable y su uso se ha generalizado salvo en aplicaciones muy específicas. Las ventajas del uso de la hidracina como agente propulsor se resumen en:

- Los productos de descomposición tienen un peso molecular bajo en relación con el gran impulso específico que se obtiene.
- La descomposición catalítica o térmica de la hidracina permite llegar a una elevada temperatura de los gases de expulsión (de 600 a 1300 °C).
- Su descomposición tiene lugar a partir de un líquido relativamente frío, lo que implica mayor vida de las boquillas y las superficies de catálisis. Además, las cámaras de descomposición no requieren enfriamiento auxiliar.

- Se almacena en forma de líquido, siendo su densidad relativamente alta. Su presión de vapor no impone la necesidad de usar gruesas paredes en los depósitos.
- Es compatible con la mayoría de los materiales estructurales o de uso espacial.
- No es sensible al choque.
- Es térmicamente estable hasta altas temperaturas.
- La boquilla y el sistema de control asociado es bastante sencillo de diseñar y fabricar.

El uso de la hidracina presenta enormes ventajas de prestaciones, sencillez y disponibilidad en el mercado. Por ello y por su importancia en todo vehículo espacial, se hace necesario concretar sus propiedades exponiendo los criterios de selección de cada uno de los componentes fundamentales del subsistema. Hay que tener en cuenta que un satélite típico carga más de 120 kg de hidracina para una vida útil de 10 años (la vida útil de un vehículo espacial viene marcada por la capacidad de mantener estable su actitud en el espacio).

- La hidracina es un líquido aceitoso e higroscópico cuyo punto de congelación es de $1,4\text{ }^{\circ}\text{C}$. Para inducir un descenso crioscópico que evite la congelación en el espacio exterior, se mezcla con agua, amoníaco, borohidrato de litio, cianuro de hidracina, tiocianato de amonio o nitrato de hidracina.
- Reacciona con casi todos los componentes orgánicos, entre los que cabe destacar las impurezas de los materiales de las boquillas y las juntas. En general, los depósitos para hidracina son de acero inoxidable titanio, aluminio o vidrio.
- No sufre cambios significativos con los almacenamientos prolongados a temperatura moderada. Conforme sube la temperatura de almacenamiento crece considerablemente la velocidad de degradación.
- Reacciona espontáneamente con la lana, con materiales orgánicos y con los óxidos metálicos de hierro, cobre, plomo, manganeso y molibdeno. Explora a temperaturas por encima de $255\text{ }^{\circ}\text{C}$.
- El proceso de catálisis requiere la presencia de un metal activo que facilite la disociación del propulsor en subproductos de menor peso molecular (y de mayor volumen al aumentar el número de moles de gas).
- También se puede producir la disociación a partir de un calentamiento que no supere el punto de disociación ($980\text{ }^{\circ}\text{C}$).

- Sea cual sea la reacción de disociación, los productos son los mismos. Se consiguen impulsos específicos típicos de unos 230 s. Con motores pulsados, este valor puede caer hasta los 120 s.

Los motores de hidracina se suelen clasificar en tres categorías en razón del empuje proporcionado: bajo hasta 25 N, medio de 25 a 500 N y gran empuje, de 500 a 50.000 N. Los primeros son los que se utilizan en los subsistemas de control de actitud, mientras que los de medio y gran empuje tienen su aplicación principal en el cambio de órbita y propulsión primaria.

Además del empuje, impulso específico y proceso de disociación, es necesario fijar la cantidad de amoníaco tolerable procedente de la reacción de los gases de escape. Fijado este valor, quedan determinados los otros productos de la disociación, pudiéndose controlar a través del tiempo de contacto de la hidracina con el catalizador o el elemento de calefacción.

La cantidad de amoníaco presente en los gases de escape permite determinar la temperatura de los gases eyectados debida a la absorción de energía durante la fase de disociación. A pesar de la fiabilidad de los motores de hidracina, ocasionalmente aparecen dificultades en su funcionamiento como puede ser sobrepresiones aleatorias, ondas de presión, pérdida de eficacia del catalizador y otras consideraciones térmicas.

Sistemas propulsores de combustible sólido

Los motores de propulsante sólido usan granos de pólvora en el interior de una cámara que sirve al mismo tiempo de depósito y de cámara de combustión. De forma general, estos tipos de motor son de un solo ciclo. Su impulso específico es elevadísimo, por lo que suelen usarse como motores de arranque o aceleración o para grandes cambios de órbita en el apogeo o perigeo de la trayectoria. Existen tres tipos fundamentales:

- Motor acelerador o *booster*: constituye uno de los sistemas propulsores más potentes, seguros y experimentados. Su limitación a un solo ciclo de trabajo y la gran producción de calor durante su funcionamiento condicionan su empleo. Un impulso específico de casi 300 s y una gran variedad de pólvoras y geometrías de grano y tobera hacen que se pueda encontrar una solución para casi todas las necesidades de empuje. La gran ventaja de estos motores es su reducido tamaño, aunque no es aplicable a los motores de control de actitud de pequeños vehículos.
- Motor de sublimación: basa su acción en la sublimación del propulsor y la expulsión de los gases producidos a través de una tobera para producir empuje.

El flujo de gas hacia la tobera se regula mediante una válvula. El sistema no mejora los impulsos específicos obtenidos en los motores de gas inerte, pero sí aumenta de forma espectacular la densidad del gas en el depósito reduciendo, por tanto, el volumen de los tanques de almacenamiento. Tanto el bisulfuro de amonio como el carburo de monometilamina pueden aplicarse a este tipo de motor. En cualquier caso, los motores de hidracina presentan más ventajas, muy en especial en términos de masa total cuando el vehículo es pequeño.

- Motor multi cápsula: se trata de una matriz de micromotores que disponen de granos de propulsor relativamente pequeños y situados en cámaras de combustión individuales para cada grano; cada micromotor produce un empuje calibrado en la dirección deseada. Un enjambre de estos pequeños motores puede usarse para el control de ciertas maniobras de precisión.

Bipropulsores

Existen dos tipos de motor con bipropulsante: el de combustible líquido, más generalizado, y el de propulsor gaseoso. Entre los primeros destacan los propulsantes hipergólicos y los criogénicos. De ellos, los criogénicos mantienen los reactivos gaseosos en estado líquido por temperatura y presión para disminuir el volumen de los tanques. Los motores con fluidos hipergólicos se basan en la reacción exotérmica espontánea al mezclar combustible y comburente (hidracina y tetróxido de nitrógeno, por ejemplo). Los valores de impulso específico para los hipergoles son muy altos.

El empuje típico de un pequeño motor puede rondar los 500 N con un impulso específico de 280 s. La desventaja de este tipo de sistema frente a los motores de hidracina radica en el hecho de tener que transportar combustible y comburente por separado. A igualdad de masa, el motor con bipropulsor es un 40% menos eficaz que el de hidracina. Los propulsantes gaseosos también requieren un gran volumen de almacenamiento. Aplicaciones típicas este tipo de motor proporcionan empujes del orden de 100 N.

Propulsión eléctrica

La propulsión eléctrica se apoya en la aceleración de gases. Se logran grandes impulsos específicos con empujes relativamente bajos. Aunque el empuje sea pequeño, la vida útil de estos dispositivos es muy prolongada y se pueden operar en modo continuo.

- Propulsores iónicos: un motor iónico es un dispositivo que produce la aceleración de iones mediante un campo electrostático. Los iones se generan por bombardeo o por contacto. En este último, un núcleo de tungsteno caliente

y poroso ioniza el cesio en forma de gas circulante, como consecuencia de lo cual se produce la inevitable erosión química y física del elemento de caldeo. La ionización por bombardeo se realiza mediante un ánodo y un cátodo que cargan eléctricamente un vapor de mercurio o cesio y aceleran los iones dentro del campo electrostático que crean. Los iones que proporcionan el empuje buscado deben ser neutralizados a la salida del motor mediante un chorro electrónico para evitar la aparición de cargas electrostáticas en el vehículo. Los motores de contacto presentan impulsos específicos muy altos, para lo cual consumen grandes cantidades de energía eléctrica. El método de bombardeo tiene un impulso específico menor, en torno a 20.000 s, aunque el margen alcanzable es muy amplio. A finales del siglo pasado aparecieron los motores iónicos de xenón, que presentan ciertas ventajas cuando se dispone de buena capacidad de generación de energía eléctrica. Cuando el vehículo es pequeño, la masa, el volumen y el consumo de los motores de xenón los hace poco prácticos. Los motores iónicos tienen una larga vida útil, son muy fiables y se aplican en sondas interplanetarias.

- Motores de coloide: son dispositivos basados en la aceleración de partículas con carga eléctrica en el seno de un campo electrostático. El propulsor en estado líquido se carga mediante un fuerte campo electrostático y se lanza dividido en pequeñas partículas (coloide) hacia el exterior del motor. A la salida de la boquilla o tobera, el haz de partículas se naturaliza mediante un pincel electrónico. Los impulsos específicos con este sistema son muy grandes, aunque el empuje es muy pequeño. El consumo energético de este tipo de motor resulta muy elevado.
- Motores de impulso de plasma y de magnetoplasma: los motores dinámicos de magnetoplasma interesan tecnologías específicas. Una descarga de alta tensión entre un cátodo y un ánodo acelera el propulsor en forma de plasma produciendo así cierto empuje. Pequeños empujes requieren cantidades enormes de energía, por lo que sus aplicaciones son muy limitadas. Los motores de impulso de plasma usan pulsos de energía eléctrica para vaporizar un material sólido y producir plasma, que posteriormente se acelera para producir empuje. Valores típicos del impulso están en torno a los 1000 s. El plasma más generalizado es el de teflón. Los motores cohete que emiten plasma pueden producir reacciones en el interior de una botella magnética y lanzar el plasma a través de una tobera magnética de tal manera que no haya contacto entre sus paredes y el plasma. Un motor de este tipo es muy complejo, pero las recientes investigaciones en fusión nuclear han desarrollado métodos que podrían aplicarse a sistemas de propulsión espacial.

Además de la propulsión iónica y plasma, existen otros, como los basados en la emisión de campo eléctrico, en el efecto Hall, etc. Los avances y desarrollos de

nuevos materiales y sistemas de propulsión forman parte del secreto industrial y suele fabricarse bajo patentes internacionales, por lo que es difícil conocer el estado del arte actual.

Para cambiar o mantener la orientación de una nave espacial, muchos satélites emplean un volante de inercia. Este método no es el único para controlar la actitud, pues se pueden emplear sistemas que aprovechen el viento solar o las fuerzas magnéticas para hacer la misma función como subsistemas secundarios.

El problema de las órbitas bajas

Los vehículos situados en órbitas bajas (OTB, Órbita Terrestre Baja, traducción del inglés LEO), poseen periodos de rotación de unas 2 horas y dan algo más de 11 vueltas al día con una velocidad orbital está entre 7 y 8 km/s. La mayor parte de los miles de satélites artificiales en servicio o cuya vida útil ha caducado se hallan en OTB. Su altura sobre la superficie terrestre es menor que las órbitas circulares intermedias (20.000 a 30.000 km de altura, caso de los satélites de posicionamiento global como GPS, Galileo, Glonass, etc.) y muy por debajo de la órbita geoestacionaria (35.000 km).

Las órbitas con alturas de 150 km o menos no son estables y caen rápidamente debido al rozamiento con la atmósfera. La resistencia aerodinámica se siente hasta una altura de unos 500 km e incluso por encima de esta altura (exosfera), por lo que la estación espacial internacional, que orbita a 400 km de altura, debe ser «izada» periódicamente para compensar su pérdida de altitud. Las órbitas más altas están sujetas a averías electrónicas debido a la radiación y a la acumulación de carga electrostática. Las órbitas de ángulo de inclinación bajo se mueven en latitudes próximas al Ecuador, mientras que las de inclinación alta se denominan órbitas polares, pues navegan pasando cerca del cenit de los polos terrestres.

Salvo los satélites de comunicación continua, que requieren órbitas geoestacionarias, la OTB presenta numerosas ventajas: hace falta menos energía para situar el vehículo en órbita, los elementos de observación proporcionan mayor resolución y los radiotransmisores necesitan menos potencia para la transferencia de datos, por lo que OTB se emplea para muchas aplicaciones de comunicación, como es el caso de la constelación Starlink del magnate Elon Musk. Dado que estas órbitas no son geoestacionarias, se requiere una red de satélites para suministrar cobertura continua. Las órbitas bajas también ayudan a satélites de teledetección gracias al nivel de detalle añadido que puede ser obtenido. Los satélites de teledetección pueden tomar también ventaja de órbitas terrestres bajas síncronas solares a una altitud de alrededor de 800 km y cerca de la inclinación polar. El

mayor problema de hoy es la congestión de las regiones OTB, pues el número de satélites presentes se cuenta por miles y se empieza a saturar de basura espacial, es decir, de vehículos que han terminado su vida útil.

La gravedad terrestre se reduce en un 1 % por cada 30 km de altura ganada. No obstante, los objetos en órbita experimentan en su interior gravedad «cero», pues la fuerza centrípeta (centrífuga en sistemas no inerciales) es igual a la gravedad del lugar. Para alcanzar la altura y la velocidad orbitales no basta con la energía teórica para lograrlo, pues hay que tener en cuenta la resistencia atmosférica y la propia gravedad, lo que supone añadir unos 2 km/s a la velocidad necesaria para entrar en OTB.

Las órbitas terrestres bajas ecuatoriales (OTBE) son un subconjunto de OTB con baja inclinación respecto al Ecuador que permite tiempos de revisita rápidos a lugares de baja latitud en la Tierra; tienen el menor requerimiento de combustible gastado siempre que tengan la orientación directa (no retrógrada) respecto a la rotación del planeta y sean lanzados desde un punto de la superficie cercano al Ecuador para aprovechar la velocidad tangencial de tal latitud.

Las órbitas más altas incluyen la órbita terrestre media (MEO), a veces llamada órbita circular intermedia (ICO), y más arriba, la órbita geoestacionaria (GEO). Las más altas que la órbita baja pueden provocar un fallo prematuro de los componentes electrónicos debido a la intensa radiación y a la acumulación de cargas y diferencias térmicas entre las superficies expuestas al sol y las que permanecen en sombra.

El tiempo de permanencia de un satélite en OTB depende de muchos factores, sobre todo de la influencia de la Luna y de la altura sobre las capas densas de la atmósfera. Por ejemplo, la órbita del satélite americano Explorer 6 cambiaba cada 3 meses de 250 a 160 km, lo que llevó a una disminución de su vida útil de los 20 años previstos a 21. Lo mismo ocurrió con el primer satélite artificial de la Tierra que sólo duró 3 meses (perigeo 215 km, donde más energía de rotación perdía, apogeo 940 km, donde la velocidad orbital era mínima y apenas se reducía por resistencia aerodinámica).

Otros factores que afectan a la vida útil: la altura de las capas densas de la atmósfera puede variar en función de la hora del día y de la órbita del satélite; por ejemplo, a mediodía las capas calientes de la atmósfera a una altura de 300 km tienen una densidad que duplica la de medianoche. El aumento de la actividad solar puede provocar un fuerte incremento de la densidad de la atmósfera superior: como consecuencia, el satélite se ralentiza más y la altura de su órbita disminuye más rápidamente.

La forma del satélite, es decir, el área de su sección recta (sección transversal), también desempeña un papel esencial; para los satélites especialmente diseñados para operar en órbitas bajas, a menudo se eligen formas de cuerpo aerodinámicas.

Residuos espaciales

El entorno OTB se está congestionando con desechos espaciales debido a la cantidad de objetos presentes en cada lanzamiento y al número de éstos, lo que ha causado una creciente preocupación en los últimos años, pues las colisiones a velocidades orbitales pueden ser peligrosas o mortales. Los choques pueden producir más desechos espaciales, creando un efecto dominó conocido como síndrome de Kessler. El Centro de Operaciones Espaciales Combinadas, que forma parte del Mando Estratégico de los Estados Unidos (antes Mando Espacial), realiza un seguimiento de más de 20.000 objetos mayores de 10 cm en OTB. Según un estudio del Observatorio de Arecibo, puede haber un millón de objetos peligrosos de más de 2 milímetros en órbita; demasiado pequeños para ser visibles desde los observatorios terrestres. En España, el recién creado Mando del Espacio está desarrollando y explotando complejos sistemas de seguimiento de estos objetos; de nuevo, la inteligencia artificial será de gran ayuda a la hora de analizar los datos obtenidos.

Los motores cohete tienen una reputación de baja fiabilidad y peligrosidad, especialmente en cuanto fallos catastróficos (el cohete de campaña español MC25 fue retirado del servicio por una explosión dentro del lanzador; sin duda se trató de un fallo catastrófico ocasionado por una brusca sobrepresión originada por una grieta en el propulsor sólido o un fallo de las superficies inhibidoras del grano). Para uso militar, el acento se pone en las máximas prestaciones (alcance) con un mínimo peso, por lo que en cohetes tácticos de empleo en masa es difícil lograr una alta fiabilidad. En contra de esta reputación, los cohetes bien diseñados pueden ser fiables: los utilizados en lanzamientos orbitales, sea de naves tripuladas o no tripuladas, e incluso en los misiles ICBM con cabeza nuclear, la fiabilidad es prioritaria dados los enormes recursos puestos en juego y las dramáticas consecuencias de un fallo catastrófico.

Como alternativa a los satélites de comunicaciones en OTB, se ha propuesto el uso de globos aerostáticos que pueden operar a una altura de unos 20 km como estaciones de comunicación para servicios de voz y datos. Para este uso también se han propuesto aviones no tripulados alimentados por energía solar. Para aplicaciones militares, ambas soluciones dependen de las condiciones atmosféricas y resultan demasiado vulnerables ante la acción del enemigo.

Conclusiones

Los sistemas propulsores que permiten llegar a una órbita preestablecida o viajar a otros planetas precisan una enorme energía que debe liberarse de forma controlada. Para órbitas bajas los ingenios pequeños pueden aprovechar la menor energía potencial terrestre de un globo aerostático o añadir la cinética de un vector lanzador, como puede ser un cazabombardero volando al límite de su techo y velocidad. Sin embargo, para grandes satélites artificiales, sondas o sistemas de observación del universo, hay que utilizar cohetes de varias fases y enormes cantidades de propulsor. El reaprovechamiento de ciertos elementos, como ha demostrado el sistema *SpaceX (Starship)* de Elon Musk, capaz de recuperar la primera fase, puede abaratar el elevadísimo coste del lanzamiento y facilitar así el acceso al espacio.

Una vez en el espacio exterior desaparece el oxígeno, por lo que los propulsores deben ser autosuficientes. El problema que hay que resolver es el de la actitud del ingenio que, en casi todos los casos, usa sustancias que terminan por agotarse condicionando la vida útil del sistema. Alargar la vida es primordial para conseguir aumentar la ratio coste/eficacia del dispositivo. Sin duda, el dominio del espacio y la necesidad de rentabilizar las inversiones impulsarán el desarrollo de tecnologías disruptivas.

La historia de la carrera espacial apenas cuenta con tres cuartos de siglo, un periodo que ha protagonizado enormes cambios y la irrupción de tecnologías novedosas y fiables. El futuro se presenta apasionante y prometedor. Esperemos que todos los avances conduzcan a afianzar la paz y al aprovechamiento ético del espacio. La importancia militar de su vigilancia, control y poder disuasorio es cada vez más patente. ■

Referencias bibliográficas:

- Bate, R. *Fundamentals of Astrodynamics*. Dover. 2007.
- Jenaro y Tizón. *Propulsión de misiles tácticos*. Garceta. 2018.
- Mattingly, Jack D. *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*. AIAA: 2016
- Monforte, Manfredo. *Las Pólvoras y sus aplicaciones*. 3 Tomos. UEE. 1992.
- NASA. *Space Shuttle Owners' Workshop Manual: An insight into the design, construction, and operation of the NASA Space Shuttle*. 2011
- Pérez Crusells. *Estudio de propulsores sólidos para cohetes*. ACART. 1970.
- Pinotti, R. *Historia secreta de la carrera espacial*. Luciérnaga. 2012.
- Sutton & Biblarz. *Rocket Propulsion Elements*. Wiley. 2022.
- Tipler, P. *Física*. 3ª edición. Reverté. 1995.
- VV.AA. *Spacecraft dynamics and control: an introduction*. Wiley. 2020.