

## &lt;&gt; COHETES. (Parte 1ª)

Índice de este Apartado:

- > NECESIDAD DE LOS MISMOS.
  - = GLOBOS.
  - = AVIONES Y REACTORES.
  - = ¿CON QUE PUES?
- > LEYES DE NEWTON. PRINCIPIOS DE LA DINAMICA.
- > EL COHETE. SU MECANICA.
  - = VELOCIDAD DE ESCAPE DE GASES O DE EXHAUSTACION.
  - = EMPUJE.
  - = IMPULSO ESPECÍFICO Y TOTAL. CONSUMO ESPECÍFICO.
  - = VELOCIDAD MAXIMA. OBTENCION DE LA FORMULA DE TSIOLKOVSKY.
  - = RAZON DE MASAS. NUMERO DE TSIOLKOVSKY.
  - = RAZON DE MASAS UTILES.
  - = POTENCIA Y RENDIMIENTO.
- > COHETES MULTIFASICOS.
  - = RAZON DE MASAS UTILES DEL COHETE MULTIFASICO.
  - = RAZON DE PROPORCION DE MASAS DEL COHETE MULTIFASICO.
  - = LA VELOCIDAD CARACTERISTICA DEL COHETE MULTIFASICO.
  - = OTRAS RELACIONES.
    - SOBRE EL PESO TOTAL Y RAZON DE MASAS UTILES.
    - SOBRE EL PESO EN SECO Y RAZONES DE MASAS.
    - SOBRE EL PESO DE LOS PROPULSANTES Y LAS RAZONES DE MASAS.
    - SOBRE EL PESO DE CARGA UTIL, LA TOTAL Y RAZONES DE MASAS.
  - = EJEMPLO TEORICO DE LAS RELACIONES.
  - = CONCLUSION.
- > CLASES DE COHETES. PROPULSION QUIMICA.
- > COHETES DE PROPULSANTE SÓLIDO.
  - = DISPOSICION DEL GRANO.
  - = EL PROPULSANTE SÓLIDO.
  - = CARACTERISTICAS TIPICAS DE UN COHETE DE PROPULSANTE SÓLIDO.
- > COHETES DE PROPULSANTE LÍQUIDO.
  - = TANQUES.
  - = SISTEMAS DE BOMBEO.
  - = CONDUCTOS DE PASO.
  - = INYECTORES.
  - = CAMARA DE COMBUSTION.
  - = TOBERA.
  - = SISTEMAS DE CONTROL.
  - = OTROS CARACTERES TIPICOS DE ESTOS COHETES.
  - = EL PROPULSANTE LÍQUIDO.
    - CUADRO GENERAL DE PROPULSANTES Y SU USO EN VARIOS COHETES
- > COHETES DE PROPULSANTE HIBRIDO.
- > PROPULSION ATOMICO-ETM. COHETES EXPERIMENTALES Y FUTUROS
- > COHETES DE PROPULSIÓN IÓNICA.
  - = EL GENERADOR DE ENERGIA.
  - = EL TRANSFORMADOR EN POTENCIA.
  - = PROPULSANTE.
  - = CONCLUSION.
- > COHETES DE PLASMA.
  - = SISTEMAS.
  - = ALGUNOS SUBSISTEMAS.
- > COHETES DE FISIÓN NUCLEAR.

- > COHETES DE FUSIÓN NUCLEAR.
- > OTROS COHETES. EL FOTÓNICO.
- > DISCUSION SOBRE LOS SISTEMAS PROPULSORES.
  - = CLASIFICACION DE COHETES POR SU FUNCIONAMIENTO O PROPULSION.
- > ACTUACION REAL DEL COHETE. SUS MISIONES.
  - = LANZAMIENTO. FACTORES QUE LO CONDICIONAN.
  - = CONTROL Y DIRECCION.
  - = SEPARACION DE FASES.
    - RECUPERACIÓN DE FASES.
  - = TRAYECTORIA SEGUIDA.
  - = MISIONES DEL COHETE.
- > PREHISTORIA DE LOS COHETES.
- > COHETES PRECURSORES.
  - = GODDARD.
  - = LOS RUSOS DEL GIRD.
  - = LOS ALEMANES CON VON BRAUN.
    - LA V-2.
- > COHETES PRECURSORES AVANZADOS.
  - = URSS. LA SERIE DE COHETES R.
  - = USA. EL WAC-CORPORAL.

## PARTE 2. COHETES ASTRONÁUTICOS. (ir a la pag. anterior para pinchar el enlace)

Los cohetes son el sistema básico o primario de la navegación espacial. Sin ellos no hay desplazamiento solvente por el espacio ni acceso al mismo.

### > NECESIDAD DE LOS MISMOS.

Conocemos, más o menos pero con fundamento, las características del espacio y atmósfera que nos envuelve, los valores de la gravedad, las velocidades necesarias para alcanzar la satelización y otras circunstancias que permiten ir más allá de las inmediaciones de nuestro planeta. Pero, ¿cómo podemos lograr tales velocidades para una puesta en órbita o bien que sencillamente nos lleve al espacio exterior? ¿Con qué vehículo? Este es el mayor problema, junto al de las distancias interplanetarias, de toda la astronáutica.

### = GLOBOS.

Al principio, cuando el hombre no sabía realmente hasta donde se extendía la atmósfera terrestre, se ejecutó el primer intento de ascender por el aire con globos aerostáticos. Los globos se llenan con un gas menos pesado que el aire ambiental que puede ser pues el mismo aire calentado y permiten por tanto ascender en altura; se usa normalmente, además del indicado mismo aire calentado, helio e hidrógeno, sobre todo el primero por la seguridad que reporta ante el peligro de incendio o explosión del segundo, aunque es más caro.

Así pues, diremos que los aeróstatos pueden ser de dos tipos, dilatables e inextensibles. Los primeros a medida que se asciende, al disminuir la presión y ser de material dilatado, aumentan de volumen hasta que, alcanzada una altura, estallan y son los usados para la investigación.

El primer vuelo público en globo fue realizado el 5 de junio de 1783 por los hermanos Montgolfier y tuvo gran repercusión hasta el punto que influyó en la literatura de la época sobre vuelos espaciales, pensando muchos que por tal medio se podía ascender mucho más de lo que realmente se puede.

Los aeróstatos pueden llevar en la barquilla que cuelga una carga útil de aparatos científicos o personas que si han de ascender a gran altura, más allá de los 7.000 m. llevaran trajes adecuados para la presión, oxigenación y temperatura, si no quieren sufrir las variaciones extremas de tales circunstancias.

Sobre los globos tripulados los récords de altura anteriores a los primeros satélites artificiales los ostentaban los americanos con alrededor de los 35 Km de altitud. Otros no tripulados han llegado a más de 45 Km. En mayo de 2002 un globo japonés de polietileno (BU60 del ISAS) logró el récord de altitud con 53 Km.

Los inextensibles pueden ser abiertos, donde entran los de tipo deportivo, cerrados o mixtos. De los de tipo inextensible cerrado tenemos el modelo de aerostato de más fácil control y el más confortable. Nos referimos a los dirigibles, que tuvieron su auge hasta tiempos prebélicos de la 2ª gran guerra; uno de los más famosos fue el Hindenburg que se incendió (utilizada hidrógeno) al atracar en un vuelo regular con pasajeros, parte de los cuales, junto a también parte de tripulación, perecieron.

Los globos serían luego, además del uso deportivo, utilizados para estudiar la alta atmósfera y para algunas experiencias astronómicas, llevando a bordo aparatos científicos registradores de radiación, temperatura, presión, telescopios con TV y todo tipo de transmisores, con los que estudiar principalmente las variables y turbulentas regiones que por techo tenemos y que tanto nos influyen; la observación astronómica resulta más eficaz que desde tierra dada la poca densa atmósfera o de otro modo la limpieza del filtro atmosférico.

También se ha hecho uso de los globos transportando seres vivos para su estudio, bien luego en tierra o directamente con retransmisión de datos de su estado físico con aparatos telemétricos.

Cuando la carga útil retorna a Tierra ocurre así en razón a que el globo explota por la presión interior en relación a la exterior, dada la altura lograda, y es el caso de los globos dilatables, o bien por otras circunstancias calculadas que pueden ser provocadas. La carga útil cae entonces en paracaídas con técnicas viables de cierto control.

En este aspecto investigador pueden ser considerados los globos como precursores de los satélites.

Ejemplo común e importante de la utilidad de los globos de investigación son los llamados globos meteorológicos y los que son utilizados por algunas organizaciones de telecomunicaciones, laboratorios de física, etc.

Generalmente los globos suelen estar contruidos de polietileno o nylon y materiales que modernamente se usan cada vez más, por su perfeccionamiento y menor coste. El peso de los mismos puede llegar a ser de más de una docena de toneladas en total y de lo que la carga útil puede suponer hasta 200 Kg como máximo aunque normal es que usen pequeñas cargas. Navegan con normalidad hasta los 30 Km durante a lo sumo unos días y en general en operaciones de solo unas horas.

De un modo general, los globos de investigación pueden constar, integra o parcialmente de las siguientes partes: globo propiamente dicho, gas de llenado que como se dice suele ser hidrógeno o helio, barquilla, dispositivo separador de ésta, carga útil en la misma a base de equipos radiobalizas y paracaídas para recuperación de la citada carga, cámaras ambientadas para seres vivos, etc. El equipo se complementa en tierra con sistemas de llenado de gas, de suelta o lanzamiento, de seguimiento a distancia, radar y receptor telemétrico.

Para llevar a efecto los ensayos se precisan como es natural un mínimo de condiciones meteorológicas y las pruebas se ejecutan en zonas alejadas de tráfico aéreo y de poblaciones.

Programas de cierta relevancia fueron por ejemplo el programa Eole francés con la suelta de cientos de globos que enviaban información a un satélite del mismo nombre; el nombre del programa es el del mitológico dios del viento. Los americanos también han desarrollado interesantes programas con globos.

El primer globo que llevó aparatos científicos que consistían en un termómetro y un barómetro fue soltado el 1 de diciembre de 1783 e iba inflado de hidrógeno.

Pero al final, los aerostatos, puesto que solo logran desenvolverse en un medio de gas (atmósfera) hasta determinada presión, no pueden ir más allá de los citados 45 o 50 Km donde ya escasea en demasía el aire. Y aunque a tal altura el hombre no sobrevive dada la escasez de presión, oxígeno y extremas temperaturas, el espacio aun nos queda muy lejos y no obstante, la exploración del espacio casi se podría decir que empieza aquí.

= AVIONES Y REACTORES.

Más tarde llegaron los aviones a hélice que si son más dinámicos e interesantes no pasan de una altura de unos 11 Km. Navegan aproximadamente entre los 8 y 11 Km y sus sustentación depende también de la densidad del aire.

Y después llegaron los reactores o aviones a reacción que también precisan del aire para funcionar y del que obtienen oxígeno para quemar el combustible que lleva ya en sus depósitos el aparato. Por la fuerza impulsora creada por la reacción química bajo presión resulta un empuje equivalente a los gases expulsados por una o varias chimeneas o toberas; el aire es comprimido en turbinas y calentado por tanto, lo que al contacto con el combustible inicia la combustión por inflamación. El principio por el cual se mueve el avión de este modo es el mismo que el del cohete y es explicado por la tercera Ley de Newton que luego se citará.

El reactor también precisa pues de un mínimo de densidad atmosférica para poder funcionar por lo que tampoco es apto para moverse por el espacio pero si tiene más importancia como posible componente de ingenios para satelización o sencillamente para cruzar la atmósfera en ayuda de llegar al espacio.

Los aviones comerciales vuelan a 13,5 Km de altura máxima y los militares de reconocimiento al doble como mucho. Un reactor como el caza MiG 25 alcanza los 27 Km de altitud. Alcanzan los reactores mayor altura que los aviones a hélice y aeróstatos, pudiendo llegar hasta los 55 Km de altura en modelos más o menos convencionales por la ausencia de oxígeno en la atmósfera.

Un tipo especial de reactores americanos del tipo X-15, el más perfecto de la serie X de pruebas hasta fines de los sesenta, llega a alcanzar los 107 Km de altitud, una velocidad de algo más de 6.500 Km/h después de haber sido lanzado desde un bombardero B-52 a 800 Km/h, saliendo desde el compartimiento de éste normalmente destinado a las bombas. El X-15 medía 3,6 m de altura, 15,3 de longitud y 6,7 m de envergadura y usaba de propulsante amoníaco y oxígeno líquidos y su capacidad era solo para un piloto.

Pero tampoco el X-15 y sus afines resultan adecuados pues inmediatamente después de lograr la altura referida se le agota ya el propulsante y retorna hacia la Tierra planeando en, eso sí, mil Km aproximadamente. El éxito del X-15 se sitúa más bien en las investigaciones aerodinámicas que es en realidad para lo que se le habilitó pues como posible ingenio espacial solo supone un pellizco ante espacio exterior.

De los X-15 se hicieron 3 ingenios que volaron en total 199 veces entre el 8 de junio de 1959 y el 24 de octubre de 1968, logrando su tope de 6,7 Mach y 107,9 Km de altura.

Este ingenio pertenece no exactamente a los reactores sino al tipo de los llamados reactores-cohete, una especie de híbrido de ambos, y raramente empleados. Los motores que utilizan el aire como comburente son llamados aerobios y los que, como los cohetes, no lo utilizan son anaerobios. Como se ha dejado notar, su campo es el de la investigación aéreo/termo-dinámica y en definitiva estos ingenios no nos sirven para la amplia navegación espacial.

### = ¿CON QUÉ PUES?

El primer paso astronáutico, por otra parte, es lograr una órbita baja de al menos unos 180-200 Km, donde verdaderamente comienza la exploración espacial, con una velocidad de unos 28.000 Km/h. Y estos parámetros de altura y velocidad dados no son posibles ni por aproximación con todos los aparatos antes vistos. Ello es así por dos razones: la primera es que ningún ingenio mencionado es capaz de adquirir velocidad tal; y segunda que todos necesitan para propulsarse el gas que forma parte del medio en que se desenvuelven. Incluso si llegaran a lograr la velocidad citada, sin excluir la segunda razón, el ingenio no saldría de la atmósfera porque se desintegraría por fricción, sin contar el frenado inherente, antes de conseguir el impulso necesario para la puesta en órbita. Un cuerpo cuanto más velocidad logre por la atmósfera más riesgo corre de quemarse por rozamiento con ella; que es lo que ocurre cuando un meteorito atraviesa la alta atmósfera. Tal fricción es proporcional a tal velocidad y a la densidad aérea.

Del mismo modo, también resulta imposible lanzar un ingenio al espacio mediante un disparo efectuado en Tierra que le comunicara al mismo la velocidad máxima necesaria instantáneamente, como ocurría por ejemplo con el cañón Columbia de la novela de Jules Verne,

o sistemas similares, porque el proyectil se desintegraría a semejante velocidad de inmediato sin posibilidad alguna de llegar al espacio.

En definitiva, la satelización ha de tener lugar en todos los casos, como se ha dicho, por encima de una atmósfera perceptible. Además, el viaje iniciado en Tierra desde luego no puede alcanzar instantáneamente la velocidad de puesta en órbita.

El aparato que deba moverse en el espacio no ha de necesitar la presencia de gas atmosférico. Así pues necesita llevar consigo el propulsante completo. Pero además ¿cómo va a funcionar?, ¿en qué se apoyará mecánicamente?, ¿cómo alcanzará la velocidad cósmica?

El ingenio que reúne las condiciones es el cohete, hoy día el único vehículo capaz de alcanzar el espacio y los planetas.

Cohete es un vocablo que procede del italiano "ROCHETTA" con el que se llamó en la Edad Media a los cohetes y significa "ruedecita", por su parecido, como entonces se le nombró. Las denominaciones en otros idiomas también tienen el mismo origen y son en inglés "rocket", en alemán "Rakete" y en francés "Roquete" y "fusée" (fuego artificial).

### > LEYES DE NEWTON. PRINCIPIOS DE LA DINÁMICA.

Los principios por los cuales se mueve el cohete fueron enunciados por Isaac Newton (1642-1727) en el año 1687, o sea a fines del Siglo XVII, en su obra llamada "Principios matemáticos de la filosofía de la Naturaleza". Estas leyes son tres:

1ª.-Ley de la inercia o de acción de fuerzas: Un cuerpo permanece en estado de reposo o movimiento uniformemente rectilíneo si no se ve sometido por fuerzas que actúan sobre él modificando su estado.

2ª.-Principio de aceleración y cantidad de movimiento: La variación de la cantidad de movimiento de un cuerpo está en proporción a la fuerza que lo impulsa al movimiento y actúa en dirección de la línea de acción de la fuerza.

Se deduce la fórmula matemática donde (F) es la fuerza, (m) la masa y (a) es la distancia que recorre a cada momento y por unidad de tiempo:  $F=m \times a$  expresada en  $\text{Kg} \times \text{m}/\text{seg}^2$

3ª.-Ley de acción y reacción: A toda acción corresponde una reacción de igual magnitud y de sentido contrario.

En estos tres principios se condensan las leyes dinámicas del cohete. La que explica el funcionamiento de estos vehículos es la tercera. El efecto de la acción y reacción se puede observar en innumerables casos de la vida cotidiana. Así por ejemplo mediante esta Ley se explica porqué un globo hinchado, típico ejemplo, si es soltado, y el orificio por el cual se introduce el aire no se halla obstruido, sale disparado en la misma dirección del aire que por la presión de la goma sale rápido por el orificio pero en sentido opuesto a dirección del aire.

Efectivamente el aire bajo la presión de las paredes del globo mantiene una presión constante en el interior si el orificio está tapado. Al abrirlo la presión se equilibra rápidamente en el lado del orificio lo que ocasiona que el aire del globo a mayor presión que el exterior salga a determinada velocidad (acción). Estas moléculas aéreas que escapan producen un empuje (reacción) sobre las paredes del lado opuesto al orificio lo cual produce el movimiento del globo de la misma categoría que tal salida de aire en la misma dirección pero en sentido contrario.

Otro ejemplo muy conocido es el del calamar. Este ser se mueve en las aguas por el mismo principio. Primero absorbe y comprime agua en una bolsita y a continuación lo expulsa con fuerza en determinada dirección creando así el empuje que lo mueve.

El cohete fundamentalmente funciona con toda exactitud por el mismo principio.

Otros conceptos a tener en cuenta para previos a la dinámica citada son los principios de la termodinámica dado que en todos los cohetes el impulso nace de las variables de presión y temperatura. Pero, como otros factores fisico-matemáticos que también confluyen en los cohetes, se dan por sabidos previamente.

### > EL COHETE. SU MECÁNICA.

El cohete es pues un ingenio que funciona por desplazamiento a reacción y se mueve en una ruta o trayectoria describiendo curvas del tipo elíptico, parabólico o hiperbólico, con un foco en el cuerpo celeste de mayor masa más cercano.

## = VELOCIDAD DE ESCAPE DE GASES O DE EXHAUSTACION.

Consta el cohete fundamentalmente de dos partes: propulsores y estructura. La estructura, mayormente metálica, a base de motores, tanques, etc., es lo que permite al propulsor transformar su energía química o atómica en fuerza aprovechable de empuje. Normalmente esto se realiza partiendo de una cámara de combustión, aumentando la temperatura y presión, para luego proyectar los gases ardientes en una dirección y sentido.

Así pues, tras una reacción química salen de una especie de embudo, o tobera, con el mayor diámetro hacia el extremo, por la base del cohete las partículas de gas a gran velocidad que por el principio ya dicho producen un empuje de la misma magnitud, ocasionando el movimiento del ingenio en sentido opuesto al de la salida del chorro de partículas gaseosas. Esto no es común a todos los modelos o tipos de cohete como luego veremos pues hay algunos, de uso limitado, que proyectan radiaciones o átomos ionizados, etc., aunque realmente el principio sigue siendo el mismo.

El empuje es pues la fuerza ejercida por la reacción en contraposición al escape de gases por la tobera. Se expresa generalmente en toneladas ya que en el caso de los cohetes astronáuticos hablar de kilogramos resulta una unidad muy pequeña dadas las elevadas cifras, salvo en algunos casos que por resultar motores secundarios de poca potencia, como por ejemplo para maniobra, si es de aplicación.

El cohete al funcionar debe necesariamente disponer de motores lo suficiente potentes como para elevar su peso y contrarrestar la aceleración de la gravedad.

Cuando el cohete funciona, va creando un constante empuje que permite al mismo, a medida que pierde peso por el propulsor continuamente quemado, aumentar a cada instante su velocidad o lo que es lo mismo, acelerarse. Puesto que la gravedad disminuye con la altura, para los cohetes de largo alcance ello se combina también para aumentar la velocidad.

Cuanta más masa de propulsores expulse el motor, y mejor a cuanto más velocidad, tanto mejor para lograr más velocidad. Pero dotar de más masa inicial también significa mayor peso y necesidad de mayor potencia para moverlo. El cálculo del peso necesario de propulsores es pues un equilibrio de masas respecto al objetivo a lograr bajo el factor economía.

La aceleración, en potencia, que alcanza el cohete puede llegar a varios "g" pero el valor real desarrollado será menor en resultado del efecto de sustracción del "g" gravitatorio.

Dado que el cohete funciona únicamente con los propulsores que lleva, sus movimientos se realizan con independencia del medio que lo rodea, cosa que no pueden hacer el resto de ingenios creados por el hombre, por lo tanto es apto para moverse en el relativo vacío espacial, en una atmósfera e incluso en el mar. Ahora bien, el cohete se desenvuelve mejor en el vacío que rodeado de fluido, debido a que éste ejerce el denominado frenado dinámico u oposición de sus moléculas a ser atravesadas por el cohete, efecto éste que desde luego se ejerce sobre el cono o proa y también sobre las paredes exteriores sobre todo cuanto más denso sea el fluido objeto de atravesar.

Prácticamente este efecto no es apreciable en exceso, siendo sin embargo más de considerar por los efectos inherentes de alta temperatura, presión ejercida sobre uno y otro lado con inconstancia, etc.

Retornando a los efectos ocasionados en la cámara de combustión, digamos ahora que la velocidad de combustión ( $V_b$ ) se dice que es la distancia ( $d$ ) que recorre por unidad de tiempo el frente de llama, referido a combustión química, y es del orden de mm por seg.

La presión en la cámara ( $P_c$ ) determina, en proporción directa, tal velocidad, así como en menor grado la temperatura.

$$V_b = d \times (P_c)^n$$

para  $n < 1$  la estabilidad de funcionamiento del cohete queda asegurada.

Cuando en la cámara de combustión los propulsores reaccionan químicamente se libera gran cantidad de calor y la inherente presión existente en la misma aumenta. Pues bien, tales circunstancias determinan en directa proporción la velocidad a que salen los gases por la tobera ( $V_g$ ).

A esta velocidad se la denomina de eyección o *de exhaustación* (exhaust velocity en inglés) y puede ser definida como la energía cinética resultante de transformar la energía calorífica de la combustión.

Esa especie de embudo que decíamos y que es la tobera está unida en su parte más estrecha, o cuello, a la cámara de combustión. Y este cuello juega un gran papel pues incrementa la velocidad de los gases que por ella salen en determinada razón a tal estrechez.

Los gases a la salida también ejercen presión útil sobre las paredes de la tobera. La forma abierta de la tobera que incrementa la efectividad de los gases en el escape, que acelera los mismos al disminuir la presión por la mayor anchura, es debida al efecto Venturi.

La relación matemática que determina el flujo de gases en función del área de cuello de la tobera ( $S_c$ ), aceleración debida a la gravedad ( $g$ ), presión en la cámara ( $P_c$ ) y de salida ( $P_s$ ), temperatura ( $T$ ), densidad ( $\rho$ ) y calor específico ( $C_{esp}$ ), siendo el equivalente mecánico del calor a considerar de 427, es:

$$\text{gasto o flujo} = S_c \rho \sqrt{2 \times g \times 427 \times C_{esp} T \left[ \left( \frac{P_s}{P_c} \right)^{2/C_{esp}} - \left( \frac{P_s}{P_c} \right)^{(C_{esp}+1/C_{esp})} \right]}$$

y todo ello es igual a ( $M_q$ ) o masa quemada.

La temperatura típica de combustión oscila entre 2.000 y 4.200°C, en tanto que la presión va de 20 a 200 Kg/cm<sup>2</sup> y más, según los propulsores que se empleen principalmente. Ejemplos de presión: 80 Kg/cm<sup>2</sup> en una cámara F-1 de los Saturn V; 240 Kg/cm<sup>2</sup> en la cámara de los motores principales de la Lanzadera o Shuttle.

Teóricamente, de un modo general, la velocidad conseguida por el chorro gaseoso viene dada por la fórmula

$$V_g = \sqrt{2 \times g \times E_p \times 427}$$

donde ( $V_g$ ) es la velocidad de los gases expelidos, ( $g$ ) la aceleración gravitatoria, ( $E_p$ ) la energía de los propulsores expresada en kilocaloría por kilogramo y 427 es el equivalente mecánico del calor ya citado (1 kilocaloría).

Otra forma de expresar la ( $V_g$ ), pero en función ahora de la presión de la cámara ( $P_c$ ), superficie de cuello de la tobera ( $S_c$ ) y la masa de propulsante quemada por unidad de tiempo ( $M_q$ ), de los que depende, es

$$V_g = (P_c \times S_c) / M_q \text{ y del mismo modo el flujo es } M_q = (P_c \times S_c) / V_g$$

Así se sabe también que la cantidad de propulsante que es preciso quemar ( $M_q$ ) está en función a la presión desatada y al área del cuello de la tobera directamente, en tanto que es función inversa de la velocidad del chorro. Es decir, a más ancho de cuello de tobera más propulsante; para mayor presión más propulsante; pero una gran masa del mismo no facilita mayor velocidad de gases. De otro modo: disminuye el peso molecular, aumenta la velocidad, aumenta la temperatura y las presiones.

La relación que expresa la ( $V_g$ ) en función de todos los factores básicos que la determinan es

$$V_g = \sqrt{\left[ \frac{2 \times g \times C_{esp} \times Q}{C_{esp} - 1} \right] \times \left( \frac{T}{M} \right) \times \left[ 1 - \left( \frac{P_s}{P_c} \right)^{(C_{esp} - 1) / C_{esp}} \right]}$$

donde ( $V_g$ ), ( $g$ ), ( $P_c$ ), ( $P_s$ ), ( $T$ ) y ( $C_{esp}$ ) sabemos que representan de anteriores ocasiones, y considerando que ( $M$ ) expresa el peso molecular (Kg/Molec.) y ( $Q$ ) es la constante universal de los gases.

Otra forma de la misma es,

$$V_g = \sqrt{2 \times g \times 427 \times C_{esp} T \left[ 1 - \left( \frac{P_s}{P_c} \right)^{(C_{esp} - 1) / C_{esp}} \right]}$$

La velocidad de exhaustación ( $V_g$ ), también llamada característica, se determina en realidad experimentalmente en las pruebas preliminares del motor-cohete y su valor máximo actual es de unos 3.700 m/seg. Ejemplo de ( $V_g$ ) lograda con mezclas LOX con LH y LOX con RP-1: 2.200 y 1700 m/seg, respectivamente.

La velocidad real es preciso determinarla en ensayos como se dice porque es inferior a la teórica debida a una serie de motivos o causas, acaecidas en la cámara de combustión principalmente, que la atenúan. Son tales efectos las pérdidas de calor por radiación y conducción, irregularidades que siempre se producen en las reacciones (ionización, por ejemplo), rozamientos, etc.

La presión y temperatura en el cuello de la tobera vienen dadas respectivamente por las relaciones siguientes:

$$P_t = P_c \times \left[ \frac{2}{\left( \frac{C_{esp}}{C_{esp2}} + 1 \right)} \right]^{\frac{2}{\left( \frac{C_{esp}}{C_{esp2}} + 1 \right)}}$$

y también  $T_c = T_x \left[ \frac{2}{\left( \frac{C_{esp}}{C_{esp2}} + 1 \right)} \right]$  donde  $\left( \frac{C_{esp}}{C_{esp2}} \right)$  es la relación de calores específicos del gas.  $(P_t)$  y  $(T_c)$  son también llamados presión y temperaturas críticas o de salida de gases, respectivamente.

= EMPUJE.

Siendo el empuje el resultado del impulso de reacción creado por la presión en la cámara de combustión que mueve al cohete, se dice que la razón entre tal empuje producido y el peso total o masa inicial ( $M_i$ ) del cohete viene dada por el cociente entre ambos y es una de las más importantes relaciones que definen al cohete:  $E/M_i$

Aunque aquí lo expresemos generalmente en Kg o Tm (como kilogramo-fuerza o tonelada-fuerza), la exacta definición del empuje ha de venir en newton, o decanewton (10 newtons) que tiene una equivalencia al kilogramo-fuerza (con una diferencia del 2 %).

Generalmente el empuje ( $E$ ) producido por un cohete equivale entre 3/2 y 3 veces el peso total. A tal respecto, téngase en cuenta que necesariamente ha de superar en primer lugar a su peso y luego superarse a fin de lograr una velocidad.

Así por ejemplo, para un peso que sea de 100 Tm ha de aportarse entre un empuje mínimo de unas 150 Tm y un máximo de casi 300 Tm. El empuje máximo de un cohete hasta el año 1975 lo había proporcionado el Saturn V con 3.400 Tm.

Claro está, los valores pueden variar y están en razón al grado de perfección sucesiva de los cohetes.

La magnitud del empuje depende de estas circunstancias: la relación existente entre la masa y tiempo de combustión de los propulsores por la velocidad de los gases expelidos por la tobera, o sea Kg de propulsante inyectados por segundo por la velocidad de exhaustación.

El empuje ( $E$ ) es influido además por la razón que hay entre el peso total del cohete y la carga útil. La fórmula que lo define en razón al gasto de propulsante ( $M_q$ ), velocidad de escape de los gases ( $V_g$ ), área del cuello de la tobera ( $S_c$ ) y diferencia de presiones de salida del gas ( $P_s$ ) y de la atmósfera ( $P_a$ ) es

$$E = (M_q \times V_g) + [S_c \times (P_s - P_a)]$$

La diferencia ( $P_s - P_a$ ) suele ser poca; en el espacio la ( $P_a$ ) es nula. Si ( $P_s > P_a$ ) el empuje será mayor y si ( $P_s < P_a$ ), o sea ( $P_s - P_a < 0$ ), será inferior. Con ello se indica que el cohete al ascender por la atmósfera, cada vez más escasa, aumenta su empuje.

Por todo ello, el empuje puede relacionarse ocasionalmente

$E = M_q \times V_g$  con desprecio del efecto de la gravedad, y se le llama empuje por momento, siendo el resto desconsiderado empuje por presión.

También se expresa el empuje en relación directa, sin citar la velocidad de exhaustación, a la superficie del cuello ( $S_c$ ), a la presión de la cámara ( $P_c$ ) y al coeficiente de empuje ( $C_\epsilon$ )

$$E = C_\epsilon \times S_c \times P_c$$

El coeficiente de empuje está en función a su vez del índice adiabático de los gases en combustión (relación entre el calor específico a presión constante y el ( $C_{esp}$ ) a volumen constante) y la relación entre la presión de la cámara y la de salida. El índice adiabático de los gases producidos usualmente varía entre 1,1 y 14.

Como ejemplo de la fórmula aplicada al famoso cohete V-2 que tenía una presión en la cámara de 15,5 Kg/cm<sup>2</sup>, siendo el área de su cuello en la tobera de 1,256 m<sup>2</sup> (el cuello era de unos 40 cm de diámetro), diremos pues que el empuje sería, conocido su ( $C_\epsilon$ ) de 1260, igual a

$$E = 12,60 \times (1,256 \text{ m}^2) \times (15,5 \text{ Kg/cm}^2) = 24,53 \text{ Tm de empuje en el lanzamiento.}$$

La carga útil como la misma denominación expresa es la parte del cohete que, localizada en la proa u ojiva u otro lugar, se desea llevar con el mismo y es independiente funcionalmente en muchos casos salvo que constituya un híbrido recuperable como en el caso de las lanzaderas. Tal masa útil suele de otro modo ser una cápsula tripulada o no, satélite, ingenio planetario, explosivos en el caso de los cohetes militares, etc.



## = IMPULSO ESPECÍFICO Y TOTAL. CONSUMO ESPECÍFICO.

El *impulso específico* ( $I_e$ ) o velocidad eficaz es el empuje logrado por unidad de masa de propulsante (1 Kg) y por unidad de tiempo (1 seg).

Es la fórmula que lo expresa

$I_e = E/Mq$  donde ( $I_e$ ) es el impulso específico expresado en seg; (E) es el empuje, en Kg, que produce el cohete en un seg por cada Kg de propulsante consumido en ese tiempo; (Mq) es la masa del propulsante quemado en ese segundo y se expresa en Kg/seg.

Lo que es igual: el impulso específico es el número de segundos que un Kg de propulsante proporciona 1 Kg de empuje. Por tanto si el (E) se expresa en Kg y (Mq) en Kg/seg queda visto porqué el ( $I_e$ ) se expresa en seg.

También se puede expresar con la relación entre ( $V_g$ ) y la aceleración debida a la gravedad y queda

$$I_e = Vg/g \quad \text{donde } g = 9,81 \text{ m/s}^2.$$

De aquí, si igualamos a la anterior fórmula ( $E/Mq$ ), podemos sacar otra más que será  $E = Mq \times (Vg/g)$  que nos dice que el empuje logrado por unidad de tiempo en que se quema una masa (Mq) de propulsante es proporcional a ésta y a la velocidad de salida de los gases e inversamente a la aceleración debida a la gravedad.

Otra fórmula del ( $I_e$ ) pero en la que se relacionan más factores como la temperatura de combustión (T), el peso molecular del producto de combustión (M), la relación de los calores específicos de la mezcla ( $C_{esp}$ ) y las presiones existentes en la salida ( $P_s$ ) y en el interior de la cámara ( $P_c$ ), es la que sigue

$$I_e = g \times \sqrt{(T/M) \times (C_{esp}/C_{esp} - 1) \times [1 - (P_s/P_c)^{((C_{esp} - 1)/C_{esp})}]}$$

Tal relación nos dice de la necesidad idealizada de un bajo peso molecular y mucha temperatura.

Los valores teóricos del ( $I_e$ ), como también son las de la velocidad de escape de gases, que se calculan partiendo de las relaciones termoquímicas, difieren luego de las reales que son entre el 92 y el 96 % de tal teórico. Se debe ello a las anomalías susodichas como quemados defectuosos, etc.

El *impulso específico* tiene la gran importancia de determinar la eficacia del cohete, cuanto mayor sea mejor, así como de los propulsores y la relación de la mezcla característica ( $m_c$ ); o sea, a más impulso más rendimiento. En resumen, indica que un mayor impulso supone más empuje por unidad de masa de propulsante quemada. En los cohetes esto es pues fundamental. Normalmente el ( $I_e$ ) oscila entre 180 y 460 seg para los propulsores líquidos y en los sólidos no suele sobrepasar de los 260 seg; de estos propulsores se hará referencia en otro apartado. Para otros tipos de propulsión puede, sobre el papel, llegar a ser de 100.000 seg como ya veremos, pues es muy variable dependiendo en definitiva de varios factores como se indicó. Asimismo suele ser mayor a medida que el cohete va funcionando al ascender a mayor altura.

Ejemplos de ( $I_e$ ): El LOX y RP-1 con 20 Kg/cm<sup>2</sup> de presión da un ( $I_e$ ) de 248 seg.

El LOX y LH con 24 Kg/cm<sup>2</sup> de presión da un ( $I_e$ ) de 335 seg.

Estos ejemplos dicen que en 1 seg, 1 Kg de propulsante en debida mezcla proporcionan 248 y 335 Kg de empuje o que tal Kg de propulsante da un 1 Kg de empuje durante 248 y 335 seg respectivamente.

El *impulso total* ( $I_t$ ) es el empuje del motor-cohete logrado en el tiempo total de combustión ( $T_t$ ) de la masa de propulsante ( $M_p$ ). Se expresa en Kg por seg.

$$I_t = M_p/T_t$$

La masa de propulsante ( $M_p$ ) es la masa total inicial menos el peso en seco del cohete.

El peso total absoluto del cohete es la suma del peso de los propulsores ( $M_p$ ) más el peso en seco de los motores y fuselaje, también llamados estos peso o masa final ( $M_f$ ) en la que se incluye la masa de la carga útil ( $m_s$ )

$$M_i = M_p + M_f$$

Ligado al peso, el tamaño se prevé dependiendo de la misión que se encomienda al mismo. Un cohete para escapar al campo de gravedad terrestre es mucho mayor que otro lanzado en la Luna para librarse de la gravedad de ésta puesto que el campo selenita es mucho más débil que el terrestre. Si se tratara de escapar del planeta Júpiter el cohete sería

enormemente mayor en razón a su fuerte campo. Claro está, existen también otros cuerpos celestes como los asteroides de los que, en razón a su poca masa, se podría huir no solo cualquier cohete sino incluso una flecha o una bala ya que alcanzaría fácilmente la velocidad de escape del asteroide.

También se define, el impulso total, como la integral del empuje entre cero y el tiempo de combustión

$$I_t = \int_0^T E \, dt$$

Consumo específico (Ce) se llama a los gramos de propulsante quemados por seg y por Kg de empuje proporcionado. De otro modo, es la relación entre el peso consumido y el empuje en Kg y es lo inverso al impulso específico. Su fórmula

$Ce = Mq/E$  o también  $=g/Vg$  donde (Mq), (E), (g) y (Vg) toman el mismo significado de anteriores fórmulas.

Un propulsante clásico tiene un (Ce) de 4 g/seg por Kg de empuje, o 4 Kg/seg por Tm de empuje. O sea que sería un  $I_e = 250$  seg.

Incluso podemos por la fórmula anterior  $Vg = I_e \times g$  saber cual será la velocidad de eyección de los gases por aproximación.  $Vg = (250 \text{ seg}) \times (9,81 \text{ cm/seg}^2) = 2.452,5 \text{ m/seg}$ .

#### = VELOCIDAD MÁXIMA. OBTENCIÓN DE LA FORMULA DE TSIOLKOVSKY.

La velocidad máxima es alcanzada por un cohete siempre al término de la combustión de los propulantes. Despreciando el frenado aerodinámico la velocidad de un cohete en un momento dado siempre estará en proporción a la de exhaustación (Vg) por la relación entre la masa de los propulantes (Mp) y la propia del cohete.

La velocidad máxima está pues en razón a la masa total o inicial (Mi) y la final (Mf), es decir, entre el peso total del cohete al partir y el peso una vez consumido el propulsante, así como de la velocidad de escape de gases (Vg).

La relación matemática de la velocidad máxima o final (Vf) fue dada a conocer por E. Tsiolkovsky y es

$V_f = V_g \times \ln(M_i/M_f)$  donde  $\ln(M_i/M_f)$  es el logaritmo en base e o neperiano del cociente de las masas inicial y final, o también de la masa inicial y la misma menos la masa de propulantes (Mp).

Esta velocidad es a la vez la ideal que puede alcanzar un cohete en óptimas condiciones y es directamente proporcional, como se puede ver, a la velocidad de exhaustación y a la relación de las masas citadas. Eso significa que cuanto más sea la velocidad de salida de gases (o lo que es lo mismo, mayor presión y temperatura en la cámara de combustión) y mayor proporción de la masa de propulantes mayor será la velocidad final del cohete.

La velocidad que desarrolla un cohete en ausencia de gravedad por supuesto que se ve disminuida en presencia de un campo en la medida del mismo.

Considerado un cohete que se desenvuelve en un campo de gravedad en trayectoria más o menos vertical, habrá que restar a la anterior fórmula el efecto sustractor que es  $(-g \times t)$  donde (g) ya es conocido y (t) es el tiempo de funcionamiento del cohete.

$$V_f = [V_g \times \ln(M_i/M_f)] - (g \times t)$$

Evidentemente, si  $(g \times t)$  es igual o mayor que  $[V_g \times \ln(M_i/M_f)]$  el cohete no se elevará. Opuestamente, cuando menor sea  $(g \times t)$  más positivo será el avance del cohete.

Pero si aun consideramos además la fuerza negativa debida ahora al frenado aerodinámico, que causa una ligera deceleración al cohete, a la fórmula habrá que añadir un nuevo número negativo. Este vendrá dado por el resultado de la integral de la fuerza (F) en relación a la masa (aceleración) por el tiempo que actúa  $d(t)$ . Es decir

$$V_f = [V_g \times \ln(M_i/M_f)] - (g \times t) - \int (F/M) \times dt$$

La velocidad final que un simple cohete alcanza desde tierra al término de su actuación es de alrededor de los 11.000 Km/h como máximo, es decir, unas 3 Vg.

Por supuesto, el rendimiento del ingenio es tanto mayor cuanto más sea la velocidad lograda.

La obtención de la fórmula de Tsiolkovsky se realiza partiendo de las consideraciones de la (Vg), (Mi), (Mf) y (Vf) antes vistas y, sabiendo que la masa de propulsante quemada por unidad de tiempo (Mq), es  $Mq=d(M)/d(t)$  representando (M) y (t) respectivamente masa y tiempo de propulsante consumido.

Conociendo la fórmula dada de la fuerza  $F=mx a$ , donde para nuestro caso la fuerza (F) es el empuje del cohete, (m) la masa es la cantidad de propulsante despedido por la tobera y que hay en la fórmula anterior bajo diferencial  $d(M)=Mq \times d(t)$ , y (a) la aceleración que se considera en su valor en función de la velocidad y el tiempo y que será  $a=d(V)/d(t)$  siendo la velocidad la de escape de gases (Vg). Se deduce pues que el empuje es

$$E = - \int Mq \times d(t) \times d(Vg) / d(t) = - \int Mq \times d(Vg) = -Vg \times Mq$$

fórmula que ya conocíamos anteriormente al tratar del empuje y que ahora se demuestra. Queda pues visto porqué el empuje es función de la velocidad de exhaustación, opuesta en sentido y por eso lleva el signo negativo, y la masa de propulsante quemada en unidad de tiempo.

Sustituyendo ahora en  $-Vg \times Mq$  a este último factor por su valor antes citado de  $d(M)/d(t)$  nos queda que  $-Vg \times Mq = -Vg \times d(M)/d(t)$  pero la velocidad de eyección de gases negativa, u opuesta, por la masa es precisamente la velocidad del cohete, opuesta a la salida de los gases por la tobera,  $-Vg \times d(M)/d(t) = d(V) \times d(M)/d(t)$  de donde resulta  $-Vg \times d(M) = d(V) \times d(M)$

Integrando entre la masa inicial (Mi) y la final (Mf) y despejando la velocidad (V) que llamaremos tras el resultado (Vf), que al fin, como se quería demostrar,

$$Vf = Vg \times \ln(Mi/Mf)$$

ln es el logaritmo, neperiano o natural, en base e, o sea  $\log_e$ , y su valor es la cifra  $e=2,7182818284...$

Tal expresión formularía se puede además figurar así, sabido que  $Mf=Mi-Mp$ ,  $Vf=Vg \times \ln(1/(1-(Mp/Mi)))$ , pero  $Mp/Mi$  es la relación inicial de masa entre la del propulsante y la total a la partida del cohete y la que denominamos ahora  $\tau$  que como resulta evidente es siempre  $\tau < 1$

$$Vf = Vg \times \ln(1/(1-\tau))$$

Cuanto más se acerque ( $\tau$ ) a la unidad mayor será la velocidad final, o lo que es lo mismo, cuanto mayor sea la masa de propulsante en relación al peso total inicial mayor será tal velocidad. Como ejemplo de ( $\tau$ ), en los cohetes Titán y Atlas es de 0,9, siendo un número abstracto.

Otra relación más de la velocidad final nos viene dada en función también de la masa de propulsantes (Mp) pero en relación a la masa específica ( $\rho$ ) o densidad de los mismos por el volumen (Vd) de sus depósitos  $Mp=\rho \times Vd$  y de lo que resulta esta otra expresión

$$Vf = Vg \times \ln(1+(\rho \times Vd/Mf))$$

$$= \text{RAZÓN DE MASAS. NUMERO DE TSIOLKOVSKY.}$$

La razón de proporción de masas es la relación existente entre la masa total inicial del cohete (Mi) y la masa que posee una vez consumido todo el propulsante (Mf).  $Z=Mi/Mf$  y siempre por constitución  $(Mi/Mf) > 1 > (Mf/Mi)$ .

Tal relación es uno de los factores que determinan el valor de la velocidad máxima o final que puede alcanzar un cohete. A la razón de proporción de masas (Z) se la denomina también como el número de Tsiolkovsky.

Normalmente con una razón de masas de 2,7 y más exactamente 2,71828...es decir el número e, a uno, o sea, 2,7 unidades de masa inicial por una de masa final, el cohete alcanza una velocidad máxima igual a la de exhaustación. Con una razón de 7,389, o sea  $e^2$ , a uno, la (Vm) es el doble a la de escape de gases ( $2 \times Vg$ ), mientras que si es  $Z=20,085$  ( $e^3$ ) a 1, la velocidad es triple ( $Vm=3 \times Vg$ ).

Por tanto, si sabemos que la velocidad de exhaustación no va más allá de los 3.700 m/seg se precisa alrededor de una razón de masas de 20 a 1 para alcanzar la velocidad de satelización pues ésta es de unos 28.000 Km/h y es lograda con más de  $2 \times Vg$  necesariamente, o sea con más de ( $e^2$ ) de razón.

Pero por supuesto alcanzar esa proporción de masas triple es imposible pues no se ha construido aun el ingenio que sea capaz de llevar 20 Tm de propulsante por cada Tm de peso en

vacío, salvo en un excepcional cohete de muy alta tecnología. La fácil solución está en los cohetes superpuestos o de fases, donde las razones se unen en producto.

La citada relación de masas determina además el grado de perfeccionamiento de construcción del cohete y su eficacia.

De la masa total del cohete antes de entrar en acción, más de las 4/5 partes aproximadamente son en realidad de propulsante. Es decir, los propulsores suponen más o menos de un 80 a un 90 % del peso inicial. Y como se dijo, cuanto mayor sea tal cantidad de propulsante en relación al peso total tanto mayor será la velocidad final. En la práctica, en ningún caso se logra llegar al 90 % de propulsante.

La fórmula de tal velocidad (Vf) puede ahora reducirse a

$$V_f = V_g \times \ln(Z)$$

Ejemplo de razón de masas: de la V-2, Z=3,13.

Otra relación entre masa de propulsante (Mi-Mf) y la masa total (Mi) se dice que da la fracción total de propulsante y la fracción efectiva, excluida la carga útil, o sea (Mi-Mf)/Mi o también  $1 - (1/(Mi/Mf))$  es decir  $1 - (1/Z)$  o  $(Z-1)/Z$

La fracción efectiva considera en diferencia a la total la masa residual de propulsante no quemado al final de la combustión.

= RAZÓN DE MASAS ÚTILES.

Es la relación que existe entre la masa total inicial (Mi) y la masa de la carga útil que llamamos (ms) masa del satélite, término que no es exacto pero que sirve.

$$R_m = M_i / m_s$$

Diremos por ejemplo que en un cohete cuya (Mi) sea de 500 Tm la razón de masas útiles es de 100 a 1 cuando es capaz el mismo de colocar en órbita 5 Tm. La razón nos viene a decir que por cada 100 Kg de masa total inicial sateliza 1 Kg de carga útil.

Como es obvio cuanto mayor sea tal diferencia menos deseable será el cohete y viceversa, a menor diferencia mayor eficiencia.

Como ejemplo real, el cohete V-2, de unas 12 Tm de peso, transportaba 1 Tm de carga útil por lo que su razón era de 12, solo que tal carga no era satelizada.

Normalmente del peso total del cohete la carga útil representa en la mayoría de los casos entre el 3 y el 10 %. La variación está en función de la propia capacidad del cohete y su configuración.

= POTENCIA Y RENDIMIENTO.

Consideremos que se ha superado una primera cuestión de convertir la energía generadora en potencia propulsora y un segundo factor de empleo de la potencia en el desplazamiento adecuado del vehículo. El rendimiento térmico (Rt) del primer caso será pues la potencia propulsora generada (Pp) por la energía suministrada por unidad de tiempo (W), o sea  $R_t = P_p / W$

Será en el segundo caso el rendimiento propulsor (Rp) quien estará en función de la potencia útil (Pu) que se aprovecha de la potencia propulsora (Pp), o sea  $R_p = P_u / P_p$  que será menor que 1.

El rendimiento total (Ro) será pues el producto del térmico y del propulsor, es decir,  **$R_o = R_t \times R_p$**  o también en función de la potencia útil (Pu) y la energía (W) se puede expresar así  **$R_o = P_u / W$**

La potencia útil es el trabajo útil generado por unidad de tiempo y su valor es el producto del empuje (E) por la velocidad de movimiento (V) cuyos máximos valores también determinan pues una potencia máxima. Así pues  $P_u = E \times V$  y si ahora además consideramos la fórmula vista del impulso específico  $I_e = E / M_q = V_g / g$  y despejamos en la segunda igualdad a (E) ésta será  $E = V_g \times M_q / g$

Sustituyendo este valor en la relación anterior queda que la potencia útil (Pu) está en directa razón a la velocidad real del cohete (V), a la de escape de gases (Vg) y a la masa quemada por unidad de tiempo e inversamente a la aceleración de la gravedad

$$P_u = V \times V_g \times M_q / g$$

La potencia propulsora es la potencia útil (Pu) más la perdida por disipación (PL), esto es,  $P_p = P_u + P_L$

En realidad, la efectiva es la útil y lo que interesa es que la perdida sea mínima. La potencia disipada (PL) es el valor de la energía cinética perdida por unidad de tiempo y está en razón a las velocidades del cohete según la fórmula que sigue

$$P_L = (Mq/(2 \cdot g)) \cdot (Vg - V)^2$$

La potencia propulsora en relación al gasto de propulsante por unidad de tiempo (Mq) y velocidades del cohete (Vg y V) es  $P_p = P_u + P_L = (V \cdot Vg \cdot Mq/g) + ((Vg - V)^2) \cdot Mq/(2 \cdot g)$

El rendimiento ideal de propulsión (Rp) era  $R_p = P_u/P_p$  o lo que es igual

$R_p = P_u / (P_u + P_L) = \frac{V \cdot Vg \cdot Mq/g}{(V \cdot Vg \cdot Mq/g) + ((Vg - V)^2) \cdot Mq/(2 \cdot g)} = \frac{1}{\frac{Vg^2}{2 \cdot Vg \cdot V} + \frac{V^2}{2 \cdot Vg \cdot V}} = \frac{2}{\frac{Vg}{V} + \frac{V}{Vg}}$
--

Si a (V/Vg), relación entre la velocidad real del cohete y la de exhaustación, lo denominamos  $\beta$  ( $V/Vg = \beta$  y también  $1/\beta = Vg/V$ ) nos quedará

$$R_p = (2 \cdot \beta) / (1 + \beta^2)$$

Esta importante fórmula nos revela que ante la relación  $\beta \Rightarrow 1$  el rendimiento también tiende a uno. El rendimiento es máximo, del 100 %, cuando  $\beta = 1$ , o lo que es lo mismo, ya visto, cuando la velocidad del cohete es igual a la de exhaustación ( $V = Vg$ ).

La realidad es no obstante que la tobera y la cámara disipan un 2 % aproximado de la energía y en el escape de gases la energía cinética aprovechable oscila entre el 40 y el 60 % sin contar que la energía de los ergoles no pasa nunca del 99 % del teórico.

### > COHETES MULTIFASICOS.

Hemos visto que para alcanzar la velocidad de satelización (8.000 m/s) con un cohete necesitamos una razón de proporción de masas (Z) que fue imposible de realizar en la primera etapa de la historia astronáutica y que es imposible incluso después para conseguir determinados objetivos, por consideración de peso o distancia, o ambos factores.

Un cohete que alcanzaba una velocidad máxima de 2.500 m/s por ejemplo, podía desde luego alcanzar el espacio por encima de los 200-300 Km de altura pero no quedaba satelizado y retornaba inmediatamente describiendo una curva de trayectoria suborbital.

Exactamente con una velocidad de 5.500 Km/h la altura lograda por un cohete tipo sonda será de unos 1.650 Km pero igualmente desde aquí retorna a tierra en caída libre o balística.

Así pues, si un cohete normal monofásico no alcanzaba en el mejor de los casos tal velocidad orbital, logrando como máximo unos 18.000 a 20.600 Km/h, por lo que lo ideal fue disponer de varios superpuestos que actuaban sucesivamente. De aquí que fueran precisos los llamados cohetes multifásicos, únicos capaces de alcanzar una velocidad de puesta en órbita. Más modernamente, la consecución de materiales muy ligeros y resistentes, o nuevas técnicas como la del cohete Pegaso, trajo como consecuencia la posibilidad de utilizar astronaves de una sola fase.

La velocidad orbital o una de escape que es la que interesa lograr no está sujeta al factor único peso total del cohete sino como se ha dicho a la relación que hay entre los factores que lo integran ( $M_p + M_f$ ). Por tanto, nada impide que un cohete de determinada capacidad transporte encima otros que guarden las relaciones necesarias de peso. De tal modo, los sucesivos cohetes son carga útil del anterior hasta que entran en funcionamiento.

Cuando un cohete deja de funcionar por agotamiento se supone que habrá alcanzado una determinada velocidad máxima, inferior a la de satelización; a grandes rasgos de un poco más de un tercio de la misma. Si en ese momento de agotamiento el cohete dispone encima como carga útil del mismo otro cohete que entre en acción en este instante, a la vez que se separa el cohete agotado cuyo peso ya inútil provocará al desprenderse una ayuda a la aceleración, la velocidad lógicamente del nuevo cohete se suma constantemente ahora (aceleración) sobre la adquirida por su predecesor. Y si el nuevo cohete no se sateliza, está ya muy cerca de lograrlo, cosa que podrá hacer un tercero. Efectivamente, si disponemos aun de otro cohete sobre el segundo que entre en acción a su vez, una vez agotado y desprendido aquél, la velocidad máxima que se consigue sobre las anteriores no solo será la de satelización

para una baja altura sino que podrá llevar la carga útil que tenga a una altura orbital mucho mayor o incluso, como así es, a la Luna y planetas.

Puesto que el segundo y tercer cohete se separan de sus respectivos anteriores (1º y 2º) se liberan de un peso inútil, compuesto por las respectivas masas finales, que caen hacia tierra.

Por todo lo expuesto, el mayor cohete siempre es el primero, puesto que tiene que "empujar" no solo su propio peso sino también el de los restantes que constituyen su carga útil y que pueden ser uno o varios.

El segundo cohete no necesitará ni podrá ser tan grande ya que solo tiene que impulsar, además de su propio peso, al 3º cohete al que suponemos el último, aunque puede haber más. Este cohete final será naturalmente el menor puesto que solo necesita aumentar la velocidad máxima del anterior en el tramo final con lo que ya llegará a los parámetros encomendados para él. Todas las proporciones decrecientes se guardan para la generalidad de los casos reales.

A cada cohete de los citados se le llama más propiamente *fase, etapa, escalón* o piso; en inglés *stage*. Y el término propio de cohete ahora ya comprende a todas sus fases.

La razón de masas del cohete multifásico se verá pues triplicada fácilmente en resultado del producto de las tres fases o del número de que se trate.

Otro importante punto que reflejaba las ventajas de los cohetes de varios pisos o escalones era que para conseguir una determinada velocidad, el peso total de todo el cohete inherentemente a lo dicho de los mismos, no necesitaba ser tan grande y la diferencia era muy notable en relación a uno de menos fases que fuera capaz de igualarlo en sus funciones.

Por ejemplo, un cohete típico que vaya a lograr una  $V=6.000$  m/seg con una carga útil de 100 Kg precisa un peso inicial o total de 8,65 Tm con 2 etapas como mínimo pero si se dispone el cohete en 3 fases el peso se puede reducir sin mayor efecto a 3,96 Tm, es decir un 55 % del peso es eliminado, y si son 4 los escalones se puede quedar en 3,27 Tm con un rebaje del 62 %.

La inmensa mayoría de los lanzamientos espaciales se llevan a término con cohetes de 2 y 3 etapas en razón a la economía, aparte de que es lo ideal disponible; se repite que se trata de la concepción inicial de los primeros cohetes astronáuticos.

Hasta ahora el cohete real con mayor número de etapas lanzado ha sido uno de 7 fases llamado Trailblazer y fue disparado en Wallops Island en abril de 1961. Es por supuesto una excepción y todo lo más que en el uso práctico se lanzó fue de 5 fases.

Sin embargo, las reducciones presupuestarias a las entidades astronáuticas investigadoras de cohetes ha dado como resultado nuevos tipos de ingenios que resultan más económicos y los conceptos y configuraciones cambian; a veces entra en juego el tipo de ingenios reutilizables que son un híbrido de la antigua cápsula y un cohete propulsor. Tal es el caso de las lanzaderas cuyos cohetes propulsores no se desprenden con el tanque sino que lo hace éste solo y cuyo lanzamiento es ayudado con otros dos cohetes. Las economías relativas al peso, propulsores, etc., son en la astronáutica factores vitales cuyos problemas se tratan en todo momento de resolver y cuya consecuencia son nuevos ingenios.

La desventaja de los multifásicos es que incrementa el número de motores, anillos de unión y un sistema secuencial de control mayor, lo que los hace un poco más complejos, y eso supone un coste.

El cohete multifásico se compone como queda indicado pues de fases acopladas una tras otra mecánicamente o excepcionalmente de otro modo. La carga útil es transportada desde luego por la última fase.

Supongamos ahora un cohete de 3 fases, caso típico, que proyecta una carga útil (ms) hacia el espacio; la cuestión para más fases es idéntica.

La 1ª fase o 1º cohete que entra en funcionamiento estará formado por el peso de los propulsores (B1) y el peso de la estructura metálica o peso total en seco sin propulsores (A1). En la 2ª y 3ª etapas ocurre lo mismo. Están constituidas por los propulsores (B2) y (B3) respectivamente y el peso restante una vez consumidos estos (A2) y (A3).

El peso total inicial del cohete de 3 fases será pues la suma de todas ellas más el de la carga útil (G1). El peso una vez separada la 1ª fase lo constituirán como es obvio las 2 fases restantes con la carga útil (G2). Y el peso después de separarse la 2ª fase será la 3ª con la carga útil (G3).

Anteriormente al peso total inicial del cohete lo llamábamos (Mi) y ahora por comodidad lo denominamos (G1). Por todo lo dicho resultan las relaciones,

$$G1=A1+B1+A2+B2+A3+B3+ms$$

$$G2=A2+B2+A3+B3+ms$$

$$G3=A3+B3+ms \quad \text{o también } G1=G2+A1+B1 \text{ y } G2=G3+A2+B2$$

si ahora consideramos que la suma de los propulsores (B) el total de los mismos es  $B=B1+B2+B3$  y el peso de todas las fases sin propulsante (A) es  $A=A1+A2+A3$  y por tanto el peso total inicial sin propulsante ni carga útil será  $G1=A+B+ms$  y la masa final una vez consumido todo el propulsante ( $Mf$ ) es  $Mf=A3+ms$ .

#### = RAZÓN DE MASAS ÚTILES DEL COHETE MULTIFASICO.

La razón de masas útiles que ahora representamos por (C) en vez de ( $Rm$ ) es en cada fase del cohete la relación que hay entre el peso inicial de la fase más la carga que transporta encima y el peso de ésta o carga útil de la etapa; no la ( $ms$ ).

Para la primera etapa la relación será pues  $C1=G1/G2$ , para la 2ª  $C2=G2/G3$  y para la 3ª  $C3=G3/ms$

La relación entre el peso total inicial del cohete trifásico, es decir ( $G1$ ), y el de la carga útil ( $ms$ ) será  $C=G1/ms$  pero  $G1=C1 \times G2$  según se desprende de la relación antes citada. Entonces  $C=C1 \times G2/ms$  pero también  $G2=C3 \times G3$  luego  $C=C1 \times C2 \times G3/ms$  y del mismo modo  $G3$  es el producto de ( $C3$ ) por ( $ms$ ). Por tanto  $C=C1 \times C2 \times C3 \times ms/ms$  y al final nos queda que  $C=C1 \times C2 \times C3$  lo cual indica que la razón entre el peso total inicial del cohete trifásico y el de la carga útil (razón C) es el producto de las razones de cada etapa.

#### = RAZÓN DE PROPORCIÓN DE MASAS DEL COHETE MULTIFASICO.

La relación existente entre el peso total inicial en cada fase del cohete de tres escalones y el peso final, una vez agotado el propulsante de la misma, con independencia de las demás etapas, será para la 1ª fase  $S1=(A1+B1)/A1$ , para la 2ª fase  $S2=(A2+B2)/A2$  y finalmente para la 3ª fase  $S3=(A3+B3)/A3$ .

La relación entre la masa inicial y la final, llamada número de Tsiolkovsky (Z), con la variante de relacionar ahora las diferentes etapas, es para la 3ª fase y considerada su carga útil  $Z3=G3/(G3-B3)$  y para la segunda  $Z2=G2/(G2-B3-B2)$  siendo finalmente para la 1ª y en definitiva para todo el cohete  $Z1=G1/(G1-(B1+B2+B3))$  o también  $Z1=G1/(G1-B)$

La razón de masas útiles y la de proporción de masas han de ser necesariamente mayor que uno según se hizo considerar en otro apartado anterior.

La relación absoluta final será en un cohete de varias fases igual al producto de las relaciones de cada una de sus fases.

Como ejemplo, la relación de que tratamos en el cohete WAC-Corporal colocado sobre una V-2, como cohete pues de dos fases, sabiendo que la razón de la V-2 que alcanzaba una  $Vf=2.300$  m/seg, era de 3,138 y la del Corporal que lograba solo una  $Vf=1894$  m/seg era de 2,58, será pues en definitiva el producto de ambas cifras 8,096; la velocidad máxima era de unos 4.200 m/seg.

#### = LA VELOCIDAD CARACTERÍSTICA DEL COHETE MULTIFASICO.

Es tal velocidad, la misma de cada etapa. La velocidad máxima o final de cada etapa será  $Vf=Vg \times \ln(Mi/Mf)$  ya vista con anterioridad, donde ( $Mi/Mf$ ) es el número de Tsiolkovsky (Z). La velocidad final del cohete trifásico ( $Vm$ ) será entonces

$$Vm=(Vg1 \times \ln(Z1))+(Vg2 \times \ln(Z2))+(Vg3 \times \ln(Z3))$$

pero si se tiene en cuenta que  $Vg1$ ,  $Vg2$  y  $Vg3$  son iguales a  $Vg$ , es decir que la velocidad de exhaustación se supone igual en las tres fases, queda

$$Vm=Vg \times (\ln(Z1)+\ln(Z2)+\ln(Z3)) \text{ de donde } Vm=Vg \times \ln(Z1 \times Z2 \times Z3)$$

y si decimos que  $Z=Z1 \times Z2 \times Z3$  queda  $Vm=Vg \times \ln(Z)$  de donde se deduce que las razones de masas en producto son la razón final del cohete, entre otras cosas.

Para un caso general de un cohete de (n) fases, haciendo uso de otra forma de la expresión, si sabemos que el ( $\ln$ ) es el ( $\log e$ ), la relación de masas sería,

$\log e(Zn)=Vm/Vg$  o sea  $Zn=e^{(Vm/Vg)}$  y si ahora recordamos que ( $Vm/Vg$ ) era ( $\beta$ ) queda  $Zn=e^{\beta}$  donde ( $Zn$ ) es la razón para el cohete de (n) fases, ( $Vg$ ) la velocidad

propia de escape de gases de las fases, ( $V_m$ ) la velocidad máxima final lograda por la última etapa y ( $e$ ) es el valor constante de 2,7182818284...

En consecuencia a todo ello, resulta que la velocidad máxima es la que logra la última fase tras su actuación sobre la conseguida por la fase anterior que a su vez fue impulsada por la predecesora y así hasta la primera. Será pues la suma de todas las velocidades logradas independientemente pero que se van superponiendo. Todo ello se cumple si ( $C$ ) y ( $S$ ) son mayores que ( $Z$ ).

Ya se ha repetido que cuando el cohete de una sola fase alcanzaba su máxima velocidad, ésta era inferior a la de satelización. Prácticamente cada fase no sobrepasa por término medio una velocidad de 3.700 m/seg, incluso sin carga útil. Relacionando por aproximación las velocidades típicas que se logran con distintas fases podemos afirmar que para un cohete de una razón de masas útiles de 100,

con la 1ª fase la velocidad que se suele adquirir es de unos 3.700 m/seg

con la 2ª fase se conseguirán ya una velocidad de unos..... 7.200 m/seg

y con la 3ª fase la lograda, que será la máxima también, es de 9.500 m/seg

Con todo lo expuesto, ahora ya se observará con claridad porqué los cohetes multifásicos alcanzan mayores velocidades en razón a lograr mayores razones de proporción de masas.

#### = OTRAS RELACIONES.

A continuación se citan otras relaciones entre los distintos parámetros de la física típica de los cohetes.

#### - SOBRE EL PESO TOTAL Y RAZÓN DE MASAS ÚTILES.

Anteriormente se hizo constar que el peso total del propulsante ( $B$ ) era la suma de los pesos de los propulsores de cada fase y el peso total sin propulsante ni carga útil ( $ms$ ) era la suma de las fases sin propulsante representado por ( $A$ ).

El peso total inicial ( $G$ ) sin la carga útil ( $ms$ ) será pues  $A+B=G-ms$  sacando factor común a ( $ms$ ) quedamos en que  $A+B=ms \times ((G/ms)-1)$  pero ( $G/ms$ ) es la razón de masas útiles ( $C$ ) ya citada. Luego  $A+B=ms \times (C-1)$  y si dividimos ahora la igualdad por ( $G$ ) y por el producto de ( $C$ ) por ( $ms$ ) que según se desprende de lo indicado es igual a ( $G$ ),  $C=G/ms$  y  $G=C \times ms$ , obtendremos  $(A+B)/G=(ms \times (C-1))/(C \times ms) = (C-1)/C$  o sea

$$(A+B)/G=(C-1)/C \text{ o también } (G-ms)/G=1-(1/C)$$

lo cual indica la relación que hay en un cohete multifásico entre el peso total inicial sin carga útil y el peso total absoluto y la razón de masas útiles.

#### - SOBRE EL PESO EN SECO Y RAZONES DE MASAS.

Siendo los valores de ( $S$ ), razón de proporción de masas en fases, iguales en todas las etapas, para el cohete multifásico la razón de masas es  $S=(A+B)/A$  y la relación entre el peso total de las fases sin propulsante y el peso total inicial ( $G$ ) es  $A/G=[A/(A+B)] \times [(A+B)/G]$  pero  $A/(A+B)=1/S$  según la fórmula antes vista, y  $(A+B)/G$  es igual a  $(C-1)/C$  como también oportunamente fue visto. Luego  $A/G=(1/S) \times (C-1)/C$

de donde se obtiene que  $A=(G/S) \times (C-1)/C$  expresión que indica la relación entre el peso total en seco, sin propulsante, y el peso total inicial de todo el cohete, y en función de la razón de proporción de masas y de la razón de masas útiles.

#### - SOBRE EL PESO DE LOS PROPULSANTES Y LAS RAZONES DE MASAS.

La razón entre el peso total de los propulsores de las fases y el peso total inicial del cohete multifásico se obtiene partiendo de la relación anterior que dice  $(A/G)+(B/G)=(C-1)/C$  en la que sustituyendo ( $A/G$ ) por su valor queda que

$$((1/S) \times (C-1)/C) + (B/G) = (C-1)/C$$

Si ahora dividimos todo por  $(C-1)/C$  quedará  $(1/S) + ((B/G)/((C-1)/C)) = 1$  de donde  $B/G=(1-(1/S)) \times (C-1)/C$  luego  $B=G \times ((S-1)/S) \times (C-1)/C$



La relación indica el peso total del propulsante en función del total inicial y consideradas las razones de proporción de masas y de peso útil.

Las razones se cumplen en todos los casos siempre que las fases sean igual entre sí para los valores (S) y (Z).

- SOBRE EL PESO DE CARGA ÚTIL, LA TOTAL Y RAZONES DE MASAS.

Se había visto anteriormente que  $Z=G/(G-B)$  o que  $1/Z=(G-B)/G=1-(B/G)$  de donde  $B/G=1-(1/Z)$  o  $B/G=(Z-1)/Z$  pero tal relación entre la razón de proporcionalidad de masas y los pesos totales absoluto y de propulsores se puede ahora combinar en razón a que (B/G) ya se había obtenido en función de (S) y (C). Y es  $B/G=((S-1)/S) \times (C-1)/C$  y por tanto  $(Z-1)/Z=((S-1)/S) \times (C-1)/C$

Esta interesante fórmula liga en el cohete de múltiples escalones la razón de masas útiles (C), la relación de proporción de masas de cada fase (S) y la razón de masas de todo el cohete (Z). La relación es cierta siempre y cuanto -se repite- sean iguales las fases para los valores de (S) y (Z).

Partiendo tal relación se obtienen otras como las siguientes:

$$Z=C \times S / (C+S-1) \quad ; \quad C=Z \times (S-1) / (S-Z) \quad ; \quad S=Z \times (C-1) / (C-Z)$$

Si el cohete está integrado por (n) etapas, es decir  $C=C^n$  y  $Z=Z^n$  el valor en las fórmulas será ahora

$$C=Z \times ((S-1)/(S-Z^{1/n}))^n \quad \text{y} \quad Z=C \times (S/\sqrt[n]{C+S-1})^n$$

Si en la relación  $C=Z \times (S-1)/(S-Z)$  multiplicamos por (ms), es decir, la carga útil, quedará  $Cxms=ms \times Z \times (S-1)/(S-Z)$  pero según se afirmó  $Cxms=G$  (peso total inicial del cohete de (n) fases) por lo tanto este valor puede ser también dado por la siguiente fórmula en la que se expresa la relación con la carga útil, la razón de masas útiles y la de proporción de masas  $G=Z \times ms \times (S-1)/(S-Z)$ .

= EJEMPLO TEÓRICO DE LAS RELACIONES.

Supongamos que se desea colocar en órbita típica de 300 Km de altura un satélite de 500 Kg, o sea de media tonelada, de peso con un cohete de tres fases.

La velocidad que es necesaria alcanzar es de unos 8.000 m/seg, exactamente 8.088 m/seg pero trabajaremos con un número redondo para simplificar operaciones, con lo cual el satélite orbitará a una velocidad de unos 7.700 m/seg.

Sabemos además que las tres fases tienen en común una velocidad de exhaustación  $Vg=2.400$  m/seg y que la relación de proporción de masas, también igual para todas, es de 4,7; la (Vg) determinada experimentalmente y la (S) calculada, no viene a colación su obtención.

Quedan por tanto definidos  $Vg=2.400$  m/seg,  $Vm=8.000$  m/seg,  $S=4,7$  y el número de Tsiolkovsky será  $Z=e^{(8000/2400)}$  o sea  $Z=e^{(10/3)}=28,03161\dots$

Llevando los valores a la fórmula

$$C=Z \times ((S-1)/(S-\sqrt[n]{Z}))^n \quad \text{donde (n) es el número de fases (n=3 y } \sqrt[n]{Z} \text{), se obtiene}$$

$$C=28,03161 \times ((4,7-1)/(4,7-\sqrt[3]{28,03161}))^3 = 309,137 \text{ Tm}$$

Es decir, el cohete para alcanzar la  $Vm=8000$  m/seg con 3 fases ha de tener un peso inicial por cada tonelada de carga útil que se desee satelizar de unas 309 Tm.

Por tanto, sabiendo que el peso de la carga útil (ms) es de 0,5 Tm, el peso inicial del cohete será  $G=ms \times C = 0,5 \times 309,137$  **G=154,568 Tm** de peso total inicial.

El peso total de los propulsores de las tres fases sería

$B = G \times ((S-1)/S) \times ((C-1)/C) = 154,568 \times ((4,7-1)/4,7) \times ((309,137-1)/309,137)$ ; luego el peso total del propulsante será **B=121,287 Tm** por lo cual el peso en seco más la carga útil ha de sumar la diferencia, 33,1815 Tm. Pero vamos a comprobarlo con la fórmula  $A = (G/S) \times (C-1)/C$  donde se excluye la carga útil (ms)

$A = (154,568/4,7) \times ((309,137-1)/309,137)$  **A=32,780 Tm** de peso en seco.

Observando la suma de los propulsores de 121,287 Tm y el del cohete en seco de 32,78 Tm da un total de 154,06 Tm, faltando pues para los 154,568 Tm aproximadamente media tonelada que es precisamente el peso de la carga útil que faltaba añadir según la fórmula vista  $G = A + B + ms$ .

En resumen, de un modo general y solo a título de ejemplo sobre el papel, un cohete de 3 fases que deba satelizar unos 500 Kg, alcanzando una  $V_m = 8.000$  m/seg, para dejarlos en órbita casi circular de unos 300 Km de altura, ha de tener un peso inicial de entre 150 y 160 Tm como mínimo, de las que unas 125 Tm (un 80 %) son de propulsante.

Su empuje lo estimaremos entre 200 y 230 Tm sin adentrarnos en más cálculos en los que habría que considerar también el tipo de propulsores empleados, etc.

### = CONCLUSIÓN.

Con todas éstas básicas y elementales fórmulas solo se ha intentado dar idea de las relaciones de los pesos que deben guardar las diferentes partes del cohete así como de su mecánica en general, exponiendo la obtención de tales relaciones.

La realidad es mucho más complicada y sobre los cálculos teóricos iniciales hay que considerar otros factores no constantes que al variar rebasan las operaciones y que, si bien son previsibles, son más difíciles de calcular en su acción absoluta.

Por otro lado, las relaciones entre los pesos totales y los pesos de los cohetes sin propulsante en cada fase pueden ser, como de hecho ocurre, distintos entre ellos, lo cual ya complica aun más los cálculos reales.

Se ha podido, no obstante, apreciar que los pesos relativos y totales son uno de los principales factores que condicionan la construcción del cohete. Por ello, los aparatos, motores, etc., que se utilizan en tal construcción han de ajustarse en tamaño y peso a las oportunas necesidades por lo cual se precisa a su vez usar determinados materiales de poco peso en tanto que tienen que cumplir con señaladas características determinantes de resistencia, etc.

También es preciso añadir que en la práctica, en la realidad, cada fase suele o puede tener varios motores cohete en vez de uno solo, como más adelante podremos ver, lo que resulta más equitativo y deseable por razones diversas, tales como facilitar mayores posibilidades de control y una distribución más regular del empuje. Incluso las primeras fases de muchos cohetes suelen llevar otros cohetes menores adicionales, el tipo llamado auxiliar o acelerador, en inglés, booster.

### > CLASES DE COHETES. PROPULSIÓN QUÍMICA.

Aunque la cantidad de clasificaciones de los cohetes puede hacerse numerosa, la principal diferenciación es la *funcional*. Su configuración inherente al propio funcionamiento es la que da lugar a considerar a un cohete en primer lugar por el sistema propulsor, es decir, conforme al empleo de los diversos tipos de propulsante. Y estos pueden ser, propulsores sólidos, líquidos, híbridos, iónicos, etc., cada uno con caracteres bien diferentes.

Por el orden citado, los tres primeros son en ese orden los precursores. De ellos, los líquidos son los principales hoy por hoy, pero el futuro se vislumbra en otros llamados atómico-electromagnéticos, como los de plasma, atómicos, etc., que se ven a caballo entre la realidad experimental y la teoría del papel y de los cuales se hará relación detrás del primer grupo citado.

Así pues, actualmente los cohetes principales son los de propulsante líquido y luego los sólidos e híbridos, denominados todos ellos de propulsión química. Los restantes los llamaremos atómico-electromagnéticos, aunque no sean propiamente atómicos salvo un tipo de ellos sino que obtienen la denominación debido a que la propulsión de los mismos se basa en los efectos que a nivel inferior al atómico se producen; ionización, fisión nuclear, o en resumen, emisión de partículas y radiaciones en una cota inferior al nivel químico.

El propulsante químico está integrado por un combustible o reductor y un comburente u oxidante. Este último es el oxígeno (O) o compuestos muy ricos en él. Todos ellos se denominan *propulsantes, ergoles, o propergoles* (en inglés, propellant) y el término se refiere a los mismos cuando todos los componentes se mezclan en la cámara de combustión.

Al entrar el combustible -denominación que en ocasiones erróneamente pretende comprender a todo el propulsante- en determinadas condiciones en contacto con el comburente se produce la reacción química provocando la combustión del reductor, liberando gran cantidad de calor.

Buscando en la tabla de elementos del sistema periódico, podemos decir que los combustibles que nos servirán son los siguientes de la izquierda, los oxidantes los de la derecha y los elementos neutros los del centro, relacionando además el correspondiente peso atómico:

COMBUSTIBLES				NEUTROS		OXIDANTES	
H (1,0079)							
Li (6,93)	Be (9,012)	--	B (10,811)	C (12,011)	N (14,006)	O (15,999)	F (18,998)
Na (22,987)	Mg (24,312)	--	Al (26,98)	Si (28,086)	P (30,97)	S (32,064)	Cl (35,453)

SÍMBOLOS QUÍMICOS: H, hidrógeno; Li, litio; Na, Sodio; Be, berilio; Mg, magnesio; B, boro; Al, aluminio; C, carbono; Si, silicio; N, nitrógeno; P, fósforo; O, oxígeno; S, azufre; F, flúor; y Cl, cloro.

Cuando el propulsante con su oxidante y reductor es un solo producto, estable en condiciones normales, como es el sólido, se le denomina *monopropulsante o monergol*. Pero si oxidante y reductor van separados en sendos tanques como generalmente ocurre, y tal es el caso de la mayoría de propulsantes líquidos, se le denomina *bipropulsante o diergol* (también *biergol*). Cuando un propulsante por acción catalizadora se descompone produciendo gases, aunque no en la medida de otros que sirven para hacer presión y consecuentes empujes menores, se le llama *catergol*.

Un monergol puede ser *simple o compuesto*. Es simple cuando el combustible y oxidante están formando una misma molécula; ejemplos de propulsantes sólidos de este tipo: nitrocelulosa -la pólvora, o algodón pólvora- y nitroparafina, y de propulsantes líquidos los nitratos de etilo y propilo, óxido de etileno.

En el caso de los compuestos también están mezclados pero no en tan íntima relación y son de ellos ejemplo las pólvoras de propulsante sólido, y el agua oxigenada y alcohol de los propulsantes líquidos.

Los bipropulsantes disponen como oxidantes al ácido nítrico, flúor, oxígeno, etc., y como combustible, hidrógeno, hidracina, alcohol, keroseno, etc. Para el caso de los aviones-reactores se usa aire generalmente, dado su contenido del 21 % de oxígeno.

Para los bipropulsantes existe una relación de mezcla (J) existente entre el gasto de combustible (qc) y el de oxidante (qo)  $J=qc/qo$ . Si en la relación resulta  $J<1$  hay pues un exceso de oxidante en relación al combustible y si  $J>1$  viceversa. Cuando  $J=1$  se dice que hay una mezcla estequiométrica. Pero el valor ideal es variable según los casos para el propulsante empleado, según las moléculas necesarias de uno para quemar al otro. Normalmente la relación óptima suele ser menor de uno.

El comienzo de la combustión o ignición puede ser provocado por los más diversos sistemas y puede producirse en cuestión de 20 milésimas de segundo por término medio. Cuando la inflamación de un diergol es lograda por los mismos compuestos por contacto entre sí se le denomina al mismo diergol hipergólico. Cuando los propulsantes no se inflaman por simple contacto, por ausencia de una afinidad química, son llamados anergólicos y entonces se usa un cebo auxiliar, pólvora de combustión o una mezcla hipergólica colocada a tal efecto en la cámara con la misión siempre de elevar la temperatura que desencadene la reacción; otros sistemas se basan en el calentamiento por incandescencia de una resistencia, o con chispa (bujía), cuando no se usan además conjuntamente. Son sistemas hipergólicos las reacciones del ácido nítrico con aminas, UDMH, alcohol furfúrico, agua oxigenada. Forma también tal sistema la hidracina y

el peróxido de hidrógeno, etc. En el uso anergólico también se emplean películas con mezcla pirotécnica y encendido eléctrico.

Todo esto ocurre en la llamada cámara de combustión, de donde salen luego los gases resultantes expelidos con fuerza por la tobera.

La tobera es una especie de chimenea en forma de embudo con el diámetro mayor apuntando al exterior. Va perfectamente centrada con el eje de gravedad del cohete en su longitud; en caso de varios motores se reparte la disposición para el centrado de la fuerza.

Los materiales, tanto de la tobera como de la cámara de combustión, están constituidos por elementos o aleaciones con alto grado de fusión y gran resistencia mecánica. Aun así, existe corrosión que en el caso de motores reutilizables obliga a una revisión en busca de defectos y grietas y en cualquier caso obliga a un pulimentado (o *blanching*) para eliminar las asperezas producidas en la combustión. A los mismos efectos, el centro Marshall de la NASA ha inventado un sistema de rociado con plasma al vacío de un recubrimiento de una aleación de cromo, níquel, aluminio e itrio, del que resulta una alta resistencia para las paredes interiores de las citadas cámaras con 100 encendidos sin desgaste notable. Esto también es de aplicación a las paredes interiores de las toberas (e incluso lo podría ser para motores de automóviles).

Al entrar en combustión los propulsores crean en la cámara gran presión y elevadas temperaturas que influyen en la eficacia del cohete, como también lo hace el ángulo de abertura de la tobera.

Las presiones típicas en la cámara se sitúan entre 20 y 100 Kg/cm<sup>2</sup> en tanto que las temperaturas oscilan entre los 2.000 y 4.300 °C, según motor.

La elección del propulsante ha de ser determinada por la prevista necesidad del cohete, atendiendo a una economía basada en la manejabilidad, costo y rendimiento.

Las cualidades cinéticas de los propulsores determinan entre otras cosas la velocidad de liberación de energía de los mismos.

De un modo general, el cohete se compone de uno o varios tanques con propulsante, un *motor-cohete*, o varios pero normalmente iguales, con una cámara de combustión que en el caso de los propulsores sólidos es el mismo tanque, y una tobera, así como numerosos conductos, cables, válvulas, sistemas de control de funcionamiento y refrigeración, sistemas de transmisión-recepción telemétricos relativos a la actuación del conjunto, aparatos diversos complementarios y material refractario, y finalmente una estructura aerodinámica y de soporte mecánico, ligera pero a la vez sólida, también llamada fuselaje.

Si el cohete es de varias etapas, llevará además acoplados uno o varios anillos de ensamblaje y para el cohete de la última fase se añade la carga útil, alojada y aislada convenientemente con un escudo protector.

Los materiales generalmente usados en la construcción de los cohetes suelen ser aceros inoxidables y de alta resistencia, aleaciones de aluminio y también de titanio, molibdeno, niobio y el berilio. Se usan además fibras de vidrio, plásticos y asimismo cerámicas para la refrigeración. Como lubricantes se usan aceites sintéticos y sólidos para paliar el alto vacío espacial; se usan sulfuros de plomo y molibdeno, entre otros.

Concretando, aun de un modo general, la disposición de los materiales, es obvio que el fuselaje, tanques y estructura general se llevan el aluminio y aleaciones del mismo y aceros principalmente.

Los materiales de alta resistencia, como cerámicas, titanio, berilio, etc., y sus combinaciones se destinan a partes de los motores, bases o partes expuestas a la reentrada y en general a fuertes fricciones y presiones. Para las ojivas de los misiles y escudos antitérmicos se suele usar sílice y cuarzo, fibras y resinas. Como sea que muchos misiles deben llevar en su ojiva un cristal transparente para recepción de señales ETM para dar con el blanco y seguirlo, pueden llevar a tal respecto materiales como el fluoruro de magnesio (F<sub>2</sub> Mg) que es transparente al IR lejano, la glucina (Be O) que deja pasar ciertas microondas, la cordierita, circonio, alúmina, etc.

Otro punto de necesidad de materiales refractarios, metálicos o cerámicos son los motores-cohete mismos, sobre todo la cámara de combustión y la tobera.

Las toberas pueden llevar revestimientos que son fundidos en frío con el material base en líquido para ocasionar porosidad. Se usa: el silicato de circonio que soporta 1.650 °C y es aislante eléctrico y de gran resistencia a la corrosión; alúmina que soporta 2.000 °C y, como el anterior, es poco dilatante, de gran resistencia a los chorros gaseosos, ácidos y de extraordinaria dureza;

circonio estabilizado a la cal, de 2.600 °C como punto de fusión, de baja conductividad térmica, y conductor eléctrico a partir de los 1.200 °C pero de alto nivel de dilatación. Estos tres materiales son todos cerámicos.

Existen además otros materiales como los ceramatos, o sea mixtos de cerámica y metal, muchos en continuo estudio, y usados para aplicaciones secundarias por resultar frágiles por lo general.

A su vez, el cuello o garganta de la tobera, donde el flujo de calor es máximo, se emplea grafito pirolítico y también los carburos de hafnio, circonio y tántalo, y el wolframio y el niobio. Asimismo en grandes motores-cohete se pueden usar resinas fenólicas ablativas.

El grafito pirolítico o grafito especial vitrificado tiene alto nivel de resistencia que aumenta con la temperatura, soportándolas muy altas. De densidad 2,2 solo, para evitar la consecuencia de su oxidabilidad al lograr altas temperaturas puede llevar revestimientos de carburos, boruros o nitruros de niobio, tántalo, circonio y silicio. Son eficaces los de silicio, soportando el carburo de silicio varios minutos a más de 1.800 °C sobre el papel, aunque en realidad el uso práctico solo se extiende a grafito con otras aleaciones. Para la cámara de combustión también es usado el sistema de material de cobre, que aunque tiene un punto de fusión de poco más de 1.000 °C es buen transmisor de calor, en combinación con un recubrimiento de finos serpentines por los que circula líquido criogénico (el propio propulsante) que absorbe el calor.

Los tanques, por su parte, pueden ser de acero inoxidable, titanio o incluso fibra de vidrio con resina. La fibra de vidrio es usada además en otras partes pues es aislante, de gran resistencia y de muy difícil erosión lo que le da una duración ilimitada; también se usa como ablativo en escudos antitérmicos para reentradas en la atmósfera. Las fibras de grafito y las de boro son aun más rígidas que las de vidrio y aunque son algo más caras prometen sin embargo mejores resultados.

Finalmente y retornando al planteamiento general del tema, diremos ahora que la clase de cohete va ligada en realidad al tipo de motor o motores que posee y que van a su vez condicionados, como se dijo, al tipo de propulsante. Se mencionó también que el principio por el cual se mueve el cohete se materializaba en el chorro expulsado por la tobera, artífice del empuje, y ahora es preciso añadir que tal salida puede ser de partículas en todos los estados de la materia, excluyendo el sólido por supuesto que nada tiene que ver con los propulsores de igual nombre que al quemar se vuelven fluidos, o incluso se puede tratar de rayos de energía, si bien sobre este punto nada se ha llevado aun a la práctica como aplicación.

### > COHETES DE PROPULSANTE SÓLIDO.

El propulsante sólido se compone de una mezcla en estado sólido formada por el combustible y el comburente, estables a temperatura y condiciones normales.

El propulsante sólido va alojado en un tanque que posee en la parte inferior una tobera. Entre ambos, o en el extremo opuesto, se halla el sistema de encendido que inicia la combustión de los propulsores. También va el sistema de control del vector de empuje. Los propulsores se hallan en granos o barras, en pasta, generalmente agujereados para facilitar la combustión con un quemado más regular, tratando así de alejar los peligros de explosión o irregularidades que se traducen en bruscas variaciones de empuje.

Se dice que son de *combustión restringida* aquéllos en que el grano se envuelve en un *inhibidor* dispuesto en el entorno del mismo o a lo largo del centro de un área de paso, en cuyo extremo va la cápsula de iniciación o encendido, en un barnizado de las paredes interiores o en granos en el propergol. Los inhibidores tienen por objeto regular la velocidad de combustión principalmente, al hacer que el quemado sea más constante o regular, y procurar una conservación estable. Es ejemplo de reductor de la velocidad de quemado la difenilamina.

La ignición en los cohetes sólidos es siempre anergólica de cápsula, película, eléctrica, etc., pero no hipergólica directamente. Se inicia normalmente el quemado en la parte más alta o alejada de la tobera con lo que se calienta el resto del grano. En este tipo de cohetes el encendido del propulsante se hace con una pólvora o sistema pirotécnico similar, aunque también podría ser por chispa eléctrica que enciende un gas previo (llamado a veces sistema de antorcha), por descomposición catalítica o bien por un rayo láser sobre el mismo gas u otra sustancia; estos últimos tres sistemas son más propios de los propulsores líquidos.

La combustión tiene efecto en el mismo tanque donde se aloja la mezcla y aquí surge uno de los problemas o inconvenientes que tienen estos cohetes que es el tener que disponer de un tanque lo suficientemente resistente como para realizar la misión de cámara de combustión y soportar la enorme presión y altas temperaturas de hasta más de 3.300°C. A tal razón, al igual que se hace con la tobera, las partes débiles se recubren de cerámica o grafito, tugneso y materiales refractarios de carbono. En ocasiones, las paredes del tanque se protegen del quemado del propulsante mediante determinada disposición de éste. Las estructuras o paredes del cohete fueron inicialmente de acero de gran resistencia (el llamado *maraging* y el *ladish*), y también aluminio, y luego se utilizó fibra de vidrio con resina epoxi endurecido con cocimiento. Más tarde este producto se sustituyó por fibra arámida Kevlar de la Du Pont para a su vez dar paso a fibras de carbono que resultan hasta 6 veces mejores que el acero en la relación resistencia-peso. En general, la evolución ha sido esa sin olvidar que algunos modelos se hayan seguido manteniendo con uso de materiales menos modernos. Naturalmente los materiales no metálicos son más ligeros lo que supone mayor rendimiento del motor.

La relación entre la velocidad de combustión y la de los gases al atravesar la cámara, o sea, el bloque de grano, establece el llamado índice de erosión que es tanto mayor cuanto menor sea la velocidad de combustión. En el caso de los aceleradores del Ariane 5, por ejemplo, la masa eyectada en el quemado por segundo asciende a 1,9 Tm.

El control de estos cohetes se efectúa regulando válvulas que ejercen acción sobre la cámara de combustión, cerrando o abriendo el paso del chorro a la tobera en cuyo cuello se disponen agujas que llegado el caso pueden reducir la presión hasta incluso llegar a apagar el cohete pudiendo posteriormente reencenderlo accionando electrónicamente una mezcla hipergólica predispuesta y reservada. Sin embargo, este control no es en ocasiones muy eficaz pues resulta verdaderamente difícil en su ejecutoria. Dado pues que una vez encendido este motor no puede ser apagado hasta el total consumo de los propulsores, tiene en este factor su principal inconveniente.

En la combustión del grano se consideran para el estudio de sus características las medidas del grado de regresión en el quemado, la frecuencia de la oscilación, la fuerza de la luminosidad de la llama y la presión límite en la deflagración, o PDL. Algunos factores están bajo influencia de la viscosidad, del flujo gaseoso, de la tobera y su tipo, de las pérdidas por la transmisión del calor, etc.

Con bajas presiones en la cámara de propulsante sólido se producen inestabilidades de baja frecuencia. Las mismas se ven acompañadas de alteraciones de presión. Los caracteres de longitud y radio de la superficie de combustión y cuello de la tobera son determinantes en tales anomalías. Por supuesto una rápida despresurización significa o equivale al apagado del motor cohete. Otras anomalías propulsoras e inestabilidades que se traducen en oscilaciones en el empuje, pueden ser debidas a partículas no quemadas al ser expulsadas por la tobera, y a fluctuaciones de la presión en la cámara por defectos de la combustión.

Se puede resumir que la mayor simplicidad de estos cohetes y su más rápida disposición respecto a otros los hace ser elegidos para su uso en misiles de pequeño y medio alcance, y en cohetes sonda, y suelen así ser más pequeños, de hasta unos 15 m de longitud como mucho. Pero también son muy usados como cohetes auxiliares en despegue de los de propulsante líquido, y son entonces mayores, y otros.

#### = DISPOSICIÓN DEL GRANO.

El grano va en un tanque o carcasa que hace las veces de cámara de combustión por lo que sus materiales tienen que ser resistentes a la presión y temperatura. El tanque puede estar compuesto de una o varias piezas según el menor o mayor tamaño; en grandes cohetes, como los aceleradores, puede estar formado por grandes cilindros unidos por anillos o juntas.

El grano, que puede formar capas, cilindros o láminas, de distinta composición para ejecutar también así un relativo control a lo largo del funcionamiento, suele tomar la forma de bloques bastante variables cuyo fundamental carácter es que puede influir en el empuje disminuyéndolo o aumentándolo.

Son tales formas básicamente unas seis. La primera es una barra cilíndrica maciza, con inhibidor entre la misma y las paredes, que proporciona un empuje más constante; se le denomina de *bloque neutro*. La segunda forma es también cilíndrica pero separada de las

paredes y con un túnel en el centro, o sea, en forma de tubo, y dispuesto el inhibidor en convergencia en la parte de la barra cercana a la tobera; se le denomina de *bloque progresivo*, o regresivo si es menor la superficie expuesta al quemado que es no obstante superior a la del tipo anterior. Un tercer tipo, con inhibidor entre la barra y la pared de la cámara, posee un túnel en el centro de longitud, casi igual que otro tipo del que difiere en que ese túnel en vez de ser cilíndrico tiene forma, visto desde arriba o abajo, de estrella de ángulos dobles en los brazos de la misma; algo así como una rueda dentada. Otro tipo más lleva en la siempre cilíndrica cámara cuatro barras agujereadas idénticas a la del tipo dos citado anteriormente. Los tres últimos sistemas citados producen menos calor en la pared que los demás.

Otros sistemas llevan una barra con inhibidores a trazos que la separan de la pared y ocupa el centro en prisma en forma de cruz, trébol, estrella, etc. Los sistemas más interesantes son los que en disposición transversal queman de dentro hacia fuera en hueco central. A mayor área de quemado mayor empuje pero menos tiempo de acción.

Los agujeros citados se denominan perforaciones y consta pues que ocasionan una progresiva o regresiva combustión, o neutra, produciendo el equivalente efecto en el empuje, dependiendo de la superficie total de los granos, según estén dispuestos en forma determinada lo que constituye en estudio un cierto programa de control del cohete al funcionar. Cuando la combustión quema frontalmente la barra como un cigarrillo se llama combustión frontal y dura más pero presión y el empuje es menor. Si quema de lado se denomina lateral y al ser mayor la superficie de combustión genera mayor presión y empuje, pero se consume primero como es obvio. Otros tipos de geometrías de quemado pueden guardar simetrías con distintos tipos de eje según el fin buscado, sin olvidar su necesaria manipulación y transporte para que no se deformen o alteren ni en tales circunstancias ni en el almacenamiento.

Además del inhibidor, a veces, al combustible-oxidante sólido suele acompañarles sustancias complementarias en el mismo tanque que pueden o no estar separadas por membranas.

Como previsión, se procura que el grano no se agriete por golpes, etc., o ablande o endurezca por cambios de temperatura, ni adquiera humedad, pues ello también influye luego en el normal funcionamiento.

Como de un modo general se afirmó, el empuje del cohete es aproximadamente igual al producto del gasto de la masa de propulsante sólido por la velocidad de escape o exhaustación, siendo el gasto de masa por segundo igual al producto del área expuesta a la combustión por la misma velocidad de quemado y por la densidad del propulsante. Todo ello aquí reviste particulares caracteres. El propulsante sólido se quema más rápido cuanto mayor sea la temperatura y empuje logrado, y por tanto cuanto mayor sea la superficie del grano expuesta al quemado. La presión puede variar con el área del cuello de la tobera y/o el área del grano expuesto al quemado. La velocidad de quemado a su vez está en función de tal presión y de la velocidad de los gases como se desprende. El empuje queda determinado pues por la presión de la cámara ( $P_c$ ), por la superficie del cuello ( $S_c$ ), y por el coeficiente de empuje ( $C_\epsilon$ ); ver el apartado de "Empuje" ya citado. El área del cuello de la tobera suele erosionarse en torno al 15% ( $\pm 5\%$ ), lo que ha de tenerse presente para evaluar el rendimiento del motor.

La relación que divide por la velocidad característica a la presión en la cámara y el área del cuello de la tobera se le llama presión de funcionamiento. A su vez, la densidad del grano, el área de combustión y la velocidad de quemado en producto establecen otra relación. El área de combustión en directa proporción y el área del cuello en inversa, suponen asimismo otra nueva relación que define el carácter efectivo de los cohetes de propulsión sólida.

En 2022 una empresa ucraniana, Promin Aerospace, sobre idea del ingeniero Vitaliy Yemets, trabaja en un nuevo enfoque de estos cohetes, buscando uno menos pesado, y por tanto más barato, con el uso del propio chasis o carcasa como propulsante sólido que se ha de consumir en el vuelo con solo gasificarlo previamente. La tecnología ya fue probada hasta siete veces antes de junio de 2022, y se cree posible tener un modelo de cohete suborbital listo para el año siguiente, y aun más tarde disponer de un modelo orbital. El sistema tiene además la ventaja de no dejar residuos metálicos tras el agotamiento de la fase. El primer prototipo de este modelo es de solo 100 Kg y su altura estará entre 4 y 8 m, diámetro entre 20 y 45 cm y su carga útil es de 3 Kg.

## = EL PROPULSANTE SÓLIDO.

Los propulsores sólidos pueden ser homogéneos y compuestos, pero todos dentro de la categoría de los monergoles. Son *homogéneos* cuando el oxidante y el combustible están íntimamente mezclados y son llamados también de doble base. Son, generalmente, compuestos a base de *nitrocelulosa y nitroglicerina*. En una proporción de un 66 % la nitrocelulosa y un 25 % la nitroglicerina, con un 9 % restante de otros productos, se constituye la famosa *pólvora francesa*; y de un 56,5 % de nitrocelulosa y 28 % de nitroglicerina, con un 15,5 % de diversas sustancias, *la pólvora rusa*. La proporción usada por los americanos es de un 51,5 % de nitrocelulosa y un 43 % de nitroglicerina, siendo el resto, un 5,5 %, de diversos aditivos. Son por supuesto las pólvoras los propulsores sólidos más famosos. La pólvora original china (la de los cohetes primitivos) estaba compuesta de salitre en un 57%, carbón vegetal en un 29% y azufre en un 14%.

Tanto la nitrocelulosa como la nitroglicerina, cuya fórmula química para ésta es  $C_3H_5(O_2N)_3$ , son inestables y peligrosas. La última se obtiene a partir de los ácidos nítrico y sulfúrico sobre la glicerina, y es un fluido sin color y oleaginoso y tóxico en su estado puro. La nitrocelulosa es explosiva en estado sólido por que en su manejo se humedece al menos en un 25 %.

También se considera homogéneo el denominado de base simple que lleva nitrocelulosa como principal componente disuelta en alcohol etílico, y a lo que se añaden algunos aditivos para estabilizar el quemado y otras funciones. Otro igualmente considerado y denominado de base triple es el estándar de doble base nitrocelulosa y nitroglicerina a las que se agrega nitroguanidina para incrementar el combustible hidrógeno.

Los *propulsores compuestos* van formando granos en molde o pasta pero no aglomerados. Es ejemplo, otra pólvora, la denominada negra, que se compone de nitrato, azufre y material carbonoso. El carbón y el azufre serían el combustible y el nitrato, potásico, el comburente.

El oxidante aquí empleado son las sales de *metales ligeros, nitratos y percloratos de potasio, sodio, o amonio y también sales de litio*, y los combustibles son los *hidrocarburos y derivados* (goma, poliuretano, poliéster, plásticos combustibles, resinas orgánicas, vinílicos y polisulfurados, etc.).

El perclorato potásico ( $ClO_4K$ ) posee un 46 % de oxígeno, el sódico ( $ClO_4Na$ ) un 52 %, el magnésico ( $[ClO_4]_2Mg$ ) un 34 %, y el amónico ( $ClO_4NH_4$ ), que es el más usado, un 25,2 por ciento. Este último compatibiliza bien con otros compuestos; tiene buenos índices químicos para la propulsión y no es muy caro.

Los que producen impulsos específicos superiores, con granos mayores, son los compuestos aglomerados.

Como ejemplos de las relaciones más usadas combustibles-oxidantes se citan las siguientes, en esta correspondencia: Nitropolímero-Nitrato de amonio, Nitropolímero-Perclorato de amonio y Poliuretano-Perclorato de amonio, todos con un Ie de alrededor 230 seg como promedio. También son usados, con menor impulso específico, del orden de los 200 seg, el Poliéster-Nitrato de amonio, y la Goma con Perclorato de amonio y nitrato de amonio.

Para aumentar la temperatura de combustión y la velocidad de exhaustación sin aumentar la masa se usa como aditivo el aluminio pulverizado en partículas de tamaño variable. El aluminio es de por sí combustible; también el boro y otros. Se pueden usar para aumentar la velocidad de quemado catalizadores, óxidos metálicos, cromatos y compuestos orgánicos; y para disminuirla, por ejemplo, fluoruro de litio. Para controlar el quemado se utilizan también aditivos en distinta concentración. Los estudios al respecto han permitido establecer fórmulas de control con distintas presiones; el sistema denominado DSC permite un análisis profundo por diferencia en las medidas del calor de la combustión. Otras sustancias se pueden usar para otros fines, como permitir la adherencia del propulsante a la cámara, etc.

En la elección del propulsante sólido, además de las características de precio, fabricación, almacenamiento y sus condiciones de manipulación, conservación, nivel de degradación, vibraciones en transporte, nivel de absorción hídrica y peligrosidades tóxica y explosiva, se toman en consideración su masa molecular, densidad, exigencias de ignición, temperatura que alcanza en combustión, residuos que produce su quemado, su expansión térmica, su nivel erosivo, etc.



La degradación termoquímica que puede sufrir puede ser por elementos externos, como la humedad o la radiación solar directa, o por la propia descomposición de los compuestos que integran el grano. Además de éste, también los metales o plásticos y demás elementos del tanque y sus dispositivos puede resultar afectados. Todo ello ha de ser tenido en cuenta porque significa una pérdida de la efectividad del cohete. Además, existe la posibilidad que la degradación del propulsante ocasione gases que creen cierta presión interna y se escapen al medio en el que esté.

En el caso de los misiles que usan este sistema, un tiempo normal para tener en almacén, pero dispuesto para su uso inmediato sin merma de efectividad o deterioro, se cifra en al menos unos 10 años o más. Si se sobrepasa el período de garantía, por así decir, para prolongar la vida útil se puede examinar el cohete, su estructura y propulsante, por diversos medios: observación directa visual y endoscópica con cámaras, ultrasonidos, radiografías, análisis químico y microscópico, pruebas estructurales y mecánicas, y a veces prueba funcionamiento de alguno del lote.

He aquí ahora tres tipos de propulsante sólido, monergoles-compuestos los dos primeros y homogéneo el tercero.

OXIDANTE y su %	COMBUSTIBLE y su %	TEMPERATURA DE COMBUSTION a presión de 70 Kg/cm <sup>2</sup>	IMPULSO ESPECÍFICO correspondiente	VELOCIDAD COMBUSTION a 70 Kg/cm <sup>2</sup> y 21°C
Perclorato de amonio (50-80%) Cl O <sub>4</sub> NH <sub>4</sub>	C <sub>2</sub> H <sub>4</sub> O (48-20%)	1600-2800 °C	175-260 seg.	0,25-1,7 cm/seg
Nitrato de amonio (80 % ) NO <sub>3</sub> NH <sub>4</sub>	C <sub>2</sub> H <sub>4</sub> O (18 % )	1300-1550 °C	180-200 seg.	0,25 cm/seg.
Nitroglicerina (30-45%) C <sub>3</sub> H <sub>5</sub> (O NO <sub>2</sub> ) <sub>3</sub> y un 5 % de vaselina	Nitrocelulosa (45-55%) [C <sub>6</sub> H <sub>7</sub> O <sub>2</sub> (NO <sub>3</sub> ) <sub>3</sub> ]	1600-2800 °C	180-240 seg.	0,25-2 cm/seg.

Este último propergol es denominado también cordita.

La nitroglicerina con compuestos de boro o combustible que lleve oxígeno puede proporcionar, bajo temperaturas de 2200-3600°C, impulsos específicos de entre unos 240 y 295 seg.

También se puede citar la relación de perclorato o compuesto de flúor, o ambos, para este tipo de propulsión. El perclorato amónico y poliuretano con aluminio en polvo forma grano llamado comercialmente isolane.

Las principales pólvoras y sus componentes oxido-reductores son, relacionando en segundo lugar la temperatura teórica en la cámara: perclorato de amonio-poliéster (2800°K); JPN-Balística (3200°K); y perclorato de amonio-poliuretano de aluminio (3280°K). Las temperaturas típicas oscilan entre los 2.000°K y 3.700°K, y las presiones entre los 3.000 y los 25.000 KiloPascales.

Otras combinaciones son el perclorato de amonio y asfalto (Ie de 170 a 210 seg); perclorato de amonio con Thiokol, goma, poliuretano o nitropolímero; nitrato amónico con goma, nitropolímero o poliéster. El poliuretano fue sustituido por los polibutadienos en algunos casos desde los años 70. El Thiokol (que significa en griego "azufre-cola") es un compuesto químico de características físicas parecido al caucho, de olor pestilente por su sulfuricidad, y descubierto en 1926 por casualidad cuando Joseph Patrick en Kansas experimentaba para lograr un anticongelante; fue uno de los primeros propulsores sólidos de cohetes americanos.

El perclorato de amonio (ClO<sub>4</sub> NH<sub>4</sub>) es el componente más usado, como se puede ver, de los propulsores sólidos. Es incoloro, de una masa nuclear de 80 y 1,725 g/cm<sup>3</sup> de densidad. Su porcentaje en oxígeno es del 34 % mientras que el nitrato de amonio es del 20 por ciento.

Los impulsos específicos (Ie) de los propulsores sólidos no suelen pasar de los 250 seg para presiones típicas del orden de los 70 Kg/cm<sup>2</sup>, cifra que es inferior en proporción a la de los propulsores líquidos.

El rendimiento de los propulsores sólidos alcanza un valor de un 90 % sobre el teórico en el mejor de los casos, rendimiento inferior a los de propulsante líquido.

La masa específica de los sólidos es mayor desde luego que la de los líquidos, lo cual equivale a que para igual volumen produce más masa de gases expulsados por la tobera en los sólidos.

El cohete de propulsante sólido es el más sencillo de todos y el más fácil de almacenar. Sin embargo, los propulsores sólidos son más difíciles de obtener, menos baratos, más difícilmente controlables y como se decía, irregulares en el quemado en ocasiones lo que produce empujes desiguales e incluso peligros ciertos de explosión. Los aditivos precisamente permiten casi siempre evitar esto, pero aún así no están exentos de casos de oscilaciones, presiones en lados de la cámara y resonancias al aumento anormal de la presión media, incidiendo negativamente en el empuje. Así, por ejemplo, en los propulsores homogéneos se emplea como estabilizador para evitar en lo posible anomalías la difenilamina (C6 H5 - NH - C6 H5) y la etilcentralita. La primera actúa retardando la disociación de la nitrocelulosa que tiende, a temperatura normal, a soltar óxidos de nitrógeno y ácidos; y la segunda lo mismo.

En general, para la mayor estabilidad en el quemado son ejemplos de uso los compuestos de carburo de circonio o el carburo de silicio. Para reducir la llama se usan sales de potasio u otros compuestos.

Otro inconveniente de muchos de estos propulsores es que generan como subproducto en la combustión compuestos tóxicos, como el ácido clorhídrico, que no solo son contaminantes sino que permiten ser detectados por su estela de humo. Ello es más acentuado en las pruebas estáticas y además en todos los casos se introduce un elemento de control que son las condiciones meteorológicas. En dependencia de la dirección de los vientos, riesgos de lluvia, etc., las pruebas han de esperar el momento oportuno para evitar lluvias ácidas.

Los cohetes de propulsores sólido son menos utilizados en general en la astronáutica que los de propulsante líquido y se emplean más bien constituidos en aceleradores o boosters y verniers, así como en fases superiores de algunos modelos de cohetes multifásicos, principalmente, porque para las grandes fases se necesita mayor control que el que a este tipo se puede ejercer, además de que los líquidos funcionan más prolongadamente.

Para evitar que la humedad y otros agentes exteriores afecten al propulsante sólido en carcasa motor, una vez dispuesto y hasta el momento del encendido se suele proteger aislando todo por la tobera; así, a la vez, se facilita un poco más de presión inicial. El modo de hacerlo puede ser colocando en la base de la tobera una tela metálica o en el cuello una pieza de plástico o similar.

En 2018, la Universidad escocesa de Glasgow y la ucraniana Oles Honchar Dnipro National University proponen una variante de cohete de propulsante sólido que han llamado *autofágico*, dado que se autoconsume. Consiste en suprimir el tanque contenedor y sustituirlo directamente por la propia masa propulsante, ubicando el combustible sólido en la parte exterior y el oxidante en la interior, dado que el primero es rígido. Sobre la cámara de combustión, una varilla estructural de soporte del empuje, y la distribución en secciones del propulsante, complementan el sistema. Las primeras pruebas prácticas estáticas para un pequeño cohete lo han hecho funcionar correctamente durante un minuto.

#### = CARACTERÍSTICAS TÍPICAS DE UN COHETE DE PROPULSANTE SÓLIDO.

A modo de apéndice, se señalan a continuación las características medias típicas y fundamentales de un motor-cohete de propulsante sólido, con referencia exacta y únicamente al motor propiamente dicho y para la investigación espacial:

Altura.....	6	m
Diámetro.....	2	m
Peso total.....	9-10	Tm
Propulsores; con aditivos....	Perclorato potásico-poliuretano.	
Funcionamiento.....	1-1,5	min
Velocidad de salida de gases..	2.500	m/seg
Impulso específico.....	230	seg
Empuje.....	30-40	Tm

El funcionamiento no suele sobrepasar los dos minutos, o poco más en el mejor de los casos. Sobre este punto, de la corta duración de la combustión, que no lo es tanto para estos cohetes, se aclara tal circunstancia si se piensa que el quemado se realiza en el mismo tanque contenedor cuya capacidad es limitada. Son ideales, estos cohetes, para fines bélicos dada la rápida disposición para el disparo y en tamaño menor para acelerar aviones-reactores en

despegues rápidos y auxiliares o boosters. Suelen ser fiables al ser menos complejos, aunque sus finalidades son más limitadas. A su mayor simplicidad técnica hay que añadir su más fácil transporte y almacenamiento, y por tanto menor necesidad de personal especializado, determinando al final su menor coste.

Las características específicas de cada cohete las da finalmente su vuelo, su aceleración y velocidad, potencia o capacidad de carga útil, alcance en el caso de misiles, y su precisión y control.

#### > COHETES DE PROPULSANTE LÍQUIDO.

El propulsante líquido también está compuesto por un combustible y un oxidante. La diferencia del tipo de cohete anterior estriba en que en la presente ocasión se encuentran tales componentes separados por lo general y en estado líquido.

En estos cohetes se puede ya hablar más propiamente que en el caso precedente de auténticos motores-cohete. Su principal característica es su gobernabilidad, es decir, su carácter regulable al contrario de los de propulsante sólido que una vez encendidos no se pueden ni apagar ni regular, salvo, como se indicó, por la prefijada disposición del grano.

Los propulsores sometidos a temperaturas criogénicas van pues licuados en tanques separados desde donde pasan a la cámara de combustión por unos conductos dotados de válvulas de control del paso y bombas que hacen posible esta circulación de los componentes.

En el camino hacia la cámara de combustión, los propulsores son obligados a pasar por inyectores de distribución que lo introducen ya en ella. La proporción de combustible y comburente es llamada razón de mezcla del propulsante. Allí en la cámara entran en contacto y se inflaman produciendo una elevada presión y temperatura. El chorro de gases producto de la combustión química es expulsado con fuerza por la tobera creando así la acción. La reacción consecuente por la expulsión a gran velocidad de la masa quemada produce el empuje o desplazamiento del conjunto.

El cohete de propulsante líquido se compone básicamente de uno o varios, pero normalmente iguales, motores-cohete; de dos tanques de propulsante; de un sistema de bombeo; de una estructura metálica o fuselaje; y unos sistemas complementarios.

El motor-cohete está formado principalmente por la cámara de combustión, tobera, inyectores, sistemas de control de funcionamiento, sistema refrigerador, dispositivo de lubricación, sistema de encendido y sistema de comunicaciones electrónicas. Todo bajo el aspecto de una maraña de cables y tubos que alguien dijo que era como el resultado de la locura de un fontanero.

#### = TANQUES.

Los propulsores líquidos se mantienen en los tanques en determinadas condiciones criogénicas puesto que normalmente los elementos o compuestos que los forman son en condiciones normales gases. Se refieren tales condiciones a que allí se hallan licuados a altas presiones y a una temperatura que es generalmente de varias decenas de grados bajo cero, según los particulares caracteres de cada uno.

La presión en los tanques es constante al igual que la temperatura. Por todo ello, los depósitos son construidos con materiales especiales y precisan ser muy resistentes, ligeros, y deben disponer de sistemas de control térmico y de presión. El sistema de control térmico tiene por objeto no permitir que el propulsante, allí normalmente a gran temperatura bajo cero, se transforme en gas. Debido a esta baja temperatura, las válvulas de las tuberías por donde circula el propulsante están fabricadas de modo que no se puedan ver bloqueadas en ese nivel térmico que en otras circunstancias las paralizaría.

Para el caso de un escape de propulsante se dispone también de compensadores de fuga que resuelven al menos momentáneamente el problema. El mismo sistema sirve para, al funcionamiento del cohete, nivelar la pérdida y evitar el vacío en el cohete; a tal efecto se usa helio o nitrógeno. Hay que tener en cuenta además que evitar el vacío en el tanque impide paralelamente la deformación de las paredes que suelen ser muy finas.

Los grandes tanques de los gigantescos cohetes como el S-V llevan además unos segmentos de refuerzo para que la mole soporte las vibraciones, etc., y unas aspas dentro del

mismo tanque, sobre su base, para evitar los posibles remolinos del líquido que pudieran alterar en definitiva el normal funcionamiento del cohete por una anormal afluencia de propulsante. En la zona de separación entre los tanques suelen llevarse también anillos de refuerzo que en ocasiones incluso se apercibe exteriormente.

La disposición de los tanques no es indiferente. El tanque que contiene el oxidante, que suele ser más denso, debe ir más cerca de los motores, mientras que el de combustible, de menor densidad, debe situarse encima. En cualquier caso, siempre un tanque arriba de otro, aunque no es regla absoluta y si más bien una conveniencia.

Esta situación de masas en relación a su densidad tiene su importancia cuando el cohete comienza a funcionar. Cuando es más pesado el combustible entonces es el oxidante el que va encima. Por ello, el tanque de mayores proporciones suele ir encima, pues para igual volumen contiene menos peso.

La proporción de cada uno de los dos componentes del propulsante viene dada por la relación necesaria de su reacción química para que al agotamiento del combustible se corresponda el agotamiento parejo del comburente; de otro modo, de sobrar alguno de los dos el peso es una carga inútil y poco económica. De la relación necesaria sale el volumen correspondiente y por tanto el tamaño de los tanques. Así por ejemplo en el supuesto de un propulsante a base de alcohol etílico y oxígeno molecular, quemar una molécula del primero ( $C_2H_5OH$ ) precisa de 3 moléculas de  $O_2$  y entonces a 46 gramos de alcohol corresponden 96 gramos de oxígeno con lo que la relación es de  $46/96=0,479$ .

#### = SISTEMAS DE BOMBEO.

Para hacer pasar los propulsores del tanque a la cámara de combustión se usan diferentes métodos. En los cohetes pequeños se suele emplear gas helio o nitrógeno muy comprimidos, entre 150 y 300  $Kg/cm^2$ , en pequeños tanques que rodean a los depósitos principales de propulsante. Llegado el momento, válvulas descompresoras dejan interrumpir en el tanque al propulsante presionándolo y haciendo que se desplace hacia el tubo de acceso a la cámara de combustión, a la vez que sostiene la presión del tanque en la evacuación del mismo. El helio tiene el punto de ebullición en los  $268,9^\circ C$  bajo cero, el más bajo de un elemento.

Otro sistema que es el propio de los cohetes de gran tamaño, pero no exclusivo, es el de bombas movidas por turbinas de vapor. Originado éste en la descomposición catalítica de compuestos como el peróxido de hidrógeno, en otra cámara de combustión distinta y menor a la normalmente tratada. A partir de este sistema se obtiene energía para mover no solo las turbinas, sino también para otros sistemas del cohete, como los generadores eléctricos. Estos gases pueden también servir para calentar otros líquidos del cohete. Pueden ser desahogados por un tubo de escape. El sistema de bombas es más rentable para los grandes cohetes y además permite una presión más estable; y mayor control en última instancia.

Algunos lanzadores más modernos, si bien la tecnología es antigua, utilizan motores que llevan una precámara de combustión (o pre-quemadores) cuyos gases de escape son aprovechados para mover las turbinas de bombeo. La masa de propulsante calentado pasa por su parte luego a la cámara de combustión actuando normalmente. Tales bombas pueden llegar a alcanzar temperaturas del orden de los  $1.800^\circ C$ .

La forma alternativa de flujo del propulsante entre el tanque y la cámara de combustión determina que el nombre del motor se diga que es de *flujo derivado* o de *flujo integrado*. En el primer caso es en el que se utiliza el propulsante para mover la turbina en un generador de gas y en el segundo caso se emplea una precámara donde se mezcla todo el comburente con parte del combustible expandiéndose al doble de su volumen antes de ir a la cámara de combustión con el resto del combustible que es inyectado aparte. En este último caso el motor es más eficaz, con presiones más elevadas, pero también más complejo y costoso de fabricar. Son ejemplos de motores de flujo integrado los SSME del Orbiter Shuttle y los de los motores soviéticos/rusos RD-253 y RL-10. Del sistema de flujo derivado son la mayoría de los demás.

En 2005 los americanos estudiaban un sistema de turbo-bombas en las que se hacía pasar por las precámaras todo el propulsante para lograr más alto rendimiento con la mayor presión de las bombas. Además, este sistema, denominado de "flujo completo", permite a las bombas no alcanzar las elevadas temperaturas que de otro modo tienen, permitiendo una menor fatiga.

### = CONDUCTOS DE PASO.

Las tuberías o conductos por los que pasan los propulsores poseen a lo largo de su trayecto varias válvulas gracias a las cuales se regula el paso de fluido y por consiguiente se ejerce así control en el funcionamiento del cohete.

Según se abra o cierre tal paso de propulsante, éste afluirá más o menos a la cámara de combustión. Por tanto, el valor de la reacción será tanto mayor o menor.

En muchos motores-cohete de propulsante líquido, para la refrigeración de los materiales recalentados, alrededor de la cámara de combustión se emplea el sistema de hacer pasar uno de los dos propulsores que llega a bajísima temperatura por un conducto espiral o helicoidal que envuelve en una doble pared a la tobera y cámara. Luego, esta parte de propulsante es dirigida a los inyectores y va a parar, como el resto, a la cámara de combustión.

### = INYECTORES.

Al final del trayecto de los conductos, el propulsante se topa sobre la parte superior de la cámara con los inyectores. Estos, dotados de sistemas reguladores introducen pulverizado o en chorros de determinada finura y distribución el repetido propulsante al objeto de hacer posible un quemado más regular. Se introducen por lo general, con chorros cruzados, llamados simples, de los dos integrantes o compuestos del propulsante.

Los sistemas inyectores pueden ser varios, siendo los más conocidos los de: corriente de doble choque, donde oxidante y reductor se mezclan al chocar los chorros por sistema doble; choque triple, donde ocurre lo mismo que el anterior pero por sistema triple; ducha o regadera, donde los chorros de propulsante son rectilíneos; choque propio, donde los chorros de oxidante se mezclan entre sí al igual que los de combustible antes de la definitiva mezcla de ambos; pulverización, donde el afluye todo el propulsante al inyector que lo lanza ya mezclado y pulverizado a la cámara; y chorro de salpicadura, donde los chorros se proyectan en choque contra una misma parte en la boca misma de entrada a la cámara.

El modo de inyección es de suma importancia en la combustión, incidiendo en la distribución del calor y en oscilaciones, y es determinante en la pulverización de ergoles poco afines para el inicio de la combustión que tardará entonces algo más.

### = CAMARA DE COMBUSTION.

Es el lugar donde afluyen los propulsores para entrar en reacción y es pues donde tienen lugar los principales fenómenos que inducen a la propulsión. Su forma general es cilíndrica con abertura a la tobera y los inyectores.

El tiempo que hay entre el primer contacto de los propulsores y el sistema de encendido en acción, sea hipergólico, de chispa, etc., y la aparición de la primera llama se denomina retraso de encendido. Cuanto menor sea éste, hay tantas menos posibilidades de que aparezcan irregularidades de presión e incluso explosiones.

Un buen arranque o ignición se puede decir que se produce aquí en unos 20 milisegundos. Esta cualidad de inicio de combustión, junto a la regularidad del quemado, son las fases de la cualidad llamada cinética del propulsante líquido que determina la velocidad de liberación de energía del mismo. Tal velocidad está en función sobre todo del más volátil de los dos ergoles.

La cámara y su tamaño han de ajustarse a los caracteres del propulsante y al del cohete en su tamaño como es obvio y en definitiva ha de poseer alto índice de resistencia mecánica y térmica.

La llamada longitud característica de la cámara ( $L_c$ ) es la relación que hay entre el volumen de la cámara ( $V_c$ ) y la superficie del cuello ( $S_c$ ) de la tobera y es variable según tipos de propulsante y sistema inyector,  $L_c = V_c / S_c$

Estos tres factores determinan además el tiempo de estancia de los ergoles en combustión en la cámara. En consecuencia, ello a su vez incide en la determinación del mínimo volumen que ha de tener la cámara.

Así pues, el propulsante usado, e inherente a él su peso molecular, mezcla característica, la temperatura de combustión, las presiones originadas, etc., influyen en la velocidad de exhaustación, impulso específico, empuje, estabilidad, etc. La temperatura de combustión real difiere de hecho de la teórica debido a fenómenos incontrolados menores, como disociación molecular de los gases, etc.

Recordemos que, con fundamento, cuanto menor sea el peso molecular de los gases mayor será el empuje.

La refrigeración, como también en la tobera, se puede hacer en ciertos motores disponiendo los conductos de paso del propulsante criogénico a pasar o circular a su alrededor en serpentín antes de inyectarlos en la cámara. Otros sistemas complementan la refrigeración y se basan en la disposición de materiales resistentes al calor como el grafito, etc.

Casi todos los modelos de motores de propulsante líquido se desarrollaron sobre los modelos alemanes del equipo de von Braun, principalmente la V-2, tanto americanos como soviéticos, pero hacia 1963 la empresa alemana MBB desarrolló un motor llamado PIII cuya cámara de combustión llevaba una precámara. El motor fue creado en 1942, patentado en 1955, y por contrato de la MBB con la Rocketdyne dio lugar al modelo H-13, adquiriendo la NASA en 1971 a la MBB la patente en exclusiva. La presión en la combustión es este modelo de 85 barios, más del doble que en la de otros motores y el impulso específico es un 50 % superior. Este modelo, denominado de *circuito primario de alta presión*, usa la precámara para aprovechar los gases generados en la misma y mover la turbina que ahora está en el centro de esta precámara y así impulsar definitivamente los ergoles a la cámara principal o de continuación. El truco del motor, que alcanza los 3.300°C en la combustión, reside en el uso de material de cobre que, aunque funde a los 1.060°C, es buen transmisor de calor y es continuamente refrigerado por finos serpentines milimétricos en los que circula el propulsante criogénico antes de ir a la cámara; finalmente, el cobre solo se calienta a 580°C. El sistema es el usado por la astronave Orbiter Shuttle.

Más recientemente se estudian otros sistemas, como el llamado motor de detonación rotatoria o rotativa, cuya cámara está constituida por dos cilindros concéntricos (uno dentro de otro), separados pero comunicados por agujeros, de modo que el propulsante llega entre los cilindros, crea una onda de choque y produce una presión y temperatura más alta; el sistema se comienza a estudiar en la década de los años 60 (Siglo XX). Se dice que la combustión es como pulsos de explosión y la propagación de una onda de choque. El resultado final es mayor velocidad de gases de un promedio de 2.250 m/seg y por tanto mayor empuje comparativamente al motor tradicional. También se asegura que el sistema resulta más simple, con menos cantidad total de piezas en el conjunto del motor. El inconveniente en un principio resulta ser que tales explosiones o detonaciones pueden resultar impredecibles. Pero luego, en 2020, la Universidad de Florida Central estabilidad con el control de los inyectores para producir las explosiones. Se piensa para fases superiores de lanzadores espaciales, probado con propulsores LOX y LH, y los mismos pueden resultar no solo menos pesados, sino más eficiente con un quemado más limpio y prolongado. Rusia también ha desarrollado este tipo de motor, participando en el mismo Energomash, el Instituto de Hidrodinámica Lavréntiev (Novosibirsk) y el Instituto de Aviación de Moscú.

= TOBERA.

Los gases de la cámara salen a gran presión y temperatura por un cono truco e invertido, a modo de embudo convergente-divergente, que es la tobera. Tal parte juega un papel no desdeñable en el aprovechamiento del impulso.

Aunque se cita aquí, las toberas son comunes a todo tipo de cohete o sistema propulsor a reacción. Pueden ser de varios tipos según su forma y encaje en el motor. Pueden ser en algunos casos ligeramente curvadas en su parte más externa, con trazado de curva parabólica. Y en algunos motores, como los de propulsores sólidos pueden introducirse un poco en la cámara, siendo entonces llamada tobera sumergida. La longitud también puede ser diferente y es el parámetro más notable en su primera apreciación visual. En general, los tipos de tobera son cuatro, resumidas en dos: simple o múltiple; dentro del primer tipo puede ser tobera normal típica, llamada exterior, la citada sumergida, y la prolongada o desplazada.

Las medidas del cuello y la forma de la misma actúan sobre la velocidad de exhaustación y en definitiva sobre el rendimiento del cohete. La variación de la velocidad de los gases que la atraviesan no obstante depende fundamentalmente de la presión de la cámara y del propulsante inyectado. Y tal presión depende del área del cuello de la tobera. Dicho de otro modo, la relación entre el empuje y el gasto de propulsante están en proporción a la presión de la cámara y el área del cuello o garganta. La viscosidad y la transmisión térmica del fluido proyectado desde la cámara también juegan su papel sobre las paredes de la tobera.

El área de salida de la tobera y el cuello determinan una relación que oscila entre 20 y 60 en el vacío y entre 3 y 10 a presión de nivel de mar. El cuello es la parte que mayor temperatura alcanza de la tobera por lo que se usa en su construcción acero de alta resistencia si el tiempo previsto de su uso es menor y grafico o similar cuando el tiempo de uso es mayor, o también cuando energía de los propulantes es muy alta; en pequeños motores, otros materiales usados son el wolframio y el molibdeno.

Las toberas, que a veces son orientables para el control del vector de empuje, pueden en otras ocasiones llevar para tal control paletas de grafito o deflectores y otros materiales altamente resistentes al calor del chorro. También se usa el control de válvulas que dejan salir parte de los gases por la pared divergente bajo cierta canalización. Las estrías que puede llevar la tobera en algunos casos como los sólidos también son otro medio de control.

La dirección de marcha del cohete pasa pues por la línea de empuje en la tobera y su inclinación directa o desviación por cualquier medio del chorro determina la marcha de todo el vehículo.

El sistema de cohete en el que el motor lleva una tobera de forma especial que compensa la pérdida de eficiencia con la altitud es denominado Aerospike. Su ventaja es que puede ahorrar hasta un 30% de propulsante en bajas altitudes, y un 15% en el contexto global del lanzamiento, al rendir más en el empuje. Tras unos primeros estudios y desarrollo a partir de 1970 por la NASA, fue desarrollado con solvencia en la última década del Siglo XX y principios del XXI en los proyectos del Delta Clipper, el X-33 y Venture Star. Fue investigado por la Rocketdyne y aunque los proyectos citados se cancelaron, se siguió con las pruebas del sistema en el centro Stennis de la NASA. Se ensayó luego (2001) para el proyecto Space Launch Initiative el motor Linear Aerospike XRS-2200. En 2003, la Universidad del Estado de California y la Corporación Garvey Spacecraft probaron en vuelo sobre Mojave un motor Aerospike en el modelo Prospector 2, que falló perdiendo el control y estrellándose; ello se achacó en principio al desgaste desigual en el área de salida de gases. En 2004 el sistema Aerospike funcionó con éxito en el proyecto del Dryden Aerospike Rocket, de la USAF, el Centro Dryden y la empresa Blacksky Co. Se logró un Mach 1,5 y cerca de 8 Km de altura sobre King Ranch, Texas.

En 2021 la empresa Pangea Aerospace, creada en 2018 y con sede en Barcelona, logra encender un motor Aerospike varias veces durante cerca de 3 min. Su motor tiene la particularidad de estar construido con impresoras 3D y nuevos materiales, lo que rebaja su coste. Colabora la empresa Aenium de Valladolid con su material GRCop42, creación de la NASA (2019) consistente en una aleación de cobre.

Otra empresa, Polaris, en 2023, trabaja también en el sistema con el sistema 3D.

Uno de los problemas del aerospike es el sistema refrigerador, que el sistema tradicional utiliza con el propulsante criogénico en torno a la tobera. Pero aquí la pared es usada para el flujo de gases ardientes que controlan con la presión del aire. Hay dos tipos o sistemas aerospike, uno llamado lineal, en forma de punta, con varios motores, y otro denominado toroidal, en forma de punta parabólica.

## = SISTEMAS DE CONTROL.

El primer sistema de control es el del encendido. Este último puede ser de diferente tipo, como ya se ha citado (chispa, hipergólico, u otro).

Para controlar el motor-cohete, además de los sistemas ya citados de válvulas que se refieren más al control de funcionamiento, existe un sistema independiente para controlar la *dirección* del empuje.

En ocasiones, en este control de dirección se sitúa la clave de los sistemas propios en la tobera, pero otras veces se apoya en sistemas auxiliares y no propios.

Cuando el motor entra en acción se va desplazando en una dirección más o menos regular que necesita ser igual a una trazada prevista, pues de lo contrario ¿para qué nos sirve un movimiento no deseado o incontrolado? Pero no siempre, o mejor casi nunca, el motor-cohete es fiel por si solo en seguir la dirección deseada por lo que necesita de métodos que lo controlen y rectifiquen.

El sistema más elemental consiste en colocar cuatro aletas dentro de la misma boca de la tobera que dirigen al chorro al ser orientables. Pero de este modo se registran pérdidas del impulso específico entre un 2 y 5 % y se le llama *sistema de aletas o jet vane*.

El denominado *sistema de cámaras auxiliares* consiste en dotar al motor de otras dos cámaras más pequeñas a los lados con capacidad para girar en determinado ángulo y constituir vectores de empuje rectificador. Así, este sistema registra pérdidas del impulso específico hasta un 10 por ciento.

Un sistema más consiste en evacuar gas por dos o cuatro agujeros con un control de válvulas. Tal sistema puede acarrear una disminución del impulso específico hasta de un 7 por ciento.

Con estos sistemas citados se ejerce un control no solo del balanceo adelante-atras y las desviaciones a uno u otro lado del rumbo, sino también del cabeceo.

Estos dos últimos fenómenos pueden asimismo ser controlados por otros 2 sistemas aun no citados. Uno de ellos, de *deflector de chorro*, lleva un anillo orientable en la boca misma de la tobera. La pérdida del impulso específico es aquí de un 2 a 6 %; el sistema se denomina también *jet vator*, en inglés.

El sistema restante es de los más empleados y principales. Es el denominado *sistema cardan* y permite girar oscilatoriamente en un ángulo preciso a la tobera y cámara juntas con lo que se consigue un gran control sobre el cohete con una despreciable pérdida del impulso específico.

Todos estos sistemas son básicos y pueden tener diversas variantes.

En cualquier caso, la detección del rumbo para medir las correcciones necesarias se basa generalmente en los datos aportados inicialmente por sistemas giroscópicos, cámaras o detectores y sensores de calor, luz y altitud o de puntos de referencia con confrontación real del terreno; también se consideran los sistemas de teledirección y temporizadores.

Pequeñas inestabilidades son frecuentes de producirse pero sin consecuencias mayores. Hay no obstante perturbaciones posibles trascendentes relacionadas con la presión de propulsantes que pueden por repentina liberación de energía hacer estallar al motor por la cámara. Para evitarlo, ya se ha hecho mención en otro apartado, se establecen paletas en los tanques o gas a presión que permite regular la alimentación y la seguridad se complementa con válvulas reguladoras y los sistemas inyectores que suponen otro medio de control sobre posibles inestabilidades.

#### = OTROS CARACTERES TIPICOS DE ESTOS COHETES.

Son por supuesto todas estas características vistas de los motores cohete, su perfeccionamiento y aplicación, estudiados en la práctica en ensayos de auténtico funcionamiento anclando los motores en construcciones hormigonadas al aire libre generalmente en los llamados *bancos estáticos de prueba*. Aquí, por medio de aparatos de registro son estudiados concienzudamente.

Los chorros, a altas temperaturas de incluso miles de grados centígrados, pueden ser desviados en ángulos de 90° con deflectores refrigerados por agua u otro medio. Un solo ensayo de estos cuesta lo suficiente (más de un millón de dólares por ejemplo para un motor de un gran cohete en la primera mitad de la década de los 70) como para permitir no aprovechar tales estudios al máximo.

Otras veces, el motor es encendido con la llama hacia arriba por lo que resulta más barato; depende del tipo de prueba.

En cuanto a vibraciones, las que pueden llegar a producirse en estos motores la cifra se sitúa en los 10.000 ciclos por segundo.



Podemos señalar que, por término medio, el motor-cohete típico posee las siguientes características, referido a cohetes astronáuticos o de gran alcance, claro está, y apuntando que se trata solo del motor.

Altura (solo motor).....	3	m
Diámetro en boca de tobera.....	1,5	m
Peso.....	900	Kg
Propulsantes.....	LOX y RP-1	o LH
Presión en la cámara.....	30 a 86	Kg/cm <sup>2</sup> -barios
Funcionamiento.....	3,5	min
Velocidad de salida de gases.....	3.000	m/seg
Impulso específico a 30 Km de altura..	290	seg
Empuje.....	90	Tm

En el caso de los propulsantes LOX y LH, que son de los de mayor rendimiento, la velocidad típica de salida de gases en el motor es del orden de los 4.500 m/seg. Los cohetes de propulsante líquido proporcionan en relación a cualquier otro tipo químico más empuje, control y tiempo de funcionamiento. El rendimiento, superior a los de propulsante sólido, es entre un 95 y un 100 % a vista del estudio previo sobre el papel.

Para el caso real, pongamos el Shuttle americano, cuyo peso total asciende a unas 2.050 Tm, la carga útil es el Orbiter que pesa algo más de las 100 Tm, que suponen un 5 % del peso total inicial. Pero, en este caso, la verdadera carga útil es la que lleva esta nave y es a lo sumo 30 Tm, que es un 29 % de la nave y solo un 1,45 % del total inicial. Aunque este caso expuesto no es representativo de los lanzadores comerciales, es, al final, en estas proporciones donde se cifra el verdadero rendimiento y rentabilidad de los cohetes.

Otro modelo de reactor de propulsante líquido es el *ramjet* y el *scramjet*, sistemas que obtienen el oxidante del propio oxígeno del aire a su paso por la franja atmosférica de modo que se evita un peso importante. La compresión del citado oxígeno se logra directamente en la línea de avance cuando se supera la velocidad subsónica; por debajo se puede utilizar, como en los ramjet, una turbina, cual es el caso del tradicional motor a reacción aeronáutico. El ramjet logra velocidades hasta Mach 4 en tanto que el scramjet las supera. El primer vuelo de un scramjet fracasó en la primera mitad de 2002 y se repitió con el denominado HyShot el 30 de julio de 2002 sobre Woomera, Australia, con un cohete Terrier-Orion, para la Universidad de Queensland; funcionó en los últimos segundos de un vuelo de 10 min tras lograr el cohete Mach 7,6 y una altura de 314 Km.

El scramjet FASTT funcionó por vez primera a principios de 2006 a 20 Km de altitud sobre la costa Este atlántica americana utilizando el oxígeno del aire y combustible líquido JP10 que llevaba. Fue lanzado con un cohete sonda Terrier-Orion disparado en Wallops Island, alcanzando Mach 5,5 durante 15 seg.

Los norteamericanos trabajan también en el proyecto X-51A de reactor scramjet hipersónico experimental no tripulado del DARPA y la NASA. Fue iniciado en 2004 que busca un medio rápido operativo de transporte militar volando a gran altura, con seguridad y fuera del alcance de un hipotético misil enemigo. La velocidad estimada del ingenio propuesto sería de 5.793 Km/h. Una estimación cifró el coste del programa en unos 140 millones de dólares. Se construyeron 4 ejemplares.

El primer modelo fue construido por la empresa Boeing y fue probado en mayo de 2010, volando durante 2 min 23 seg y alcanzó una velocidad de 3.500 Km/h, pero fallando al cabo de tal tiempo. El segundo ejemplar fue probado con éxito en junio de 2011 aunque en ensayo acabó antes de lo esperado.

La tercera prueba llega el 14 de agosto de 2012 en que despegó de la base californiana de Edwards el prototipo X-51A WaveRider anclado bajo el ala de un B-52 para su prueba sobre el Pacífico, debiendo volar libre luego durante 5 min y luego destruirse en el océano. La prueba fracasó a los 31 seg de vuelo autónomo (16 seg de funcionamiento del motor) por problemas en una aleta.

En Europa, la empresa británica Reaction Engines Ltd. desarrolla el modelo SABRE (2018) que también utiliza el aire y su oxígeno en tanto que el vehículo espacial atraviesa la

atmósfera, hasta unos 25 Km de altitud y logrando Mach 5. Su sistema somete el aire a 1.000°K y se ayuda con helio a modo de turbina. A partir de tal altitud el vehículo pasaría luego a modo cohete simple, aportando el oxígeno para quemar el combustible, llevados ambos a bordo, y alcanzando Mach 25. Las pruebas las realiza en Westcott, Buckinghamshire, y son de interés de la ESA.

Los cohetes de propulsante líquido son más complicados estructuralmente, como se ve, que los de propulsante sólido y resultan sin embargo más deseables por su más fácil regulación de la combustión y el rendimiento. Su principal inconveniente es el trato especial de los ergoles, algunos de los cuales solo están en disposición de uso en el cohete en un plazo mínimo, pasado el cual, por evaporación u otra causa, debe renovarse.

#### = EL PROPULSANTE LÍQUIDO.

El propulsante líquido (LP) puede ser de dos clases según esté formado en uno o más compuestos separados. Estos son los monopropulantes y los bipropulantes.

Los monopropulantes son empleados en los cohetes de propulsante líquido para motores de pequeña potencia, como los de orientación, etc. Es muy manejable pero poco eficaz en relación a los diergoles.

Los generalmente empleados son los bipropulantes, pero ambos son más delicados de tratar y almacenar que los propulantes sólidos.

La elección de los propulantes por parte de los técnicos es algo muy estudiado, primero teóricamente y luego en los bancos de pruebas, considerándose en ello todas las características físico-químicas de los elementos o mezclas; densidad, peligros tóxicos, comportamiento en la combustión, etc., etc. Todo ello determina junto al precio de obtención y almacenamiento, la rentabilidad o, en fin, la economía de los propulantes.

Individualmente considerados, los propulantes líquidos exigen ciertamente una serie de condicionamientos particulares para su tratamiento.

En los bipropulantes se emplea como oxidante al oxígeno líquido (LOX) y ácido nítrico principalmente pero también al tetróxido de nitrógeno, agua oxigenada y flúor y algún otro ya en menor cuantía. Como combustible se usan principalmente y debido a su bajo peso molecular entre otras causas, los hidrocarburos, pero de un modo general podemos decir que se usan un tipo de keroseno (RP-1), hidrógeno líquido (LH) y la dimetil hidracina asimétrica (UDMH) principalmente y también el amoníaco, alcohol, anilina, trementina, gasolina, etc.

Uno de los más interesantes es el flúor como energético combinado con LH o hidracina por ejemplo, por el impulso específico que puede llegar a dar. Pero también crea temperaturas excesivas en la cámara y es de los más difíciles de manipular; por eso realmente no se usa.

Otros, como el ácido nítrico principalmente, plantean además problemas por su poder corrosivo.

El mayor rendimiento se obtiene en la práctica con la relación LOX-LH que facilita impulsos específicos de hasta 450 seg. También el LOX-(RP-1) puede dar alto impulso, unos 330 seg.

La cualidad de criogénicos (del griego KRYOS, frío, GENESIS, origen, o sea, origen del frío) es no obstante el problema general de estos propulantes. Los mismos han de someterse a muy bajas temperaturas inherentes a presión y densidad para su uso posible y efectivo. Incluso a veces, algunos propulantes como el LOX, ocasionan atascos en válvulas y solidifican el lubricante. También producen escarcha en el exterior de los tanques; la misma suele desprenderse al lanzamiento. No todos se llevan a bajas temperaturas sino que algunos pueden ir a temperaturas ambiente, lo cual les resta rentabilidad por un lado pero simplifica otros procesos.

Además, en casi todas las ocasiones obligan a disponer para su manejo de unos conductos especiales dotados de filtros contra partículas extrañas por ejemplo. Así pues los propulantes líquidos dan problemas a la hora de hacerlos pasar por conductos y válvulas, que han de utilizar materiales especiales y evitar toda parte de tipo flexible. Los más peligrosos se manejan y bombean desde vehículos apropiados y no desde depósitos fijos como ocurre como los demás.

En los lanzamientos definitivos de los cohetes, el propulsante líquido es bombeado a los tanques de los mismos poco antes de tal ignición, en el caso del LOX y LH por ejemplo, para no dar tiempo a su evaporación y ocasionar desniveles en la presión. Además, el propulsante líquido, a la hora de su consumo en la actuación real del cohete puede llegar a plantear otros problemas como ser la causa del llamado efecto pogo, vibración que surge inestablemente causando oscilaciones en el empuje del motor y que repercuten en toda la estructura del cohete afectando la propia alimentación de los propulsante e incrementando así el mismo efecto. Su anulación exigió, en el caso americano del Saturn 5, disponer una serie de cavidades y válvulas en los conductos de LOX con un sistema de presión de helio que absorbía o amortiguaba el efecto.

Como ejemplo de los combustibles, el LH ( $H_2$ ), de 0,07 de densidad y 2,016 de masa molecular, debe ser sostenido entre  $-252^\circ C$  y  $-252,76^\circ C$  que es su punto de ebullición (el de la congelación está en los  $-260^\circ C$ ) y es de los más comunes, pero es menos fácil de manejar que el LOX por ejemplo. Se trabaja con él con ayuda de helio a presión.

Es desde luego el elemento hidrógeno el más ligero de la naturaleza, unas 14 veces menor en densidad que el agua, y de 1,0079 de peso atómico, incoloro, inodoro e insípido. Es además el elemento más abundante no solo en la Tierra sino también en todo el Universo. Usado asimismo en aeróstatos pero con peligro por su carácter de inflamable. El LH tiene 2,016 de peso molecular y es hipergólico con el LOX con quien es muy usado y con gran rendimiento. Por su baja temperatura de ebullición se hace, como se dijo, delicado pues se corre el riesgo de solidificaciones al contacto con metales y así taponar válvulas y tubos de conducción. Precisa de un relativo gran volumen para su almacenaje (1 Kg ocupa 16 litros) por su baja densidad, razón que lo evita en su uso para primeras grandes fases de cohetes que tienen para él grandes tanques en igual equivalencia al comburente cuando lo llevan.

El hidrógeno (nombre que procede de *hidrogenium*, engendrador de agua), en compuesto con elemento metálico positivo da lugar a los hidruros, reductores y cristalinos, que son de interés astronáutico teórico y en investigación. Los hidruros que a tal efecto se consideran son los de litio y aluminio y también los de boro y berilio. Hacen incidir al reductor en la cualidad hipergólica.

El keroseno o queroseno  $CH_{1,953}$ , término de origen ruso, astronáutico no ofrece tantas precauciones y es muy común para primeras fases de cohetes. El RP-1 es un keroseno refinado. De peso molecular 175 y específico de 0,813, el RP-1 se inflama a solo  $30^\circ C$  y se funde a  $50^\circ C$  bajo cero. Se obtiene por destilación del petróleo a temperaturas superiores a la de la consecución de la gasolina, entre 180 y  $225^\circ C$ . Forma su mejor mezcla propulsante con el LOX constituyendo entonces un peso molecular medio igual a 22.

La anilina ( $C_6H_5NH_2$ ), cuyo peso molecular es 93,06, tiene el punto para la congelación en los  $6^\circ C$  bajo cero y puede ser mezclada con alcohol para bajar el punto de congelación citado. Es fácil de lograr y abundante. Con el ácido nítrico resulta hipergólica. No es muy usada.

La hidracina ( $N_2H_4$ ) se congela en los  $1,56^\circ C$  y tiene su punto de ebullición en los  $113,5^\circ C$ . Su peso molecular es 32,048 y el específico es de 1,01. Es incolora, parecida al agua, y tóxica y corrosiva, e hipergólica con ácido nítrico o peróxido de nitrógeno.

El peróxido de nitrógeno,  $N_2O_4$ , tiene una masa molecular de 92,02, una temperatura de ebullición de  $21,15^\circ C$  y una de fusión de  $-11,2^\circ C$ .

Conteniendo también hidracina es también bastante usado la UDMH, denominación USA de la dimetil hidracina asimétrica,  $N_2H_2(CH_3)_2$ , de  $1,4075 g/cm^3$  de densidad, 60,102 de masa molecular,  $63,1^\circ C$  de nivel de ebullición y punto de congelación en los  $57,2^\circ C$  bajo cero; incolora y de olor a amoníaco y pescado, se mezcla bien en agua, alcohol e hidrocarburos. Se obtiene por la nitrosación de la dimetilamina. Además de ser cancerígena, es muy tóxica.

Otro derivado es el hidrato de hidracina ( $NH_2-NH_2 H_2O$ ) que fue el primero de los propulsantes hipergólicos de cohete de los primeros tiempos (Alemania, 1936) con metanol y frente a peróxido de hidrógeno; está ya en desuso. Es, en vapor, irritante a la piel y tóxico. Fusiona a  $-51,7^\circ C$  y su masa molecular es 50,064.

También es de uso en cohetes la MMH o monometilhidracina y otros derivados de la hidracina. La llamada aerocina 50 es un combustible que lleva un 50 % de hidracina y otro 50 % de UDMH. El tipo de hidracina utilizada por los rusos se denomina *geptyl* y resulta muy tóxico y cancerígeno (afecta al pulmón, sangre y sistema linfático).

Un combustible empleado por los alemanes al tiempo de la segunda gran guerra fue el llamado C-stoff que estaba integrado por un 30 % de hidrato de hidracina, un 57 % de metanol y un 13 % de agua con un poco de cuprocianato potásico.

La hidina o hidina por su parte se usa en mezcla de un 40 % de dietilentiamina y UDMH al 60 %, cuya fórmula es  $(\text{NH}_2\text{-CH}_2\text{-CH}_2)\text{NH}$ , y es de un punto de congelación inferior al de sus componentes y de menor viscosidad también. Con el ácido nítrico fumante y tetróxido de nitrógeno constituye mezcla hipergólica.

También resulta hipergólica la mezcla como aditivo con el ácido nítrico o tetróxido de nitrógeno, de la monoetilamina ( $\text{CH}_3\text{-CH}_2\text{-NH}_2$ ) con cuyo último oxidante proporciona con 4,1 de razón de mezcla 228 seg de impulso. Esta amina es muy volátil, sin color y olor a amoníaco. Hierve a los  $16,6^\circ\text{C}$ .

Otra mezcla hipergólica, que enciende a los 15 milisegundos del contacto, es el peróxido de hidrógeno con alcohol. Estos ergoles, denominados NHMF, son usados con un catalizador no especificado por la US Navy para pequeños motores orbitales.

La gasolina es menos usada. Ella y otras sustancias de contenido en carbón son menos capaces de lograr potencia para el cohete que el LH.

El amoníaco ( $\text{NH}_3$ ) por su parte hierve a los  $33,3^\circ\text{C}$  bajo cero y su peso molecular es 17,03; es tóxico. Su costo es bajo y de fácil producción pero con una cierta dificultad de almacenaje.

Se cita también al alcohol, etílico o etanol ( $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$ ), metílico o metanol ( $\text{CH}_3\text{OH}$ ) y el furfurílico o furfuro ( $\text{C}_4\text{H}_3\text{OCH}_2\text{OH}$ ). Este último con ácido nítrico es hipergólico. Poco usados y disminuidos en mezcla, son regulares de manejar y de almacenar.

Los metales ligeros combinados con hidrógeno, como el litio y el boro, como combustibles figuran en un escalón secundario y no son empleados pues resultan poco económicos y algunos son muy peligrosos.

Los boranos son de costo muy elevado y difícil manejo, fácilmente inflamables. El diborano ( $\text{B}_2\text{H}_6$ ) tiene el punto de fusión en  $-165^\circ\text{C}$  y el de ebullición en los  $12^\circ\text{C}$  bajo cero y en potencia podría proporcionar impulsos específicos de 340 seg. El pentaborano ( $\text{B}_5\text{H}_9$ ) daría 20 seg menos y su punto de fusión es  $-47^\circ\text{C}$ . El decaborano ( $\text{B}_{10}\text{H}_{14}$ ) se solidifica debajo de los  $99^\circ\text{C}$  y proporcionaría aun menos impulso pero se constituye en monergol.

El compuesto trietilamina ( $\text{N}(\text{C}_2\text{H}_5)_3$ ), que fue utilizado prácticamente solo al principio, en los años 40, tiene una densidad de  $0,72\text{ g/cm}^3$  a una temperatura de  $25^\circ\text{C}$ , es incoloro, muy inflamable y muy volátil, se funde a  $-114,8^\circ\text{C}$  y ebulliciona a los  $89,5^\circ\text{C}$ .

En cuanto al metano,  $\text{CH}_4$ , principal integrante del denominado gas natural, tiene la ventaja de su abundancia en el Sistema Solar, lo que facilitará en un futuro poder repostar en otros cuerpos celestes. Su almacenaje exige  $-161,6^\circ\text{C}$ , frente a la mayor frialdad que necesita el LH, lo que significa menor necesidad de aislamiento frente a este último. La NASA hacía pruebas en Mojave, California, de un motor de metano en la primavera de 2007 pensando en un futuro.

De los *oxidantes*, el típico LOX ( $\text{O}_2$ ), que tiene 1,14 de densidad y 32 de masa molecular, debe ser mantenido en los tanques entre  $-147^\circ\text{C}$  y  $-182,97^\circ\text{C}$  para que no dejar el estado líquido; su temperatura de fusión es de  $-21^\circ\text{C}$ . Con su color azulado, el oxígeno es muy abundante en la Tierra y se obtiene fácilmente; el principal proceso industrial para su consecución consiste en la licuación del aire y posterior destilación por evaporación. En su estado gaseoso, denominado GOX, es usado para pequeños motores ocasionalmente.

El ácido nítrico ( $\text{NO}_3\text{H}$ ) sigue al LOX en cuanto a número de veces que es usado; su masa molecular es de 63. Tiene su punto de ebullición en  $84,1^\circ\text{C}$ , el de licuación en los  $40^\circ\text{C}$  y el de congelación en los  $-41,2^\circ\text{C}$ . De alto poder oxidante y en ciertos casos de acción hipergólica, no es usado en estado puro al 100 por cien en realidad, añadiéndosele otros compuestos para disminuir su tendencia inestable a descomponerse y aumentar su presión. Así da lugar, al añadirle agua y tetróxido de nitrógeno en respectivas proporciones de 2 y 0,5 %, al (WFNA) *ácido nítrico blanco fumante*, o con porcentajes de 2,5 y 14 % ( $\pm 1$ ) resulta el RFNA o *rojo fumante*; otros derivados del ácido repetido son en argot USA el IWFNA y IRFNA. El usado generalmente es el RFNA bajo la común denominación de ácido nítrico. En tanques solo de aluminio o acero inoxidable puede almacenarse con inhibidor fluoruro para la corrosión.

El también citado flúor líquido ( $\text{F}_2$ ), de 1,51 de densidad y 38 de masa molecular, precisa un estado adecuado de  $-188^\circ\text{C}$ ; tiene punto de fusión en los  $-219,5^\circ\text{C}$ . Él y sus derivados son

como se decía muy poco empleados debido a los resultados poco económicos conseguidos, pese a su elevado rendimiento energético y que es hipergólico con todos los combustibles. Con el LH supone la mejor mezcla propulsante de todas, con el más elevado impulso específico, pero resulta excesivamente corrosivo. El flúor es además muy tóxico y presentan algo menos de inconveniente los derivados óxido de flúor (F<sub>2</sub>O) y trifluoruro de cloro (ClF<sub>3</sub>). El fluoruro de oxígeno (FLOX) es también de alta energía pero de alto coste y muy tóxico en combustión; puede usarse, no obstante, en últimas fases o motores de corrección y control. El mismo, tiene un grado de ebullición de -144,8°C, el de fusión en -223,8°C. El FLOX (F<sub>2</sub>O) es criogénicamente almacenable en órbita y se usa como sistema de encendido intermedio hipergólico de ergoles que por sí no lo son.

El tetróxido de nitrógeno (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>), otro oxidante más, muy extendido, tiene su punto de congelación en los -11,1°C y el de licuación en los 21,1°C. No es caro, tiene color rojizo oscuro, olor parecido al ácido nítrico, es muy corrosivo y tóxico, y se logra mediante oxidación catalítica del amoníaco.

Asimismo empleado alguna vez, el ozono (O<sub>3</sub>) tiene 1,57 de densidad, se funde a los -251,4°C y hierve a -111,5°C. Su empleo más bien raro va envuelto en cierta peligrosidad. En estado líquido (LOZ) es de color azul añil.

El agua oxigenada de igual modo es utilizada ocasionalmente. Tiene 1,39 de peso específico y el punto frontera de su estado de congelación se sitúa en los -10,6°C. Combinado con la hidracina a presiones de combustión de 35 Kg/cm<sup>2</sup> proporciona unos impulsos específicos de unos 250 seg. Hierve a los 142°C y su peso molecular es de 34,02. También es llamado, como tal compuesto, perhidrol o peróxido de hidracina. El agua oxigenada no es muy usada debido a algunos problemas que plantea de almacenaje por causa de su poca estabilidad, corrosión y disociaciones. Cuando se usa se hace en concentraciones del 75 al 90 por ciento.

Como elemento empleado para sostener las presiones en los tanques al vaciarse de propulsante y también para el sistema de refrigeración de los motores-cohete, es común el inerte helio, cuyo punto de fusión está a -269°C.

Adentrándonos un poco más en el campo de los propulsores líquidos, consideremos ahora el conjunto oxidante-combustible que es en definitiva más interesante en cuanto a las cualidades básicas de los motores-cohete.

Como monergoles empleados aquí se citan los siguientes, de importancia más bien menor pues como se dejó constancia no son muy empleados,

--Agua oxigenada (H<sub>2</sub> O<sub>2</sub>), oxidante, con alcohol etílico (C<sub>2</sub> H<sub>5</sub> OH), combustible.

--Nitrato de etilo.

--Nitrato de propilo (monergol simple).

--Óxido de etileno (monergol simple).

Estos tres últimos no son prácticamente empleados porque resultan muy peligrosos y explotan fácilmente.

El óxido de etileno (C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>O) tiene su punto de ebullición en 11,1°C y el de congelación en -111,1°C; la masa molecular es 44,05, su peso específico es de 0,88 y puede proporcionar impulsos específicos de más de 190 seg.

El peróxido de hidrógeno se usa también como monergol, proporcionando impulsos específicos entre 135 y 170 seg con 35 Kg/cm<sup>2</sup> de presión en la cámara y hasta 260 seg con mayor presión, en mezcla al 90 %, utilizando el porcentaje restante en un hidrocarburo similar al keroseno. Su relación óptima de mezcla oxidante-combustible es de 6,4 y es de baja energía. La temperatura en la cámara de combustión es aquí de unos 1500°C.

El nitrometano por su parte es un monergol de gran energía, dando hasta 230 seg de impulso específico. Incoloro y oleaginoso, tiene 61,04 de peso molecular, 1,14 de densidad, hierve a los 100°C y necesita para la combustión 34 atmósferas, pero es inestable bajo condiciones de temperatura o impurezas.

También se puede citar la hidracina. Puede en efecto utilizarse también sola para motores menores de control o poco empuje, en descomposición catalítica en gas caliente bajo presión de lo que resulta hidrógeno, amoníaco y nitrógeno, produciendo impulsos específicos de 235 seg.

En calidad de catérgol se cita al agua oxigenada y la hidracina que se descomponen por inestabilidad acelerada por un catalizador respectivo a cada uno de amoníaco y óxido de aluminio. Los empujes producidos son pequeños por lo que solo sirve para correcciones de trayectoria o

posición, o bien para hacer mover turbinas de un sistema de alimentación superior, o producir energía eléctrica.

El peróxido de hidrógeno anteriormente citado se descompone en vapor de agua y oxígeno desprendiendo calor. Tiene una masa molecular de 34,16, punto de ebullición en 150,2°C y de fusión en 0,4°C.

Particularmente como propulsante único se emplean para cohetes pequeños de orientación y correcciones menores, gas muy comprimido que simplemente liberado por un tiempo por una tobera con lo que la dinámica disminución de la presión hace el efecto de la acción. A la sazón se usa el helio e hidrógeno, y en menor medida otros.

Volviendo a los bipropulsantes, podemos ahora, ya que son los más utilizados, profundizar en sus características en razón a su interés y economía y en definitiva en sus múltiples aspectos.

Para su mejor comprensión se exponen en un cuadro donde se relacionan las características, pudiendo observar así comparativamente la efectividad de unos y otros. Pero consideremos primero que desde luego existen otras posibles combinaciones entre oxidantes y reductores, pero no siempre en la realidad resultan ejecutables. Los impulsos específicos que se relacionan son relativos y se consideran por término medio entre una altura cero y el vacío, dependiendo además de presiones que son por su parte variables. La relación óptima de mezcla se refiere a las proporciones entre combustible y oxidante, o sea, si se señala una relación de 2 es que hay doble masa de combustible pues éste se quemará con una parte en tal caso de oxidante.

De todos los que se citan los que resultan:

--Muy utilizados son LOX-LH, LOX-keroseno, y MMH y tetróxido de nitrógeno.

--Empleados medianamente el ácido nítrico-anilina, LOX-alcohol etílico, LOX-hidracina, ácido nítrico-hidracina y ácido nítrico-keroseno.

--Menos usados el LOX-amoniaco, ácido nítrico-trietilamina, agua oxigenada-keroseno, agua oxigenada-hidracina, ozono-hidrógeno, flúor-Hidrógeno, Flúor-Amoniaco, Flúor-hidracina, flúor-keroseno, ozono-keroseno, óxido de flúor-amoniaco, óxido de flúor-hidracina, etc.

OXIDANTE Fórmula	COMBUSTIBLE Fórmula	Proporción Ie (en seg)	Para pre- sión de (Kg/cm <sup>2</sup> )	Velocidad de exhaustación (en m/seg)	Temperatura de combus- tión en °C	OTRAS CARACTERÍSTICAS
LOX O2	LH H2	350-450	25-65	2.200-3.700	2.485	ALTA ENERGÍA. Peso molecular gas escape 4 Kg/mol. Relación óptima mezcla 3,5.
LOX O2	Keroseno RP-1	230-330	25-65	1.700-2.300	3.200	ALTA ENERGÍA. Peso molecular gas escape 10 Kg/mol. Relación óptima mezcla 2,25.
LOX O2	Amoniaco NH3	250	20	2.500		Peso molecular medio igual a 19
LOX O2	Hidracina N2 H4	265-330	40	2.600-2.760	2.960	MUY ALTA ENERGÍA.
LOX O2	Alcohol(al 92%) C2 H5 OH	250-350	35	2.400	2.990	ALTA ENERGÍA. Peso molecular gas escape 10,5 Kg/mol. Relación óptima mezcla 1,5.
LOX O2	UDMH	311			3.623	Razón de mezcla 1,7.
Ácido nítrico NO3H	Keroseno RP-1	230-268	65	1.550-2.320	2.860	Razón de mezcla 4,8. Densidad media 1,35 10 Kg/mol. Relación óptima mezcla 2,25.
Ácido nítrico NO3H	Hidracina N2 H4	240-300	35-65	2.400-2.530	2.780	MEDIANA ENERGÍA. Peso molecular gas esc. 10 Kg/mol. Relación óptima mezcla 2,4.
Ácido nítrico NO3H	Anilina C6 H5 NH2	220-230	20			BAJA ENERGÍA. Hipergólico.
Ácido nítrico NO3H	UDMH	276			2.949	Razón de mezcla 2,99. Densidad media 1,26.
Ácido nítrico NO3H	Trietilamina	220				
Ácido nítrico NO3H	MMH	279			2.921	Razón de mezcla 2,47. Densidad media 1,28.
Flúor líquido F2	LH H2	320-440	35-65	2.400-3.650	2.840	ALTÍSIMA ENERGÍA. Peso molecular gas escape 4 Kg/mol. Mezcla óptima 4.
Flúor líquido F2	Hidracina N2 H4	300-405	35-65	3.100	4.300	ALTA ENERGÍA. Peso molecular gas escape 8 Kg/mol. Relación óptima mezcla 1,75.
Flúor líquido F2	Amoniaco NH3	300-385		3.000	4.030	ALTÍSIMA ENERGÍA.
Agua oxigenada H2 O2	Keroseno	310		2.420	2.600	
Agua oxigenada H2 O2	Hidracina N2 H4	240-320		2.530	2.600	Mezcla hipergólica.
Ozono O3	Keroseno	280		2.760	3.500	
Ozono O3	LH H2	300-385		3.500		ALTA ENERGÍA.
Tetróxido de azoe N2 O4	Hidracina N2 H4	250-290	20			

Son relaciones menos importantes:

Ácido nítrico NO3H	Trementina	235		2.320	2.730	
Ácido nítrico NO3H	Hidina	245-273		2.400	2.900	
Flúor líquido F2	Diborano B2 H6	300-385		3.040-3.900	4.350	ALTA ENERGÍA

Trifluoruro de cloro	Amoníaco NH <sub>3</sub>	300		2.350	2.750	
Trifluoruro de cloro	Hidracina N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	250-370		2.500	3.300	ALTA ENERGÍA

Otras relaciones son: LOX-Gasolina, que es mezcla hipergólica; flúor-litio, con impulsos específicos de 300 seg; óxido de flúor-hidracina, con impulsos de 345 seg.; ácido nítrico-nafta (gasolina); tetróxido de azoe-amoniaco, de mediana energía. También se puede emplear el LOX mezclado con flúor u ozono como oxidante y keroseno como combustible, y proporcionan impulsos de gran energía; también el FLOX con LH, 410 seg, con diborano, 370 seg. El LOX con metano tiene un impulso específico de 380 seg, y con el monóxido de carbono 270 seg.

Además cabe citar los experimentales, entre los que podrían aparecer mezclas ideales para un futuro. En 2009 se informaba acerca de investigaciones americanas sobre la mezcla de aluminio en polvo y agua (denominado ALICE) para hacer un propergol de fácil consecución y manejabilidad, sobre todo por su difícil ignición en tal estado; en un primer experimento con tal mezcla un cohete de 2,7 m de altura alcanzó 400 m de altura. El aluminio cuanto más desmenuzado esté para su quemado tanto mejor para tal finalidad. Los subproductos de esta combustión son el óxido de aluminio y el hidrógeno, menos agresivos con el medio ambiente que algunos otros.

Una alternativa a la hidracina, se planteó con el monopropulsante LMP-103S, que fue descubierto por los soviéticos en los años 70 del Siglo XX y reinventado en los 90 en Suecia. Aporta un 6% más de impulso específico que la hidracina, y está compuesto entre un 60 y un 65% por amonio dinitramínico (ADN), entre un 15 y un 20% por metanol, entre un 3 y un 6% por amonio y el resto por agua; las cantidades exactas son secretas y tiene sus derechos sobre tal compuesto la empresa sueca Swedish Company. Llamado también "propulsante verde", es menos tóxico y corrosivo, y más estable y manejable, y por tanto más barato, que la hidracina. Se puede encender con un catalizador y fue probado por vez primera en el espacio en 2010 (satélite sueco PRISMA).

Sobre tal alternativa a la hidracina, la misión del satélite GPIM de 2019 con un monopropulsante que fue denominado ASCENT tuvo éxito; previamente citado como AF-M315E, tal compuesto de uso espacial, de color rosa, y de alto rendimiento fue creado en la Base Edwards, California, de la USAF. Su manejo solo requiere el uso de batas adecuadas, guantes y gafas, mucho menos que la hidracina. Las principales empresas implicadas en su desarrollo son la Aerojet Rocketdyne de Redmond, Washington, y la Ball Aerospace de Boulder, Colorado.

Para terminar el apartado señalaremos algunas reacciones químicas del LOX que se producen en las cámaras de combustión, ordenadas según la velocidad de eyección de gases producida en igualdad de condiciones, en orden decreciente según su menor valor en tal aspecto; se cita asimismo una de ácido nítrico y gasolina.

LOX + LH	:	1/2 O <sub>2</sub> + H <sub>2</sub>	----->	H <sub>2</sub> O	Agua.
LOX + Hidracina	:	O <sub>2</sub> + N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	----->	2 H <sub>2</sub> O + N <sub>2</sub>	Agua y nitrógeno.
LOX + Amoníaco	:	3 O <sub>2</sub> + 4 NH <sub>3</sub>	----->	6 H <sub>2</sub> O + 2 N <sub>2</sub>	Agua y nitrógeno.
LOX + Gasolina	:	9 O <sub>2</sub> + C <sub>7</sub> H <sub>8</sub>	----->	4 H <sub>2</sub> O + 7 CO <sub>2</sub>	Agua y anhídrido carbónico.
LOX + Alcohol	:	3 O <sub>2</sub> + C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	----->	3 H <sub>2</sub> O + 2 CO <sub>2</sub>	Agua y anhídrido carbónico.
Ácido nítrico + Gasolina	:	36 N <sub>2</sub> O <sub>3</sub> H + 5 C <sub>7</sub> H <sub>8</sub>	----->	38 H <sub>2</sub> O + 18 N <sub>2</sub> + 35 CO <sub>2</sub>	Agua, anhídrido carbónico y N.

Como se puede observar, el producto resultante más abundante de las reacciones es el agua que el momento de salir por la tobera no obstante lo hará a muy alta temperatura, apareciendo también el nitrógeno o azoe y el anhídrido carbónico.

#### - CUADRO GENERAL DE PROPULSANTES Y SU USO EN VARIOS COHETES

No citamos los de uso de aire y keroseno u otro combustible como el LH, como es el caso de algunos misiles crucero y prototipos de cohete mixto, ni los de los modelos solo proyectados. Los distintos modelos de cohete de una familia se entienden comprendidos al citar la misma, salvo en el caso de un modelo concreto. Algunos repetidos en varios tipos de propulsante señalan el uso respectivo en distintas fases de igual nombre.

.OXIDANTE	REDUCTOR	COHETE	PAIS
ÁCIDO NÍTRICO	KEROSENO	R-11	URSS
AIRE LÍQUIDO	LH	LACE	JAPÓN

FLUOR	NH4	PROTON K-4H	URSS
H2O2	KEROSENO	BLACK ARROW	GRAN BRETAÑA
IRFNA	UDMH	ABLE-STAR SCUD B	USA URSS
IWFNA	UDMH	ABLE	USA
LOX	ALCOHOL	NAVAJO G26 MODELOS R-1,2,3A Y 5 REDSTONE	USA URSS USA
LOX	HYDYNE	JUPITER C	USA
LOX	KEROSENO	ANGARA ATLAS DELTA ENERGIA EUROPA H JUPITER K-1 LUNA MOLNIYA N-1 NAVAJO PROTON R-3 R-9 SATURN SOYUZ SPUTNIK THOR TITAN VANGUARD VOSTOK ZENIT	URSS USA USA URSS EUROPA JAPÓN USA USA URSS URSS URSS USA USA URSS URSS URSS USA URSS URSS URSS USA USA USA URSS URSS
LOX	LH	ANGARA (fase 2) ARIANE CENTAUR CZ GSLV ENERGIA H (fase 2) PEGASUS SATURN (fase 2 y 3) SHUTTLE	URSS EUROPA USA CHINA INDIA URSS JAPÓN USA USA USA
LOX	UDMH	KOSMOS A2	URSS
N2O4	AEROCINA 50	DELTA EUROPA 3 TITAN	USA EUROPA USA
N2O4	MMH	ARIANE 5 LIBERTY PSLV	EUROPA USA INDIA
N2O4	UDMH	ARIANE CICLON COSMOS 2 CZ DIAMANT FB GSLV PROTON-K PSLV ROCKOT	EUROPA RUSIA/UCRANIA URSS CHINA FRANCIA CHINA INDIA URSS INDIA RUSIA
NO2/ÁCIDO NITRICO	UDMH	R-16	URSS
RFNA	KEROSENO	COSMOS R-12	URSS URSS
RFNA	UDMH	AGENA DELTA	USA USA
RFNA/N2O4	UDMH	COSMOS 1	URSS
WFNA	UDMH	DELTA A	USA



### > COHETES DE PROPULSANTE HÍBRIDO.

Son aquéllos, también llamados mixtos, en los cuales se emplean simultáneamente propulsante sólido y líquido.

El oxidante suele ser líquido y el combustible sólido por lo cual el control del sistema se ejecuta mediante la graduación del paso de fluido hacia la cámara donde se encuentra el sólido con un hueco central para tal paso. Entre la cámara de combustión y la tobera suele ir una cámara de turbulencia. La inyección del líquido se suele hacer en forma gaseosa o pulverizada. El encendido generalmente es hipergólico.

Los propulsores híbridos, también llamados *littergoles*, no son normalmente muy empleados. Este tipo de cohete, en virtud de las irregulares cualidades del combustible, resulta inestable y se ofrece a fáciles variaciones de presión en la cámara lo que no resulta muy rentable en grandes cohetes.

Es ejemplo de propulsante híbrido el peróxido de hidrógeno, como líquido, y el polietileno, como sólido.

El uso de este modelo de cohete se llevó a la práctica con los *Hast USA*, el motor *Spal 30* francés del misil *C-30C*, etc. El sistema híbrido, ensayado por vez primera en 1943, se volvió a estudiar más tarde y los americanos se embarcaron en su desarrollo en firme a principios del Siglo XXI. El 17 de enero de 2001 se probó durante 27 seg en el Centro Espacial Stennis, en una cuarta prueba estática de un motor tal de combustible sólido con LOX, desarrollando un empuje de 113,5 Tm.

El 24 de septiembre de 2001 se comenzó a ensayar una tanda de 40 pruebas de este tipo de motores y algo más de un año más tarde se realizaba otro ensayo preparado por el Centro Ames y la Universidad de Stanford utilizando como propulsante sólido parafina con algunos aditamentos, resultando un compuesto de fácil manejo y sin toxicidad. El subproducto de la combustión resulta inocuo, CO<sub>2</sub> y agua.

La eficacia de este sistema está determinada por la naturaleza de homogeneidad, grado térmico de fusión y evaporización, y la energía por ello desprendida, del combustible, así como por los caracteres del comburente. Aquí rigen también las relaciones como área de salida en combustión en función al área de garganta de la cámara y otras generales de cualquier cámara de combustión.

Particularmente en este tipo de motores, la unidad de gasto del combustible inyectado, la velocidad de quemado del mismo y su área expuesta, establecen de un modo directo los caracteres del cohete.

### > PROPULSIÓN ATÓMICO-ELECTROMAGNÉTICA. COHETES EXPERIMENTALES Y FUTUROS.

Además de la propulsión química existe otro tipo que se basa en los fenómenos que se producen por debajo del nivel atómico, estos es, ionización, radiación por fisión y fusión nuclear, e incluso la radiación fotónica. Algunos de estos se hallan en la década de los 70 en su fase experimental y de desarrollo inicial, en tanto que el resto, el de fusión nuclear, es solo teórico.

A continuación se enumeran y explican en mayor o menor medida los tipos básicos de los citados cohetes. Sobre los cohetes teóricos y posibilidades de todos ellos se trata con mayor amplitud en otro capítulo dedicado al futuro de la astronáutica.

### > COHETES DE PROPULSIÓN IÓNICA.

Está formado tal cohete en su básico esquema de funcionamiento por un tanque de propulsante, un fluido, un generador de energía, una cámara de ionización, un sistema acelerador de partículas cargadas y una tobera.

Se basa el funcionamiento en la ionización del fluido. Éste es obligado primero a pasar del tanque donde se aloja inicialmente a una cámara donde es ionizado por un calentamiento a determinada temperatura. Al ionizarse, perdiendo sus átomos los electrones, el fluido queda electrizado positivamente. Luego, los iones son atraídos por un electrodo negativo que se halla en el cuello del motor, entre la cámara y la boca de la tobera, en contraposición al electrodo positivo que los rechaza por ser de su mismo signo la carga eléctrica. En consecuencia, el

elemento ionizado es acelerado por este campo electrostático y expulsado con fuerza por la tobera. No obstante, el motor no puede expulsar los iones durante largo tiempo sin que sea ocasionada una polaridad de signo contrario en él, en razón a lo cual tal carga opuesta necesita también ser eliminada como ayuda propulsora. La eliminación de las partículas positivas y negativas se realiza pues a la vez a la salida por la tobera, en neutralización ocasionada al entrar en contacto entre sí.

El principio de este motor está cimentado en el mismo que otros; a la acción de salida del fluido por la tobera le corresponde una reacción que empuja al cohete en sentido opuesto. Pero en este caso, la aceleración de las partículas es muy superior al de los cohetes de propulsión química, hecho que se traduce en un mayor rendimiento, si bien de menor potencia pero más prolongada. La velocidad de salida de la materia eyectada es del orden de los 100.000 Km/h, muy superior a los cohetes de propulsión química.

#### = EL GENERADOR DE ENERGÍA.

El generador de energía suficiente puede ser a base de un colector de energía solar por ejemplo, o un reactor nuclear con suministro de varias decenas de kilovatios, los que aquí se necesitan en cantidad.

El último sistema hace necesarios escudos protectores contra las radiaciones atómicas engendradas. Y sobre este punto cabe apuntar la protección contra neutrones que ofrecen los hidruros metálicos y el carburo de boro; los primeros para unos cientos o decenas de kilovatios y los últimos para potencias superiores en megawatios. Otros materiales eficaces a usar contra las radiaciones, son el acero inoxidable y el wolframio, seguramente más idóneo. También surten efecto ante las altas temperaturas resultantes.

Para la refrigeración de la turbina, el medio a emplear puede ser un gas inerte como el argón, pues otros pueden provocar la contaminación radiactiva de la turbina, conductos anexos y el propio refrigerante.

El sistema puede disponer de uno o dos ciclos, llamados metálicos. Con dos, el primero lleva el calor del reactor al alternador (calorífico) donde es evaporado el metal del segundo ciclo para mover ya la turbina.

El sistema de ciclo único excluye el alternador de calor.

En el caso del generador solar, por supuesto con ausencia de blindajes contra radiación, el ciclo es único pero en cambio necesitase para la consecución de una cantidad de energía aceptable un gran tamaño del colector, una orientación constante hacia el Sol y exige una conservación más meticulosa.

#### = EL TRANSFORMADOR EN POTENCIA.

Puede realizarse con varios ciclos de gas, noble y pesado como el argón por ejemplo.

En el ciclo Rankine, un fluido evaporado por el calor del reactor es quien mueve a la turbina con la particularidad de disponer por medio el alternador calorífico entre el fluido primario y secundario para evitar que la contaminación del primero se propague.

El líquido procedente del alternador se expande en un separador donde parte del líquido se evapora al hervir. Luego, por medios centrífugos el vapor y el líquido se separan. El vapor va a la turbina para moverla a fin de producir ya energía eléctrica y el líquido retorna al alternador con el mismo líquido resultado de la condensación del vapor que pasó por la turbina y que también es devuelto.

En el ciclo de Brayton, el calor pasa del reactor al gas a presión lo que provoca la expansión de éste hacia la turbina que mueve al generador de corriente eléctrica y al compresor. Luego, se enfría en un radiador desde donde pasa a ser nuevamente comprimido para iniciar otra vez el ciclo.

Además del citado al principio, como fluido de trabajo, para poca potencia es adecuado el mercurio y para mayores energías el sodio o el rubidio.

El rendimiento de estos sistemas está en función de la energía eléctrica lograda y la energía térmica de salida (relación entre ambas) y es de un 6-7 % para el caso del Rankine de mercurio. Con 30-300 electrokilovatios es de un 13 % con los sistemas Rankine de mercurio o

Brayton de argón. Para 1.000-20.000 electrokilowatios es de un 20-23 % con sistemas de sodio o rubidio.

Con el empleo de termopares, o semiconductores, el calor es convertible de un modo directo en electricidad. En este caso, el rendimiento puede llegar a más del 10 por ciento.

#### = PROPULSANTE.

La ionización puede ser de átomos sin electrones, o sea iones positivos, de partículas líquidas o sólidas con carga negativa. Los más pesados desde luego precisan más energía para moverlas y expulsarlas por la tobera.

Uno de los primeros propulsores empleados fue el vapor de cesio, fluido que se hace pasar por una pared porosa o de rejilla de wolframio y platino a una temperatura adecuada de unos 1.200°C que ya produce la ionización. El cesio tiene su punto de fusión en los 28,45°C y el de ebullición en los 611°C.

Otros propulsores propuestos o utilizados son los gases raros argón, xenón y criptón, así como también el mercurio y el nitrógeno. Los tres primeros tienen la ventaja de no ser contaminantes.

Los iones positivos son también acelerados en la cámara y se dirigen al cátodo con velocidad creciente. A la salida son neutralizados mediante descargas.

Para obtener aquí altas densidades de corriente iónica se necesitan bajas masas iónicas y altas presiones.

#### = CONCLUSIÓN.

El impulso específico que se puede llegar a lograr con estos cohetes asciende entre 300 y 20.000 seg, o incluso más. Pero en cambio el impulso provocado es de solo unos cientos de gramos. Para impulsos específicos del orden de los 20.000 seg se precisa una energía eléctrica de 4.400 kilovatios y solo produce un kilogramo de empuje prolongado. Su factor positivo es pues que pueden funcionar durante mucho tiempo sin sufrir notable desgaste como los de propulsión química.

Sin embargo, es aun actualmente poco el empuje que son capaces de suministrar, como se puede observar. Para alcanzar una velocidad máxima igual, o tan solo parecida, a la de un cohete de propulsión química, se necesita una cantidad de energía eléctrica de miles de millones de kilovatios que es prácticamente imposible de alcanzar actualmente. No obstante, los ensayos continúan en un progresivo perfeccionamiento de los sistemas y quizás las dificultades sean algún día superadas.

Por el momento sus posibilidades se fijan en que el prolongado funcionamiento del motor puede ser el arma compensatoria que supere el débil pero constante impulso acelerador, el cual puede llegar al cabo de mucho tiempo, incluso días, a alcanzar la velocidad de escape desde una supuesta partida orbital, ascendiendo progresivamente en altura al aumentarla lenta pero prolongadamente en la medida que le permita ese empuje.

Los cohetes iónicos ya han sido experimentados con éxito, en los Estados Unidos a partir de 1959, e incluso se probaron luego en el espacio. Los principales ensayos en USA tuvieron lugar en Pasadena, donde a partir del año 1964 se vino trabajando afanadamente en el progreso de tales ingenios; el primer motor iónico que funcionó allí lo hizo ininterrumpidamente durante casi un año.

Las pruebas que tuvieron lugar en el espacio se llevaron a término el 20 de julio de 1964 con el satélite SERT-1 (prueba de cohete eléctrico espacial). En el centro de investigación Lewis, de Cleveland, Ohio, se probó el sistema durante 404 días y 19 horas.

La URSS también los ensayó en el vuelo Voskhod 2 tripulado para realizar una corrección. La primera nave que llevó que un motor de este tipo como motor principal fue la sonda Deep Space 1, lanzada en 1998 por los norteamericanos.

A finales de la década de los 90 los americanos utilizaron el sistema iónico para propulsar la sonda interplanetaria DS-1.

Los americanos de la compañía Hughes Electron Dynamics desarrollaban en 1998 un sistema propulsor iónico para satélites llamado XIPS, de xenón, que pretendía ahorrar un 90 %

de combustible en motores de control de posición respecto al gasto que entonces tenían los de propulsión química.

En julio de 2013 un avanzado motor iónico de la NASA tiene el récord de funcionamiento continuo con éxito con más de 48.000 horas, 2.000 días equivalentes a casi 5,5 años. Se trata del motor NEXT, de 7 kW, que funciona con energía solar, y el que acelera el propulsante xenón hasta los 145.000 Km/h. En total el consumo en ese tiempo es de 870 Kg de tal gas noble. El ensayo, en el que participa la compañía Aerojet Rocketdyne de Sacramento, tiene lugar en el Centro Glenn de Cleveland, Ohio.

En abril de 2016 la NASA elige a la compañía Aerojet Rocketdyne, Inc., de Redmond (Washington) para diseñar y desarrollar el llamado AEPS, un avanzado sistema de propulsión iónica para futuras misiones espaciales que busca duplicar la capacidad impulsora de estos sistemas. También se ha de emplear el xenón como propulsante y el nuevo sistema se tiene que basar en los ensayos ya realizados hasta entonces por la propia NASA.

En octubre de 2017 se informa del ensayo en el Centro Glenn de la NASA en Cleveland del llamado X3 propulsor Hall (AEPS), de la Universidad de Michigan, la NASA y la USAF; también ha de colaborar la empresa Aerojet Rocketdyne. Del mismo se dice entonces que batía el récord para este tipo de motor en potencia con 102 kW, en empuje con 5,4 newtons, alcanzando 250 amperios. Entonces las pruebas se piensan seguir a partir de enero del siguiente 2018 en el laboratorio de Gallimore de la propia Universidad de Michigan, en una cámara de vacío. El X3 tiene entonces un peso de unos 225 Kg y 80 cm de diámetro.

Otro sistema iónico, desarrollado al menos desde 2019, es propuesto por la empresa alemana Morpheus Space GmbH con su motor modular GO-2 y tecnología FEEP. Se cree que es capaz para mover ingenios espaciales de hasta 250 Kg. Su peculiaridad es que utiliza metal líquido inconcreto; la información no dice más que es una "aleación especial de bajo punto de fusión", lo cual descarta al mercurio. De tal modo evita gases nobles, como el xenón, de modo que simplifica y abarata por tanto su construcción; también se cita que el combustible es así más estable, seguro y eficiente, y de mayor vida útil.

También del efecto Hall es el motor de la NASA NASA-H71M que se basa en el NGHT-1X de la Northrop Grumman. Fue puesto a punto en 2024 tras años de trabajo del Centro Espacial Glenn. Es un motor eléctrico de poca potencia pero de precisión y alto rendimiento para maniobras de sondas de poca masa, tipo cubesats, es desarrollado por la NASA para misiones lunares y planetarias, y también en órbita terrestre. Se califica de propulsor de efecto Hall de subkilovatios y se comercializa para dotación de ingenios de empresas espaciales, así como para el uso futuro en la estación lunar tripulada Gateway. Aprovecha la energía solar y se espera que pueda alcanzar las 15.000 h de funcionamiento. Una de las primeras empresas que se postulan para utilizar el sistema es SpaceLogistics, subsidiaria de la mencionada Northrop Grumman.

#### > COHETES DE PLASMA.

Básicamente igual y con una mecánica similar a la de los iónicos, existe un grupo de motores-cohete denominado de propulsión de plasma bajo campos electro-magnéticos y no electrostáticos como el caso anterior. La diferencia entre plasma y los gases ionizados, prácticamente iguales, es que el primero aunque ionizado es eléctricamente neutro en bloque en oposición al segundo que es aquí separado en los cohetes.

Entre las principales ventajas del sistema respecto a los cohetes químicos están la mejor relación masa-rendimiento, la no existencia de los peligros de explosión y que la propulsión es limpia. El sistema de plasma es muy versátil y permite ajustar el impulso y la dirección regulando la tobera con mayor facilidad que en los sistemas químicos.

#### = SISTEMAS.

Pueden ser estos cohetes a base de sistemas de flujo constante, electropulsantes y magnetopulsante.

El sistema de flujo constante incluye varios subsistemas posibles. Tales son: motor de plasma parcial, motor magnetohidrodinámico de arco y motor propulsor de arco. Todos ellos forman el plasma por calentamiento en arco eléctrico y su está diferencia en el sistema

acelerador. Este sistema de flujo permite estimadamente impulsos específicos entre 1.500 y 50.000 seg.

El sistema electropulsante tiene tres subsistemas posibles: de acelerador por ignición, de tubo de impulsión magnetohidrodinámica, y de tubo de impulsión de acelerador rotor magnetohidrodinámico. Todos se caracterizan por producir el plasma a base de descargas en chispa; los dos últimos por sistema doble. Se estima que los impulsos específicos que se pueden lograr aquí van de los 10.000 a los 20.000 seg.

El sistema magnetopulsante, menos investigado, posee un acelerador denominado de onda progresiva y se prevé para él impulsos específicos del orden de los 10.000 seg.

Como propulsante para todos ellos se usa un gas.

#### = ALGUNOS SUBSISTEMAS.

De los sistemas de flujo constante, el motor de plasma parcial basa su propulsión aceleradora en la compresión magnética y expansión térmica del gas hecho semiplasma, en ionización parcial, por calentamiento de un arco eléctrico.

En el motor, entre los electrones existe un campo magnético. El plasma se aleja de la zona del arco expansionándose en el mismo sentido del campo con presión decreciente. Para llegar a conseguir un empuje considerable se precisa gran densidad en el plasma, una presión baja y alta temperatura. Con menor peso molecular del gas se facilita por tanto un impulso específico mayor.

El sistema logra impulsos específicos entre 1.400 y 2.000 seg. Su uso plantea el problema del gasto de los electrodos; también existe una pérdida de calor del gas neutro.

En el motor magnetohidrodinámico de arco el flujo gaseoso (todo) se transforma en un plasma de débil ionización. El sistema constituye un campo magnético y electrostático cruzado que aumenta la aceleración del gas que se expande termodinámicamente. Para que el plasma sea estable se implanta que la carga electrónica ( $e^\circ$ ) por la densidad de flujo magnético ( $\psi$ ) en relación a su masa electrónica ( $Me$ ) debe guardar una relación tal mucho mayor que la frecuencia de la colisión de las partículas ( $\tau$ ), es decir  $(e^\circ \times \psi) / (2 \times \pi \times Me) > \tau$

Por ello, el fluido debe ser poco denso o de lo contrario se dispondrá de un fuerte campo magnético para guardar el equilibrio.

Para un gas de  $10^{(-4)}$  atmósferas se necesita un campo constante de  $10^5$  gaus para un tiempo prolongado.

El sistema proporciona entre 2.000 y 5.000 seg de impulso específico. Tiene el inconveniente de la erosión de los electrodos.

El restante subsistema de flujo constante no ha sido suficientemente estudiado pero se prevén de un principio estimaciones unos impulsos específicos de unos 15.000 seg.

El motor electropulsante de aceleración de chispa se realiza a base de descargas o chispas en tiempos inferiores a varios milisegundos. En él se crean campos eléctrico y magnético de gran intensidad, produciéndose descargas de un condensador de alta tensión que provocan la chispa entre los electrodos.

La alta fuerza electromagnética creada induce al plasma hacia los conductores de dirección opuesta al punto de procedencia de la descarga.

Podría tal sistema producir impulsos específicos de 20.000 seg aproximadamente, pero se le imponen ciertas limitaciones debido a la descarga del condensador.

Otro sistema electropulsante es el tubo de impulsión magnetohidrodinámica. En este tubo de impulsión la descarga se produce entre dos electrodos cilíndricos. Debido a la fuerza electromagnética el plasma se expansiona durante la susodicha descarga formándose una onda de choque por el impacto del plasma a gran velocidad dentro del gas frío. De ello resulta la ionización del gas por el intenso calor. Debido a la acción del campo magnético se produce una aceleración rotatoria del plasma entre los dos electrodos cilíndricos. Al expansionarse por la tobera, la velocidad rotatoria se transforma en movimiento sobre el eje.

El impulso específico conseguido por el sistema se cifra estimativamente hasta los 20.000 seg, aunque en realidad ha sido poco estudiado.

El restante sistema de los motores electropulsantes es el acelerador de motor magnetohidrodinámico en el que el gas permanece más tiempo en la cámara y es dotado de mayor equilibrio en el flujo que así resulta mas regular. También ha sido poco estudiado.

El motor magnetopulsante se basa en el efecto de espejo magnético, así llamado. Tiene bobinas independientes a lo largo del conducto del plasma con distancias aumentativas en el sentido que sigue la corriente cuya velocidad va al circular en aumento. También está poco investigado.

Los fluidos propulsantes usados en todos los aparatos experimentales son el agua, aire, argón, helio, hidrógeno, deuterio y vapores metálicos.

Los más idóneos son el litio, metano, hidrógeno y amoníaco.

Los impulsos específicos logrados en una primera fase de estudio y en cámaras de arco con hidrógeno, helio e hidruro de litio para distintas temperaturas son:

TEMPERATURA en °C	Con HIDRÓGENO Ie en seg	Con HELIO Ie en seg	Con HIDRURO DE LITIO Ie en seg
2.000	765	459	357
4.000	1.733	632	630
6.000	2.039	765	968
10.000	2.345	1.011	1.733

---0000000000---

De este tipo de cohetes de plasma se ha probado el primero en el espacio con éxito como vernier en el vuelo URSS Zond 4, en noviembre de 1964 y otros con posteridad.

En 1994 se probaba con éxito por parte de un consorcio de empresas de Rusia, Francia y Estados Unidos un nuevo modelo de gran potencia llamado SPT-100 con un satélite, pero se tenía la intención de aplicarlo a sondas interplanetarias. Las ventajas aducidas con este prototipo son la de menor peso y mayor potencia en la relación de ambos, así como una vida operativa el doble más larga.

En 1998 la USAF adjudicaba a la Boeing el proyecto de una etapa de transferencia orbital denominada SOTV bajo un contrato de 48 millones de dólares para tener lista en octubre del 2001. La citada fase, diseñada sobre 10 años de estudios de la McDonnell Douglas y ensayos de prototipo por parte de la NASA, basa su sistema propulsor en el calentamiento de hidrógeno a alta temperatura gracias a la energía eléctrica obtenida por medio de paneles solares. Tal gas muy caliente sale a gran velocidad por la tobera creando un impulso específico de 800 seg con lo que se esperaba dotar a satélites de comunicaciones de un nuevo sistema de motores de control y posición, resultando eficaz y económicamente más rentable que los sistemas químicos para el mantenimiento de la órbita deseada.

En junio de 2000 la NASA firmaba un acuerdo con la empresa MSE Technology Applications para el desarrollo de un sistema de propulsión de este tipo llamado VASIMR con vistas a un viaje a Marte, de corta duración (solo 39 días, según se aventuró en 2009). El sistema, prototipo VX-10, fue diseñado principalmente por el astronauta Chang-Díaz. Se hicieron previamente estudios en el Laboratorio de Propulsión Espacial Avanzada en el Centro Espacial Johnson durante los años 80 y el sistema está dotado de 3 cámaras magnéticas sucesivas: la primera ioniza el gas combustible (hidrógeno) y lo proyecta hacia una segunda cámara en la que se eleva su temperatura; la tercera cámara proyecta en una tobera magnética el gas con salida para crear la reacción y el empuje. En un trayecto hasta Marte, en la primera mitad del viaje se haría actuar este cohete de forma continua, mientras que en el resto del viaje, una vez girada la nave, frenaría, llegando al planeta en total en 3 meses contra los más del doble calculados para un viaje con cohetes de propulsión química. El 8 de diciembre de 2008 la compañía Ad Astra Rocket y la NASA acordaban la prueba del VASIMR en la ISS unos 4 o 5 años más tarde; el modelo es entonces el VF-200 (un VX-200) y usa como combustible argón. La prueba del prototipo VX-200, de 200 kW, en noviembre de 2010 durante 25 seg dio como resultado un empuje de 5,7 newtons, un impulso específico de 5.000 seg con una eficiencia del 70% aproximadamente.

En 2004 se había perfeccionado por parte de la Universidad de Washington y con apoyo de la NASA el sistema bautizado como *mag-beam*, utilizando eyecciones de masas de plasma magnetizado. Sobre el papel se proyecta un motor con una tobera de 32 m que podría impulsar una nave a una velocidad de 11,7 Km/seg. Las fuentes de energía propuestas son bien la solar en las cercanías de la Tierra y luego, más lejos, la nuclear. Igualmente aquí se enfoca su uso en el vuelo hacia Marte para reducir su duración notablemente.

La empresa española SENER y la Universidad Carlos III de Madrid trabajan con apoyo de la ESA en el modelo de motor SPT, o helicón. Consta de un cilindro-cámara para el plasma dentro del que una antena emite una radiofrecuencia de alta potencia, y el que lleva una tobera magnética para acelerar los iones a gran velocidad para crear el empuje con gran eficacia y rendimiento sobre el papel. En 2015 realizan el primer ensayo estático de un prototipo en un laboratorio de la ESA en Holanda. Otros ensayos posteriores del modelo evolucionado se realizan en la citada universidad y en 2108 esperan probar en vuelo el sistema en 2022. En 2020 el pequeño motor, evolucionado para ser más ligero y llamado Helicon Plasma Thruster, es probado con éxito en tierra (proyecto HIPATIA).

Desde 2016, en Rusia, el Instituto Kurchatov y la Oficina de Diseño de Automática Química dicen estar trabajando en un motor de plasma de aplicación espacial.

En 2018 el Instituto Budker de Física Nuclear en Akademgorodok, Siberia, perteneciente a la Academia de Ciencias rusa, trabaja en la instalación SMOLA (trampa abierta magnética basada en espiral) para crear un motor de plasma para cohetes. Los primeros experimentos son de resultado positivo. Por entonces, la empresa Energomash muestra su interés en el desarrollo de este tipo de cohete.

El sistema impulsor de plasma puede hallar acomodo en los minisatélites de tipo cubesat, cuya masa es de solo unos pocos Kg al utilizar componentes miniaturizados; tales pequeños ingenios aparecen en 1999 y desde entonces se vienen lanzando cientos de ellos. Es el caso del sistema acelerador de la Universidad de Purdue llamado de plasma pulsado Lorentz-force cuyo propulsante es un líquido; en 2019 está en desarrollo.

#### > COHETES DE FISIÓN NUCLEAR.

También llamados **cohetes atómicos**, se basan en el proceso de fisión nuclear por el cual se produce la desintegración nuclear de elementos pesados llamados comúnmente radiactivos.

Consta fundamentalmente este tipo de cohete de un tanque con propulsante, una turbobomba, un inyector, un reactor, una tobera, sistemas de control del reactor y paso de propulsante, y conductos, cables y aparatos complementarios, en especial un buen sistema refrigerador, materiales muy refractarios y blindajes contra la radiación.

Por este último motivo, para un supuesto cohete atómico tripulado se optaría o bien por fuertes blindajes contra radiación o por separar la nave con las personas y elementos biológicos de los motores del cohete por una larga espiga o sección que podría ser estrecha y cilíndrica.

El propulsante en la actuación del cohete es obligado a pasar a una cámara donde un inyector lo fuerza a atravesar el reactor atómico. En éste existen barras de isótopos. Pero aquí el uranio 235 o plutonio 239 no resultan viables. Los isótopos de un elemento son aquellos que tiene distinta masa atómica debido a poseer diferente número de neutrones, pero cuyas propiedades químicas son iguales; algunos isótopos son radiactivos, es decir, tienden a estabilizarse emitiendo radiaciones.

Debido al proceso de fisión nuclear, fenómeno en el que se liberan partículas que establecen una reacción en cadena, se desprenden grandes cantidades de energía, energía atómica, que elevan la temperatura del propulsante hasta determinado punto; el fluido suele ser el hidrógeno.

En consecuencia, el gas muy caliente es luego proyectado a gran velocidad por la tobera, en su expansión, creando así la acción.

El propulsante, por ejemplo el citado hidrógeno, alcanza en la cámara los 2.700°C y hasta 3.000°C, siendo la velocidad de eyección de gases que se puede alcanzar más de los 7 Km/seg, incluso los 11 Km/seg, luego de acelerarlo desde los 1,6 Km/seg que adquiere al salir por el

contorno del reactor. Tal velocidad, aun cuando no alcance en la cámara estas temperaturas, será pues superior a la correspondiente de los cohetes del tipo de propulsión química.

Si se consiguiera usar uranio gaseoso se podrían alcanzar temperaturas de 25.000°C en la cámara y velocidades de 30 Km/seg de salida de gases, pero aquí los inconvenientes son mayores que con el líquido que ya los tiene más que el sólido. El gaseoso tiene además el problema de tener de evitar la fuga con el hidrógeno por las toberas, sin contar el gran problema de la temperatura citada; otra gran inconveniente es que el uranio gaseoso se ioniza a los 15.000°C lo cual exige ya el sostenimiento en un campo magnético.

A últimos del siglo XX se contemplaba el uso de americio 242m en película de recubrimiento de solo una milésima de milímetro. En su uso, con solo el 1 % del peso que sería preciso con el uranio o el plutonio se obtiene una rentabilidad equivalente, pero su consecución es compleja y cara.

El reactor o pila atómica, puede decirse a grandes rasgos, que sus medidas suficientes puede cifrarse típicamente en 4 por 4 por 2 metros con un peso de 14 a 18 Tm usando unos 170 Kg de uranio 235 enriquecido al 50 por ciento. De propulsante se puede señalar el cálculo de 1,5 Tm por segundo de hidrógeno de gasto lo que sobre el papel proporcionaría 1.250 Tm de empuje.

Con todo ello se desprende que con estos cohetes, aun sin alcanzar elevadas temperaturas del nivel de los mismos propulsantes líquidos, las velocidades de escape de gases por la tobera son muy superiores. Se debe tal circunstancia a que en el caso de los más eficaces propulsantes químico-líquidos en la reacción producen agua en cantidad, como se pudo ver, cuyo peso supera al hidrógeno aquí usado en solitario. Y desde luego, el agua es mucho más lento por tanto en la salida por la tobera lo que implica que su velocidad es menor.

El cohete de fisión nuclear puede llegar a proporcionar impulsos específicos normalmente entre 500 y 1.300 seg, o incluso los 1.550 seg.

Los propulsantes empleados son preferiblemente aquellos de bajo peso molecular, pues rentan más por lo anteriormente mencionado, como el hidrógeno cuyo peso atómico es 1,0079, el oxígeno de 15,99, el flúor de 18,99 y el metano o el helio.

Como inconveniente a destacar se citan los derivados de la radiactividad que se produce, del calor y presión mecánica.

Estos cohetes aun no han pasado de la fase experimental aunque hayan sido ya probados en el espacio.

Los norteamericanos desarrollaron desde principios de los años 60 alguno de estos modelos como los Kiwi A y B; el nombre es tomado del ave neozelandesa, desprovista de alas, y el proyecto es la primera fase del llamado Programa Rover, proyectado a partir de 1950, con el que se quería crear finalmente al motor NERVA. Con tales modelos han conseguido inicialmente impulsos específicos de 800 seg con uranio enriquecido para el reactor e hidrógeno como propulsante a temperaturas de 1.600°C, consiguiendo un empuje de 24 Tm con potencia de 1.000 megavatios.

Las pruebas Kiwi se desarrollaron así: modelo B4D el 13 de mayo de 1964 para comprobar la potencia; modelo B4E el 28 de agosto y 10 de septiembre de 1964 en dos ocasiones para igual finalidad; y el modelo TNT en enero de 1965.

Surgieron luego los Febo, o Phoebus, y el NERVA, desarrollados sobre los anteriores. El NERVA fue un ingenio nuclear para su aplicación en cohetes lanzadores, es un motor de 7 metros de longitud y 1,5 m de diámetro y es empleado para el cohete RIFT, reactor de prueba en vuelo, de 26 m de longitud, 10 m de diámetro y 50 Tm de peso; para el mismo se prevé la labor de elevar hasta 600 Km de altura en órbita desde una más baja una carga de 8,6 Tm. Después se creará el segundo modelo NERVA.

El proyecto NERVA se inició en 1963 en Los Álamos por las empresas Aerojet y Westinghouse y se cerró en 1970; en realidad, los estudios sobre el sistema venían efectuando desde los años 50. Los objetivos de estos modelos fueron el posible viaje a Marte, que en tal década se aventuraba para los siguientes años 80. Se realizaron 23 pruebas y se utilizó un reactor de grafito en matriz con núcleo de barras de uranio, circonio y un compuesto de carbono. Con el mismo se llegó a lograr una potencia máxima de 4.500 megavatios, una temperatura de eyección de algo más de 3.000°C y un impulso de 113,4 Tm, si bien se partió con desarrollos de menor potencia, de entre 25 y 90 Tm.



La primera prueba de potencia del experimento con el reactor NERVA se efectúa en septiembre de 1964 y se realiza una segunda el siguiente mes de octubre; es el experimento NRX-A2. El experimento A3 consistió en 3 pruebas de potencia y se llevan a cabo el 23 abril y los 20 y 28 de mayo de 1965. Entre diciembre de 1965 y marzo de 1966 se efectuaron 10 pruebas NRX-EST y en junio de 1966 dos más denominadas A5. En diciembre de 1967 se realiza una última prueba de potencia con el modelo A6 durante una hora.

Del sistema Phoebus, modelo 1A, se efectuó una prueba de potencia en junio de 1965 y otra, modelo 1B, el 24 febrero de 1967 en Nevada; probado en febrero de 1966, se logró un empuje con el mismo de 25 Tm durante 30 min, pero la meta fijada eran 34 Tm en 40 min para antes de 1975. El Phoebus 2, que debía conseguir un empuje de 90 Tm, se probó en flujo en frío en julio y agosto del mismo 1967 y casi un año después, el 26 de junio y en julio de 1968, se realizaron 3 pruebas de potencia con el sistema Phoebus 2A.

Luego de hacer pruebas de flujo en frío entre febrero y abril de 1968 con el modelo XE-CF, entre diciembre de 1968 y agosto de 1969 se ensayó el sistema XE en 28 ocasiones, logrando un empuje de 22,5 Tm. Sin embargo, el proyecto se abandonó al principio de la siguiente década cuando la NASA reorganizó sus programas para ajustarlos a las nuevas condiciones económicas. El proyecto de los Phoebus fue cancelado en 1973 por razones poco explicadas (al margen de la cuestión económica); en realidad, la razón –política- estaba en la decidida opción hacia el proyecto Shuttle, de cohetes convencionales, y a la creciente desconfianza hacia este tipo de energía.

Otro sistema probado, tras iniciar el proyecto en 1967, fue el Pewee 1, del que entre noviembre y diciembre de 1968 se comprobó la potencia en dos ocasiones, funcionando en suma 90 min. En 1972 se probaría el Pewee 2.

De los reactores, los sistemas SNAP (8) de la North American Aviation fueron ensayados para estos motores sobre un Agena de propulsante líquido en el espacio.

Los soviéticos se ocuparon también de este tipo de cohetes cuando miraban hacia la Luna como objetivo, comenzando en ello el equipo de Korolev a finales de junio de 1958, y también Glushko y Bondaryuk; estos últimos proponían respectivamente el uso como combustible de amoníaco y amoníaco con alcohol. Las principales instalaciones para pruebas se localizaron no lejos de Semipalatinsk (Kazakstan) y en las mismas se utilizaron modelos denominados IRGIT que alcanzaron temperaturas de más de 2.000°C, llegando incluso a los 2.900°C; el tiempo de funcionamiento en las pruebas con 1.700°C que se acumuló al respecto fue de unas 6.000 horas.

A principios de 2003 la NASA reflataba el proyecto de un cohete de fisión nuclear que había dejado con el NERVA 3 décadas atrás, y aun sin aprobación oficial dejaba ver el proyecto Prometheus, o Nuclear Systems Initiative (sistema de iniciativa nuclear), con la vista puesta en el planeta Marte.

En 2020 el DARPA aprobó el desarrollo de un sistema NTP, de propulsión térmica nuclear, con un contrato de 14 millones de euros con Gryphon Technologies Inc. Se quiere diseñar y crear un cohete para el uso militar para vuelos lunares, e incluso planetarios. Tal empresa quiere utilizar HALEU, uranio poco enriquecido de alto ensayo, para el mismo.

En 2021 tal DARPA centra su atención en el programa DRACO para crear el sistema NTP propulsor para un acceso más eficaz a la Luna y a tal efecto contrata a las empresas General Atomics, Blue Origin y Lockheed Martin. En una primera etapa, durante 1,5 años, la primera de tales compañías ha de diseñar el reactor del sistema y un subsistema propulsor, mientras las otras dos empresas han de trabajar en el desarrollo de la nave que ha de utilizar el citado sistema, una de ellas como demostración y la otra operativa. En una segunda fase se ha de construir la nave final. Se consideran en tal momento dos posibles sistemas en el reactor, de propulsión nuclear eléctrica y termonuclear.

En 2022, la NASA estudia el NTP en su Centro Marshall con la Universidad de Alabama en Huntsville. El sistema utiliza un núcleo de uranio líquido e hidrógeno como propulsante, que es calentado por el primero para producir la dilatación y la expulsión por la tobera para crear el empuje. El motor es llamado también “de borboteo”.

En marzo de 2024 los chinos anuncian el éxito en sus pruebas de un motor de fisión de 1,5 megavatios que alcanza los 1.276°C utilizando uranio que calientan al propulsante, helio y xenón líquidos. Su masa en tierra se dice que es de cerca de 8 Tm con una longitud de unos

metros y es desplegable, de modo que en el espacio supera los 50 m. Utiliza como refrigerante de litio líquido, lleva un intercambiador de calor de aleación de tungsteno, que además se emplea como aislante de la radiación en ciertos rangos, y su autonomía podría llegar, dicen los chinos, a los 10 años. Con el mismo piensan que se puede ir y venir a Marte en unos 3 meses.

#### > COHETES DE FUSIÓN NUCLEAR.

Su fundamento se halla en el proceso de fusión nuclear que es aquél por el cual los núcleos atómicos, y aquí consideraremos para el cohete el deuterio, isótopo del hidrógeno, se combinan para formar núcleos de helio cuando el hidrógeno es sometido a temperaturas del orden de unas decenas de millones de grados centígrados.

La energía liberada en el proceso es cientos de veces superior al proceso de fisión. La fusión nuclear es el fenómeno que tiene efecto en general en las estrellas y en las explosiones de las llamadas bombas (H), de hidrógeno.

Para alcanzar la temperatura necesaria en el desencadenamiento del proceso se precisan unos 54 millones de grados centígrados, únicos de alcanzar con el proceso anterior de fisión. Por lo tanto la fusión nuclear se realiza en dos fases.

En un supuesto cohete de propulsión a fusión nuclear el proceso mencionado fundamentalmente se realizaría en una cámara con una tobera por donde salía el gran chorro nuclear que impulsaría al mismo. El sistema pensado para controlar el plasma producido sería a base de campos magnéticos.

Teóricamente el impulso específico logrado sería de 100.000 seg y la máxima velocidad conseguida llegaría a ser de muchos miles de Km/seg que colmarían las más ambiciosas aspiraciones astronáuticas de la época.

Al respecto los americanos y rusos han estudiado el sistema del experimento de propulsión por fusión llamado GDM, sistema de gas dinámico encerrado en "espejos" (reflejos magnéticos).

Pero indiscutiblemente los problemas e inconvenientes para su puesta a punto son de momento insuperables. Ni siquiera se conoce elemento, aleación o sistema capaz de soportar las presiones y temperaturas que se engendran en el proceso. Además no se ha logrado aun ejercer control adecuado en la reacción nuclear. Por todo ello, el peligro de explosión está por ahora asegurado.

Sobre el punto de controlar la fusión nuclear en su momento se abrió una cierta esperanza basada del empleo del LASER.

En 2022 y desde 2013, la empresa británica Pulsar Fusion estudia el desarrollo de un motor de fusión nuclear en Aylesbury, el que entonces piensa probar en 2025 enviar al espacio en 2027. Basa tal motor en un fuerte campo electromagnético y, según sus cálculos, el cohete podría llevar 1 Tm a Plutón en 4 años, o viajar a Marte en la mitad de tiempo del habitual con cohetes químicos. Se exhiben fotografías del prototipo, pero no se dan detalles. Así que parece que el sistema no es lo que anuncian, sino un sistema de plasma acelerado, o similar, porque lo que es la verdadera fusión nuclear, aun con fines de producción de energía eléctrica, no se ha conseguido aun en tales años en los diversos laboratorios de todo el mundo que llevan años en ello.

#### > OTROS COHETES. EL FOTÓNICO.

El cohete fotónico está basado en el aprovechamiento de la energía solar que en fotones llegaría a una pantalla que los transformaría en energía propulsora, parecido a como un panel de células lo hace en energía eléctrica, solo que en vez de absorber los fotones los reflejaría en un gran espejo, pretendiendo obtener el impulso de choque.

No es realizable de momento pero ya se ha calculado que proporcionaría entre unos 600 y 700 seg de impulso específico. Su funcionamiento sería prolongable por días, cuanto menos.

Un sistema impulsor diferente, basado en el electromagnetismo, es el llamado EmDrive, que los chinos anuncian desarrollar en 2017. Aunque se asegura que va a ser probado en el espacio, no se dan entonces detalles ni siquiera en qué leyes físicas se fundamenta el hipotético empuje resultante. Solo se sabe en tal momento que se trata de un magnetrón que produce

microondas y un acumulador de fluctuaciones, un resonador; el sistema también lleva un cono truncado y cerrado. Pero en mayo de 2018 sale a la luz que pruebas realizadas en el vacío con una réplica de la NASA en la Universidad Tecnológica de Dresde, Alemania, no confirman la viabilidad de tal sistema; es decir, no produjo ningún empuje...

Otro medio impulsor, cuyo estudio trasciende en febrero de 2022, aunque la idea nace en 1991 de la mano de Jordin Kare (Lawrence Livermore National Laboratory), se anuncia como "propulsión térmica láser". Consiste en impulsar una nave (con solo una masa de un 6% de carga útil) en órbita con láseres IR emitidos desde la superficie terrestre y/o lunar, desde plataformas de 10 m de diámetro y de unos 100 megavatios de potencia. El sistema láser funcionaría durante 58 min para concentrar su energía en una cámara de plasma de hidrógeno que se calentaría a cerca de los 40.000°C en el núcleo, y de cerca de 10.000°C en su entorno, produciendo una expansión y presión del gas, cuyo flujo saldría por la tobera creando el empuje; otros motores menores procurarían el debido alineamiento para facilitar la labor de los láser. Calcularon que al cabo de casi esa hora de acción láser, la velocidad alcanzada sería de 17 Km/seg. Según ingenieros de la Universidad McGill, Montreal, en un viaje a Marte por ejemplo, emplearía solo la cuarta parte del tiempo que le lleva el vuelo a un cohete de propulsión química; es decir, podría llegar en solo 45 días aproximadamente, lo cual es muy importante para reducir el tiempo de exposición a la radiación interplanetaria en vuelos tripulados y también para el transporte urgente en aprovisionamiento. Sin embargo, al llegar a su destino, la nave tendrá un problema para frenar, debido a la necesidad de una elevada deceleración, aunque parcialmente podría ayudar el aerofrenado de la atmósfera marciana; por ello, cabe planificar otro conjunto láser para igual finalidad en Marte, así como luego para el regreso si se utiliza el mismo sistema.

Más tipos de cohetes o ingenios para la navegación espacial que se pasan por la imaginación humana pertenecen por ahora más a la ciencia-ficción que a una realidad, ni siquiera a considerar sobre el papel de un modo medianamente serio. Pero muchos de ellos, quizá sea posible algún día no muy lejano ponerlo a punto para superar con creces a los actuales de propulsante químico e incluso otros próximos que pasarán a la denominación de precursores.

No olvidemos que a lo largo de la historia se han roto muchas veces los techos de la ciencia y lo que ayer parecía insuperable hoy es de uso corriente.

Quede pues abierta la puerta a cualquier idea.

### > DISCUSIÓN SOBRE LOS SISTEMAS PROPULSORES.

La conveniencia de uno u otro sistema viene determinada por los objetivos, los medios económicos, la disponibilidad o infraestructura y otras circunstancias. Los propulsores marcan el camino en todos los aspectos. Mientras los químicos son habituales para los cohetes principales, los demás son utilizados muy limitadamente. A su vez, dentro de los químicos, las distintas características de los sólidos y líquidos también se consideran: los primeros son más simples, fiables, y de fácil manejo y almacenaje respecto a los líquidos; pero los líquidos tienen un mayor tiempo de combustión, más capacidad de control y es posible su prueba antes, así como la posibilidad de ser apagados y vueltos a encender.

En cuanto a operaciones espaciales, cabe en primer lugar y a priori desechar los cohetes de propulsión no química para los lanzamientos en bases terrestres debido primeramente a la baja potencia que está muy por debajo de la necesaria en la partida y en segundo término, si bien de alta potencia en algunos casos, por el peligro de contaminación radiactiva.

Desde las bases de disparo en Tierra hasta una órbita alrededor del planeta se emplea y emplearán cohetes de propulsión química y desde la citada órbita hasta otro planeta o satélite de éste a visitar, pueden ser aceptables todos los sistemas.

Cabe pues imaginarse cohetes de sistema múltiple que llevaran entonces una primera parte de propulsión química y otras de propulsión atómico-electromagnética.

Para ir a la Luna, Marte o Venus, la propulsión química puede ser sustituida por la atómica.

Los impulsos específicos de los propulsores químicos son aproximadamente máximos en los 450 seg pero para los no químicos resulta más rentable alcanzar con facilidad 6 veces más y hasta 10.000 seg e incluso teóricamente el doble.

El funcionamiento es más prolongado en la mayoría de los no químicos pero el empuje es inversamente diminuto.

Por todo ello, en general, los motores de propulsante sólido se usan para todo, pero no para maniobrar en el espacio. Suelen ser los usados en misiles tácticos y los balísticos en casi todos los casos. Los misiles estratégicos, por su mayor envergadura, precisión y alcance, suelen ser de propulsante líquido. Algunos, como los misiles crucero, suelen acelerar en salida con propulsante sólido y luego utilizan un turborreactor que usa al aire (al oxígeno) como comburente.

He aquí los valores típicos de actuación de los motores-cohete de propulsión química, mínimos y máximos:

Temperaturas de combustión.....	2.100	-	4.200	°C
Presiones en la cámara.....	30	-	110	Kg/cm <sup>2</sup>
Velocidades de exhaustación.....	1.800	-	3.700	m/seg
Impulsos específicos.....	180	-	450	seg
Empujes, hasta cinco motores en fase.....	0	-	3.400	Tm
Velocidad alcanzada en vuelo.....	0	-	16.000	m/seg

A continuación se relacionan los caracteres principales y posibilidades de todos los sistemas propulsores:

Sistema de cohete CARACTERES	PROPULSIÓN QUÍMICA		PROPULSIÓN ATÓMICA-ELECTROMAGNÉTICA			PROPULSIÓN TEÓRICA
	SÓLIDOS	LÍQUIDOS	IONICOS	DE PLASMA	DE FISIÓN	DE FUSIÓN
Ie máximos en seg	300	460	20.000	20.000	1.200	100.000
Unidad de empuje	Cientos de Tm	Miles de Tm	gramos	gramos	Kg-Tm	Muchas miles de Tm
Unidad de funcionamiento	Minutos (1/5 hora)	Minutos (1/5 hora)	Meses (varios)	Semanas (algunas)	Minutos (muchos)	Segundos (a periodos)
Origen energético	Reacción química Oxidante-reduct.	Reacción química Oxidante-reduct.	Reactor nuclear	Reactor nuclear	Reactor nuclear	Fisión nuclear
Sistema conversor de energía en fuerza propulsora	Gases producidos expansionados termodinámicamente.	Gases producidos expansionados termodinámicamente.	Fluido ionizado bajo campo electrostático	Fluido calentado por el reactor e ionizado bajo campo electromagnético.	Fluido calentado por el reactor y expansionado termodinámicamente.	Expansión por fusión nuclear.
Propulsión mecánica por	Energía cinética del gas expulsado.	Energía cinética del gas expulsado.	Energía cinética de átomos expulsados.	Energía cinética átomos expulsados.	Energía cinética del gas expulsado.	Energía cinética del plasma nuclear expulsado.
Uso en verniers, etc	SI	SI	SI	SI	INCONVENIENTE	INADECUADO
Uso para satelizarse	POSIBLE	SIEMPRE	IMPOSIBLE	IMPOSIBLE	INCONVENIENTE	INCONVENIENTE
Uso en ir a la Luna	POSIBLE	SIEMPRE	ADECUADO	ADECUADO	ADECUADO	ADECUADO
Uso en ir a Marte	POSIBLE	SIEMPRE	ADECUADO	ADECUADO	CONVENIENTE	SIEMPRE
Uso en otros planetas	DIFÍCIL	POSIBLE	POSIBLE	POSIBLE	CONVENIENTE	SIEMPRE
Creado en los años	1-1.000	1920-1940	1960-1965	1960-1965	1957-1965	¿Futuro?
Aplicaciones no astronáuticas	Militares, estudios atmósfera y otros.	Militares, estudios atmósfera y otras investig.	Satélites y sondas	Investigación	Investigación	Investigación

Para usos en correcciones de trayectoria, control y operaciones de poco empuje se precisan motores pequeños de propulsante líquido que portan la posibilidad de varios encendidos y son dóciles de controlar, así que resultan por tanto ideales; también encajan aquí los atómico-ETM.

Existen además sistemas mixtos, como el caso de cohete y globo. Uno de ellos fue presentado a principios de diciembre de 2019 por la empresa Leo Aerospace de Los Ángeles. Se trata del sistema Rockoon, consistente en un aerostato que alcanza gran altura y lleva una plataforma con un cohete colgando. El globo puede ser llevado en un camión y liberado en cualquier parte. La carga en un pequeño cohete con un pequeño satélite destinado a una altura orbital baja. Al ganar altura y sobrepasar las capas más densas de la atmósfera se puede prescindir de motores de gran potencia, lo que abarata notablemente el vector. Además el globo es reutilizable. No obstante, las cargas no pueden, al menos de momento, ser de mucha masa. La plataforma de lanzamiento fue denominada en este caso Regulus Orbital y su función es regular el ascenso del globo con quemadores y ejercer el control de giro. El pequeño cohete es el

llamado Orbital Rocket de 3 fases; el mismo va sujeto y al encenderse a unos 18 Km de altura se desplaza por un raíl hasta su liberación para continuar el ascenso hacia la órbita.

Hoy como siempre los estudios continúan y siempre surgen nuevos materiales, sistemas, propulsores, etc., más eficaces y rentables.

En cualquier caso, los cohetes han establecido un hecho memorable y trascendente en la Historia contemporánea: HAN TRASPASADO LA BARRERA DE LA GRAVEDAD.

= CLASIFICACIÓN DE COHETES POR SU FUNCIONAMIENTO O PROPULSIÓN.

Para concluir señalamos una clasificación sinóptica de los cohetes atendiendo a su funcionamiento o propulsión. Otras clasificaciones que se pueden hacer, sin duda menos importantes desde el propio parecer, serían en relación a su alcance, capacidad militar, por nacionalidades, cronología o edad de aparición, etc.

CLASE	ESTADO	CUALIDAD de	CONSTITUCION	COMPONENTES	Ejemplo
QUÍMICA	SÓLIDOS	MONERGOLES	/ HOMOGÉNEOS	/ OXIDANTE \ COMBUSTIBLE	NITROGLICERINA. NITROCELULOSA.
			\ COMPUESTOS	/ OXIDANTE \ COMBUSTIBLE	NITRATOS Y PERCLORATOS DE Na-K. HIDROCARBUROS Y DERIVADOS.
	LÍQUIDOS	MONERGOLES	/ HOMOGÉNEOS	-----	/ NITRATO DE ETILO. NITRATO DE PROPILO. \ OXIDO DE ETILENO.
			\ COMPUESTOS	/ OXIDANTE \ COMBUSTIBLE	/ ACIDO NÍTRICO. \ AGUA OXIGENADA. / NITRILLO. \ ALCOHOL ETILICO.
HÍBRIDOS	BIPROPULSANTES	/ LIQUIDO	---	/ OXÍGENO LIQUIDO. ACIDO NÍTRICO. FLÚOR LIQUIDO. TRETROXIDO DE NITRÓGENO. OZONO LIQUIDO. PERÓXIDO DE NITRÓGENO. OXIDO DE FLÚOR. TRIFLUORURO DE CLORO. \ etc.	
		\ SÓLIDO	---	/ HIDRÓGENO LIQUIDO. KEROSENO. NAFTA. AMONIACO. ALCOHOL ETILICO. HIDRACINA. TRIETILALUMINIO. \ etc.	
			/ LIQUIDO \ SÓLIDO	--- OXIDANTE --- COMBUSTIBLE	/ PERÓXIDO DE HIDRÓGENO. POLIETILENO.

CLASE	SISTEMA	SUBSISTEMA	TIPO
ATÓMICO ELECTROMAG- NETICO.	/ IONICA ELECTROSTÁTICA.	/	/ DE PLASMA PARCIAL. \ MAGNETOHIDRODINAMICO DE ARCO.
	ELECTROMAGNÉTICA DE PLASMA	/ DE FLUJO CONSTANTE	/ ACELERADOR DE CHISPA. \ TUBO IMPULSOR MAGNETOHIDRODINAMICO.
	FISIÓN NUCLEAR.	\ ELECTROPULSANTE	\ TUBO IMPULSOR ACELERADOR ROTOR.
	FUSIÓN NUCLEAR.		
	\ OTROS. FOTONICO.		

> ACTUACIÓN REAL DEL COHETE. SUS MISIONES.

Quando un cohete está a punto para su lanzamiento significa que ha pasado por toda una serie de comprobaciones de sus piezas, partes, aparatos y sistemas. Es lo que se llama la cuenta atrás. El lugar de partida es la denominada *rampa o complejo de lanzamiento*. En los casos de los misiles, para su mejor disponibilidad, sobre todo si son de menor alcance, la rampa son los adecuados tubos o anclajes en un avión, barco o camión.

Las características de las rampas van en función del cohete, pero generalmente suelen ser de superficie o silos en el caso de misiles. Las rampas normales son de superficie y están asistidas, además de un centro de control, por torres umbilicales a través de las que llega un cableado de datos y órdenes y también el propulsante, que se suele cargar a última hora.

Las torres pueden ser fijas o móviles, las primeras suelen tener elementos abatibles, tal como brazos. Las ventajas de unas y otras son contrapuestas: las fijas resisten mejor un huracán, por ejemplo, pero no se salvan en caso de explosión del cohete, las primeras tras un disparo solo exigen reconectar cables en tanto que las segundas necesitan una revisión a fondo y mayor mantenimiento en general.

#### = LANZAMIENTO. FACTORES QUE LO CONDICIONAN.

El cohete con su aspecto de lápiz apuntando al cielo que le da su forma típica cilíndrica y alargada acabando en punta, u otras veces de similar apariencia, se halla en su pista de lanzamiento dispuesto a entrar en acción.

La forma y postura no es capricho. El cohete no es solo el ingenio humano que más velocidad puede proporcionar sino también el que por su aerodinámica construcción ofrece menor resistencia al aire cuando lo atraviesa. En tanto que la postura ha de ser perfectamente vertical, con la tobera apuntando al suelo para que al funcionar el empuje sea vertical y además superior y opuesto a la aceleración debida a la gravedad para que en consecuencia el cohete se dirija al espacio no solo por ser el camino más corto sino también para atravesar la menor zona atmosférica posible, cosa evidente que sin embargo no es rigurosamente exacta pues a medida que asciende, cada vez más, va curvando su camino; aunque a mayor altura la atmósfera es más tenue. Esto es referido al lanzamiento en su primer tramo, puesto que después la curva que habrá de describir se manifiesta hasta un ángulo de 90 grados.

De dispararse en posición inclinada el ingenio corre el riesgo por un lado de partirse y luego precisaría más propulsante para mantener el vuelo. El cohete en la posición vertical no ofrece peligro de deformación por su gran masa, naturalmente porque en la construcción del mismo tal posición es la ideal y la que se tiene en cuenta al hacerlo.

En el caso de los motores de propulsante líquido, al encenderse a una orden o automáticamente, el sistema de inicio recibe los primeros propulsores llegados a través de los difusores o inyectores procedentes de los tanques, de los que a su vez sale por bombeo o bien por presión de un gas. La inflamación en la cámara crea altas temperaturas y gran presión, y vomita por la tobera el incandescente fluido, creando ya el primer empuje. En el caso de los motores de propulsante sólido, las barras del mismo en su habitáculo hacen con éste directamente las veces de la cámara.

La ignición del cohete se ve acompañada no solo de vibraciones sino de un ruido que va en proporción al tamaño del mismo. El despegue de un Saturn 5 generaba 190 decibelios, en un nivel no tolerable si alguien pudiera estar en el lugar. Para amortiguar fuego y vibración se vierten, en determinados cohetes, grandes cantidades de agua. Generalmente, es normal que la llama del cohete hasta tanto haya sobrepasado la torre de lanzamiento o la parte de la rampa afectada deje daños en la misma, pues actúa como un potente soplete ante el que hay partes que precisan luego de una reparación que es habitual.

Para tratar de amortiguar en lo posible estos altos niveles de ruido del lanzamiento, la ESA encargó a la Universidad Politécnica de Valencia el estudio de estructuras que han sido llamadas "cristales de sonido". Tales estructuras consisten en esferas, cilindros y objetos de dispersión o absorción sónica estratégicamente colocados en el entorno de la rampa de disparo.

Cuando el cohete comienza a adquirir velocidad atravesando la cada vez más débil atmósfera, las moléculas del aire rozan con las paredes del cohete, en la llamada fricción aerodinámica, produciendo varios efectos: causan un pequeño frenado no muy apreciable y que está en razón de la velocidad del cohete, densidad atmosférica y de la superficie expuesta al choque con las moléculas aéreas; elevan la temperatura de las paredes del cohete y del aire circundante, llegando éste a ionizarse; producen ruidos y vibraciones de hasta miles de ciclos por segundo que pueden resultar de cierto peligro, al dar lugar entre otras cosas a resquebrajamientos de partes del cohete, y que tienen lugar cuando el aire se separa o golpea bruscamente las paredes al deslizarse. Todo ello ocurre al atravesar los primeros 40 Km de

atmósfera, en los 2 min primeros de vuelo aproximadamente. Por encima de tal nivel por la escasez de gas aéreo ya no ofrece peligro.

Como quiera que el cohete al atravesar la atmósfera con creciente velocidad después de partir de cero, o sea que la velocidad es inversa a la densidad de la atmósfera, en el camino recorrido, llamado *trayectoria de lanzamiento*, el referido calentamiento del fuselaje no es tan peligroso como si la trayectoria fuera al revés en un retorno del espacio, en la entonces denominada *trayectoria de reentrada*.

Las paredes del cohete a una velocidad de unos 2 Km/seg se calientan en las fricciones a unos 160°C, cifra que lo es a título orientativo; a 3 Km/seg para iguales condiciones atmosféricas es en cambio de 280°C. Todo ello ocurre en la proa del cohete principalmente que es la parte expuesta al choque.

Otro de los puntos importantes es la presión que ejerce sobre las paredes el aire, íntimamente relacionado con las vibraciones. Esta presión también resulta directamente proporcional a la densidad aérea por el cuadrado de la velocidad del cohete y se expresa en Kg/cm<sup>2</sup> o barios.

En el primer minuto de vuelo la presión ejercida sobre el fuselaje es de unos 500 g/cm<sup>2</sup>. Luego, a medida que el cohete va subiendo, la presión disminuye, la velocidad de frenado aerodinámico también y la temperatura ocasionada por igual fenómeno desciende, pero en cambio comienza a sentir la propia del nuevo medio que atraviesa que está ya cada vez más afectado por las condiciones extremas del espacio.

Para el caso de fallos importantes en las primeras fases del vuelo, tal como pérdida de potencia, desviación de ruta, pérdida de control, etc., el cohete lleva dispositivos de autodestrucción que, a vista de los parámetros del vuelo, el llamado oficial de seguridad activará para destruirlo e impedir que el mismo vaya a caer en zonas pobladas. General e inicialmente el dispositivo tenía dos fases, uno que ordenaba cortar la afluencia de propulsante a las cámaras de combustión y otro de liberación del propulsante vía rotura del tanque; generalmente se produce una explosión que acaba totalmente con el cohete. La explosión de la carga en este caso se multiplica al romperse los tanques de propulsante que se queman entonces de golpe. Por supuesto al rotura de la estructura metálica del cohete, sobre todo si alcanza ya cierta velocidad, es ayudada a su vez por la propia oposición atmosférica.

Otro tipo de lanzamiento es el realizado desde vehículos aéreos, es decir, desde aviones. El sistema es el utilizado por los misiles aire-superficie, pero también por algunos lanzadores astronáuticos, como el Pegasus, de poca capacidad pero gran rentabilidad para pequeñas cargas.

Finalmente hay que citar un aspecto poco mencionado de los cohetes en el lanzamiento, y es el de la contaminación que producen con sus gases en la atmósfera, y en general con los fluidos a los posibles humanos que tengan acceso a los restos caídos de las fases en las zonas despobladas. Según un estudio, en las zonas rusas el incremento de mortalidad humana es del 30%; y en tal país solo en 2003, el total de material recogido de restos de cohetes ascendía a 20 Tm. Los lugareños rusos que recogen estos restos llegan a usarlos como útiles domésticos (láminas de metal, baterías, etc.).

No obstante, los lanzamientos no se producen por doquier, ni a todas horas, y los beneficios que producen son infinitamente mayores. Por otra parte, aunque algunos usan fluidos altamente tóxicos, el subproducto de otros muchos (LOX y LH, por ejemplo) es simplemente... agua.

#### = CONTROL Y DIRECCIÓN.

Factores no menos importantes y derivados de algunos citados anteriormente son los de la estabilidad y dirección del cohete. Allí donde no existe atmósfera alguna el cohete se mueve con cierta o relativa uniformidad, según el propio funcionamiento del motor, pero en el disparo desde tierra no ocurre así.

El aire no está nunca quieto, se mueve constantemente, lo que hace que las presiones laterales del cohete no se equilibren nunca con exactitud y en consecuencia el cohete propende a volcar o desviarse de la trayectoria prevista.

Por otro lado el empuje del cohete incluso en el vacío cuando no se realiza con uniformidad sobre el centro de gravedad del mismo, como ocurre tantas veces, ayuda a salirse del carril de trayectoria.

Para evitar los percances los cohetes son dotados de sistemas que los mantienen con la estabilidad adecuada que permita dirigirlos en la trayectoria que necesitemos para nuestros fines.

Al principio se creyó poder guardar la estabilidad colocando alerones en la parte inferior del cohete según su vertical posición pero el sistema resulta poco eficaz además de incrementar el peso. No obstante, se continúa a veces su uso en combinación a otros principales.

Modernamente, existen métodos mucho más seguros y eficaces, como son los que ejercen el control sobre los motores del cohete mediante paletas controladas del chorro, movimiento en ángulo de motor y tobera, etc. Se basan para del debido control en las llamadas guías inerciales, por radio, radar, etc.

El más perfecto está formado por giroscopios que registran el más mínimo empuje anormal ejercido sobre el cohete, sea de origen local o exterior, y lo comunican a una computadora o circuito dispuesto que a su vez envía una orden respuesta a los motores para que las toberas inclinen las paletas que dirigen el chorro o bien para que se mueva toda la tobera, incluso el motor en ocasiones, y por tanto también el chorro e implícitamente el vector direccional del empuje.

El movimiento en ángulo se realiza en la medida de lo necesario, calculado y ordenado por la computadora, equilibrando así la trayectoria al contrarrestar el empuje anómalo.

Otro sistema utilizado consiste en dotar al cohete de un movimiento de rotación alrededor de su eje longitudinal por medio de pequeños cohetes laterales, procurando un efecto de penetración más equilibrado.

En cuanto a la dirección del cohete existen también varios métodos empleados para todo tipo de cohetes por su misión. Fundamentalmente existen tres tipos de dirección: *autodirigidos*, *teledirigidos* y *balísticos*.

Los últimos no tienen mayor interés astronáutico y no posee sistemas de control que permitan corregir las desviaciones en ruta de su rumbo prefijado. Es el caso típico de un disparo de cañón.

Los teledirigidos son guiados desde tierra por medio de señales ETM, con ayuda de radares por ejemplo hasta el punto deseado.

Un sistema teledirigido, menos utilizado, y solo para el caso de pequeños misiles como los contracarro, es de guía con cable entre el equipo de disparo y el propio cohete.

Para los cohetes autodirigidos, o de guía inercial, se usan a su vez varios sistemas llamados pilotos automáticos. Fundamentalmente, este tipo de cohete corrige su trayectoria por medio de sus propios sistemas sin intervención directa del control de tierra. Uno de estos sistemas consiste en guiarse por alguna referencia terrestre como por ejemplo un emisor de señales baliza predispuesto en un barco u otro sitio, etc. Otra modalidad consiste en guiarse por medio de información que se suministran los radares de los que el ingenio es portador. Del mismo modo, se ejerce guía tomando como referencia las estrellas más brillantes, por ejemplo, o un foco de calor (por IR), y esto se hace con ayuda de células fotoeléctricas.

Existe finalmente otro sistema autodirigido consistente en tomar como referencia la información previa suministrada a un ordenador del propio cohete antes del lanzamiento. Tal información contiene la trayectoria que debe seguir y la misma es contrastada en la dirección por la computadora tomando como datos de posición y velocidad del vuelo real los suministrados por los giroscopios y los acelerómetros, en ambos casos en juegos de 3. Los americanos denominan a la guía inercial por las siglas IG.

Los acelerómetros, también utilizados en las cargas útiles, son sistema de medición por medio de resortes mecánicos de la aceleración, dato necesario para cálculos diversos.

En un caso concreto de cohetes, algunos militares, existe además otro sistema de guía automático mediante una cámara de TV tipo IR instalada en la ojiva o proa y que va protegida por un cristal; la cámara capta el objetivo que es normalmente un vehículo aéreo y lo sigue por el calor que emite, por su motor o aquello que emita energía infrarroja, hasta darle alcance.

El seguimiento desde tierra utiliza radares, si bien los últimos estudios miran al sistema de navegación GPS para sustituir aquellos. Al respecto la USAF ha probado en el ensayo ORS-3 de noviembre de 2013 en un lanzamiento de un cohete Minotaur I, un sistema que es aplicable



también a los misiles; en este caso, el instrumental sustitutorio se incluyó en la cuarta fase del citado vector.

#### = SEPARACIÓN DE FASES.

Por último, en el lanzamiento de un cohete, existe otro factor digno de mención: la separación de fases.

Cuando se agota la primera fase, o fases si van agrupadas, y antes de entrar en acción la siguiente hay que separar la etapa agotada del resto. No obstante, hemos de aclarar que existen ocasiones en las que el encendido de la fase segunda se realiza antes de la separación de la primera; tal sistema se llama FITH, encendido en espacio hermético. Con este método las dos fases por unos instantes funcionan simultáneamente y luego se separan.

Casi todas las etapas van unidas por piezas cilíndricas de acoplamiento llamadas *anillos o secciones intermedias*, que llegado el momento se separan junto a la fase agotada a una orden automática, generalmente hasta medio minuto de la caída de la etapa anterior.

Estos anillos suponen un peso muerto negativo para el empuje pero son necesarias por supuesto dada su misión mecánica de enlace de las estructuras.

Cuando la orden de separación es dada saltan las piezas necesarias como, por ejemplo, dos pares o más pernos explosivos, u otro mecanismo de similar efecto, y se encienden unos pequeños cohetes colocados en la fase agotada con las toberas apuntando en sentido opuesto al que sigue la etapa al objeto de frenarla y facilitar la caída alejándola del resto del cohete.

Tales cohetes de frenado se denominan también retrocohetes; para los americanos, *retrorocket*.

Para la efectiva separación de la fase agotada, la misma suele disponer en cualquier caso en estos retrocohetes el tipo de propulsante sólido en número de dos pares en la parte superior y otros dos en la inferior.

El destino final de las fases agotadas es en el primer medio siglo de historia astronáutica su caída al mar o en zona desértica en el caso de las fases primeras, y el quemado en la reentrada en el caso de las fases superiores. Pero a finales de 2015 una primera etapa del cohete USA Falcon 9 pudo ser recuperada, regresando verticalmente la misma a Cabo Cañaveral con éxito. Tal técnica tuvo un buen número de ensayos previos realizados por el también estadounidense Delta Clipper-X a partir de 1993; tal modelo es participado por la NASA y las principales empresas del sector. En estos casos, en los lanzamientos reales, hay que tener en cuenta que el remanente de propulsante que queda en los tanques tras elevar el resto de fases y su carga útil ha de ser suficiente para la maniobra de aterrizaje; cuando se apura hasta el agotamiento no es posible ya recuperar la fase. Para las etapas superiores, SpaceX estudia en 2018 su recuperación mediante el uso de globos gigantes.

#### - RECUPERACIÓN DE FASES.

La recuperación de la primera fase de un cohete mediante el regreso a tierra tras su funcionamiento tiene su primer desarrollo importante en los EE. UU. con el programa del Delta Clipper, o DC-X, en White Sands, realizado a partir de 1991 por la NASA, el Pentágono, y la empresa McDonnell Douglas. Se prueban los aterrizajes de cohete a partir de 1993, pero el proyecto de tal tipo de nave no sale adelante porque deriva hacia otros que ya no utilizan el aterrizaje con cohete sino el rodado en pista como un avión (X-33 y otros), a su vez también cancelados casi todos. Pero la tecnología del aterrizaje del cohete ya se pone en marcha entonces.

Posteriormente, en la segunda década de este Siglo XXI, se culminan las técnicas y el primero en lograr el aterrizaje con éxito de una fase operativa, o lanzada en vuelo orbital real, es SpaceX, empresa que entabla cierta polémica con otra, Blue Origin, acerca de quién fue el primero en lograrlo. SpaceX probó primero en 2010 con un prototipo llamado Grasshopper que solo ascendió en el mejor de los casos a 1 Km de altitud e hizo 6 vuelos. Luego lo hizo Blue Origin con una nave suborbital en 2013, si bien la misma llega de torno a los 100 Km de altura. Pero el que tendrá al final el éxito operativo, el éxito práctico, con el regreso y recuperación de primeras fases será SpaceX con su cohete Falcon 9.

La fase de un lanzador orbital Falcon 9, una vez agotada, pero no del todo pues aun reserva algo de propulsante para el control en la bajada, comienza a caer de forma dirigida. Va encendiendo motores y corrigiendo trayectoria según el sistema informático ordena y el que toma datos del sistema GPS para saber dónde está y a dónde se ha de dirigir. A la vez despliega unas

aletas de unos 1,2 m por 1,5 m para estabilidad aerodinámica y abre las patas para el aterrizaje en el momento programado. Así, con las patas abiertas, se posa verticalmente en el sitio fijado con toda precisión, sea en la plataforma marina o en el lugar asignado en tierra, que en el caso de los lanzamientos de SpaceX está a 1,5 Km del complejo 36 de Cabo Cañaveral; es un círculo con una equis en centro. En el mar se dispone una plataforma llevada por un buque a varios cientos de Km del punto de partida.

#### = TRAYECTORIA SEGUIDA.

Se decía anteriormente que el lanzamiento era vertical por una serie de necesidades que imponía la atmósfera terrestre, pero luego, a medida que va discurriendo la trayectoria, la densidad aérea deja de percibirse cada vez más y el cohete para llegar a la órbita, aun siendo ésta de las más bajas, comienza a inclinarse siguiendo órdenes automáticas en unos 45 ° de arco entre los 20 y los 45 Km de altura hasta alcanzar la velocidad precisa de satelización. Por supuesto, ello se produce de un modo progresivo trazando un arco. En realidad la inclinación, aunque no se note, comienza ya en las primeras decenas de metros, apenas sobrepasada la torre de lanzamiento, si bien el momento depende del modelo de cohete.

La velocidad de satelización será lograda sobre una mayor altura conocida y marchando paralelamente a la superficie de la Tierra. La inclinación se puede realizar moviendo la tobera o el chorro de la misma en la medida de lo deseado, como una corrección cualquiera.

Cuando el cohete comienza a inclinarse apenas atravesadas las capas aéreas más densas ya ha consumido la mayor parte del propulsante que suele ir en la primera etapa. Los primeros momentos son los de máximo consumo pues es cuando más trabaja el cohete.

Si se inclinara primero no tendría objeto por razones aerodinámicas y porque el peso que aun posee, considerado el propulsante, facilitaría quebrar la estructura del cohete, como ya se mencionó.

Cuando se trata de órbitas de mayor altura la trayectoria inicial suele también ser mucho más tiempo vertical pero no es regla fija. En todos los casos, desde luego se pretende gastar el mínimo de energía posible. De pretender escapar de la gravedad de la Tierra, el lanzamiento puede asimismo ser vertical hasta mucha mayor altura si la operación se ejecuta de un solo paso, pero normalmente se realiza en dos etapas. En la primera se sitúa en órbita normal a la carga útil con un cohete impulsor aun no empleado, y en una segunda se imprime el resto de velocidad necesaria con tal impulsor.

Si el lanzamiento tiene lugar en un planeta o satélite natural, la trayectoria es equivalente y es de considerar su posible atmósfera y gravedad, pero en general puede asegurarse que el trazado es una curva más acusada en el trayecto que de inmediato sigue al primer momento del lanzamiento.

Para el control de la posición, giros de rotación, correcciones de trayectoria, etc., sea en un vuelo balístico o en órbita, el cohete y sobre todo su carga útil, suele disponer de los llamados pequeños motores-cohete, de poco empuje, también denominados motores verniers; suelen actuar unos segundos, pero pueden hacerlo durante incluso algunos minutos.

#### = MISIONES DEL COHETE.

Como ya se indicó, el cohete lleva siempre una carga útil que es la parte destinada a la investigación, transporte u otro fin, sea cápsula tripulada, bomba nuclear, etc., en tanto que el cohete es solo el medio de que se sirve para llevar tal carga al punto preciso que nos cumpla un fin.

A todo el conjunto se le denomina astronave o cosmonave; al cohete además se dice que es el vehículo portador o lanzador.

Podemos dividir a los vuelos espaciales básicamente en dos: vuelos no tripulados y vuelos tripulados por el hombre. En el primer grupo se hallan aquellos en los que en la carga útil no viaja un ser humano y pueden ser a su vez de dos tipos, según sean orbitales terrestres en los que el ingenio o carga se llama satélite artificial y vuelos lunares, planetarios y de órbita solar, o también planetas artificiales o interplanetarios, en los que la carga útil se le denomina ingenio o nave lunar o planetaria o bien sonda automática de un modo general.

Los vuelos tripulados pueden ser: orbitales en rededor de la Tierra, lunares y planetarios, e hipotéticamente estelares, etc. La carga útil en este caso se le llama vehículo espacial y puede estar formado por una cápsula cuando es muy simple y sin autonomía destacable de propulsión, o por varios segmentos o módulos que ya forman un conjunto capacitado para moverse a conveniencia con muchas posibilidades, caso en que se llama nave espacial.

Si la capacidad y tamaño es mucho mayor con autonomía para habitarla por mucho tiempo, medido como mínimo en meses, se le denomina estación espacial.

Como típico ejemplo, se dice de la astronave Apollo que estaba integrada por el cohete Saturn 5 como lanzador, y como carga útil el vehículo espacial Apollo que disponía de 4 módulos (mando, servicio y dos lunares de descenso y ascenso), repartidos en dos naves espaciales, la de navegación principal y la lunar.

De las estaciones espaciales son ejemplo las primeras de la historia astronáutica, la Salyut URSS y la Skylab USA.

Por la carga, según su destino, los cohetes pueden ser de: investigación, aplicaciones, militares y auxiliares.

Estos últimos pueden ser de correcciones de trayectoria, control, booster, salvamento, separación de fases, etc., y suelen ser salvo excepciones de tamaño muy pequeño.

De investigación, además de los cohetes espaciales existen otros como los cohetes sonda pero cuya única misión es la de exploración de, y/o desde, la alta atmósfera por breve tiempo, alcanzando por unos momentos el espacio pero sin destacables posibilidades en relación a los satélites, pues son muy pequeños, portando poco peso en aparatos, y además no son puestos en órbita.

De aplicaciones solo se cuentan los espaciales de satelización alrededor de la Tierra de momento.

Los militares pueden ser de satélites terrestres y cohetes de alcance variable entre algunos kilómetros y miles de ellos, de modo que pueden acceder los más dotados a cualquier lugar del mundo desde cualquier parte. En este último caso, su capacidad es igual a la de los cohetes espaciales. En realidad, se usan en ambos casos en cierto tipo de ellos, convenientemente adaptados a la misión particular. Son en todo caso, unos y otros, los más poderosos.

Los cohetes de investigación o científicos, espaciales y cohetes sonda, y los de aplicaciones, serán los que nos interesen, esencialmente los espaciales en general, de investigación y aplicaciones, por su trascendencia superior a los demás.

Otras aplicaciones del cohete son los vistos aviones-cohete de sistema de vuelo mixto, bombas-cohete, y boosters para estatorreactores no tripulados (drones) y lanzamiento de reactores en portaaviones, etc.

Finalmente citamos un aspecto menos considerado pero que con la proliferación de los lanzamientos irá adquiriendo mayor importancia: el de la contaminación atmosférica derivada de la combustión química de los motores. Los subproductos son en algunos casos irrelevantes, como el agua generada cuando los propulsores son oxígeno e hidrógeno, pero con mucha mayor frecuencia se utilizan keroseno y otros como los sólidos no tan irrelevantes. Los compuestos contaminantes son el CO<sub>2</sub> y sobre todo los óxidos de nitrógeno. Un estudio sostiene que algunos de los compuestos se pueden elevar hasta los 67 Km de altitud en la atmósfera. En el entorno del lanzamiento algunos compuestos contaminarían más de 2 Km<sup>3</sup> de aire con los óxidos de nitrógeno, y depende de los vientos su ubicación inicial y posterior disolución.

## > PREHISTORIA DE LOS COHETES.

Con toda probabilidad los chinos antes de la era cristiana no conocían las leyes que más tarde enumeraría Newton pero sin duda sabían los efectos de la acción y la reacción, así como otros pueblos que construyeron hasta elementales aparatos como la eolipila de Heron que se movía por vapor (siglo I). Lo cierto es que nada fue impedimento para que los chinos se transformaran en los primeros constructores de cohetes.

Los cohetes chinos prehistóricos estaban formados generalmente por una caña semihueca de bambú en la cual se introducía pólvora que al quemar salía con fuerza por un agujero proporcionando así el empuje; por lo común iba unido a flechas, que cualquiera puede imaginar con qué intención, pero lo empleaban también de otro modo no bélico, en sus fiestas.

Ya hacia el año 228 en China acontece la batalla de Cheng Chang en la que se cita la defensa de la ciudad con flechas de fuego, posiblemente referidas a las primeras flechas con pólvora. En cambio, en el año 850 se sabe con mayor certeza que los mismos chinos usaban pólvora y fuegos artificiales.

#### SIGLO X

Así, hacia el año 970, el emperador Tai Tsou disponía de un cuerpo militar con flechas de cohetes para hacer frente a sus enemigos. Y en el 944 la ciudad china de Tzu Tung se salvó gracias a tal método. La pólvora negra (carbón, azufre y nitrato de potasio) es utilizada desde el 904 en la fabricación de armamento pero inicialmente se usó solo como explosivo unido a flechas.

#### SIGLO XI

Un manuscrito chino del año 1.040 o 1.044 sobre técnicas militares, llamado Wu Ching Tsung Yao, hace referencia a la fórmula para fabricar pólvora, el elemento base de los primitivos cohetes, y a las "flechas de fuego rápidas", o *huo-pao-chien*, que hoy interpretamos como primitivos cohetes, aunque quizá fueran solo flechas incendiarias o explosivas. Su autor es Tseng Kung Liang.

#### SIGLO XIII

Otra de las primeras referencias, aunque ya seriamente documentada, la hallamos allá por 1232 en la batalla de Pien Kin (también se dan los nombres equivalentes de Bianjing y Kai-Feng Fu), en la región de Hunan, y donde gracias a cohetes de pólvora unidos a unas flechas incendiarias pudieron los chinos ganarles en parte la partida a los mongoles de Ogotai, el tercer hijo de Genghis Khan, en la ciudad sitiada. Tales flechas fueron llamadas *fei ho tsiang*. La historia se repitió en Shan Shi en 1235.

En 1241 se usaron, posiblemente por vez primera en Europa, por los mongoles contra las tropas magiares en la batalla de Sejo antes de conquistar lo que hoy es Budapest el día de navidad de tal año.

En 1249, un autor árabe haría mención de los citados cohetes chinos que son probablemente utilizados contra la población de Damietta.

Y por la misma época, en 1258 los propios mogoles los emplearían en incursiones ofensivas contra Bagdad el 15 de febrero y en 1274 en la batalla naval de Tsu Shima. También es posible que los utilizaran en Europa, en la batalla de Legnica, hoy Silesia, en 1241. En 1242, en Europa, Roger Bacon logra identificar la composición de la pólvora negra.

El cohete, quizás más perfecto, fue conocido por los bizantinos y más tarde por los árabes que lo usarían contra las tropas francesas de la séptima cruzada entre los años 1248 y 1254.

En tal época, se fijan las obras Liber Ignium (Libro de fuego), que data del año 1250, y Chronique de Cologne, en 1258, en las que se hace mención del cohete.

Hacia 1268 fueron usados por los árabes contra los franceses del rey Luis IX en la séptima cruzada.

En 1271 se utilizan flechas incendiarias propulsadas con cohetes en el sitio de Siang Yang Fu. Y los mongoles de Kublai Khan vuelven a utilizar cohetes en 1275, esta vez contra los japoneses. Al rededor del año 1280 aparece el libro "Liber ignium de comburendos hostes", de Marcus Graecus, dos maneras de hacer cohetes con pólvora.

En 1285, la obra del sirio Al Hassan al Rammah llamada "Kibat al furusiya wal munasab al harbiya" describe la consecución de la pólvora y los cohetes, llamados aquí flechas chinas.

#### SIGLO XIV

Es en este siglo, hacia su mitad, cuando se propaga por Europa occidental el conocimiento del cohete para luego extenderse ya prácticamente por todo el mundo conocido entonces

Entre 1377 y 1389 los coreanos de finales de la dinastía Koryo disponían de las flechas chinas con cohetes en su ejército diseñadas por Choi Mu Son y fueron llamadas “fuego que corre”, o *ju wha*.

También fueron usadas contra la isla de Chrossa en 1379, y en Padua y en 1381 en Bolonia, en la tercera guerra Génova-Venecia, que es donde reciben el nombre de *rochetta* de donde derivará el actual. De la batalla de Chrossa refiere el historiador italiano Ludovico A. Muratori, quien luego se interesará por el cohete estudiándolo.

Un ingeniero alemán, Konrad Keyser von Eichstadt, vislumbra las posibilidades militares del cohete a decir de un manuscrito de 1395 llamado “Bellifortis”, citándose 3 modelos posibles de ingenio.

## SIGLO XV

En 1405, inducidos los constructores por los modelos de Konrad von Eichstadt, se utiliza sobre Frankfurt un cohete.

El italiano Giovanni da Fontana referencia hacia 1420 en su obra “Bellicorum instrumentorum liber” en varias ilustraciones los cohetes como arma militar.

En 1428, en Francia, se tiene noticia del uso bélico del cohete en tiempos de Juana de Arco en la defensa de Orleans.

En 1449 y 1450, el francés Dunois intentó incendiar el sitio de Pont Audemer con cohetes y los usó en la batalla de Formigny.

En 1453, acaba la guerra llamada de los 100 años en cuya fase última se usaron también abundantemente los cohetes.

En 1495 el ilustre Leonardo Da Vinci daba a conocer en su “Codex Madrid I” la idea de lanzar cohetes con cañones en vertical para lograr mayores alturas; el cañón debía lanzar una bala que iba unida al cohete con cadenas y así se pensaba alcanzar una altitud de 5 Km.

En China, hacia 1500, un oficial o noble en tiempos de los Ming llamado Wan-Hu intentó volar sobre un ingenio en forma de silla sobre una estructura de bambú con dos cometas propulsada por 47 cohetes que sin embargo fracasaron estallando y ocasionando la muerte al pionero. Es la primera víctima conocida del afán de vuelo por cohetes, si bien también podría tratarse de una leyenda.

En esta época el uso más preciso del cañón que resultaba más contundente impidió que los cohetes de pólvora fueran desarrollados en los siguientes siglos como arma y paralelamente su uso no se intensificó.

## SIGLO XVI

En 1529, el alemán o austríaco Conrad Hass, oficial de artillería de Hermannstadt (Sibiu, Rumania), en colaboración con otros 2 autores, describe algunos prototipos de cohetes que ya contempla la tenencia de fases y un sistema de estabilización distinto a la vara tradicional. Parece ser que incluso construyó alguno de 3 escalones y que se pudo llegar a lanzar uno en 1550. También propuso adaptar un modelo para llevar una persona. Los detalles están en el llamado Manuscrito Sibiu, escrito en alemán, hallado en 1961 por el profesor Doru Todericiu de la Universidad de Bucarest; en su datación también se citan años entre 1550 y 1570.

En 1547 el alemán Reinhart von Solms lanza cohetes que llevan paracaídas, posiblemente por vez primera.

En 1555 el antes citado Conrad Hass cita “flechas de fuego” suecas que tenían hasta 4 cohetes para lograr mayor distancia.

En 1561 es explicada la forma de hacer cohetes de varias medidas en la obra “Livre de cannonnerie et artifice de feu”.

En 1573 en su obra “Fundaciones” Santa Teresa de Jesús cita el uso de cohetes en las procesiones religiosas.

En 1590 un libro del español Diego de Alaba Viamont cuenta como elaborar pólvora para cohetes y otros menesteres; se tituló “El perfecto capitán instruido en la disciplina militar y la nueva ciencia de la artillería”. Dos años más tarde, otro español y militar, el sevillano de Lebrija Luis Collado, relata el uso de cohetes en las guerras españolas de principios del siglo y hace observaciones técnicas sobre los mismos y su mejora.

En 1591 se publica en Nuremberg el libro de Johann Schmidlap sobre pirotecnia que trata de cohetes y forma de estabilizarlos con una varilla e incluso habla de ciertos cohetes de fases.

En 1597 se publica "Briefve instructions sur le fait de l'Artillerie de France", de Daniel Paverlourt, en el que se mencionan los cohetes franceses.

### SIGLO XVII

Un relato poco fiable en cuanto a veracidad, pero recogido en la obra "Seyahatnames" de Evliya Çelebi, referencia en 1623 el vuelo de un turco llamado Lagari Hassan Çelebi sobre un planeador dotado de 6 cohetes con 24 Kg de pólvora con el que recorre unos 300 metros desde lo alto de un palacio en Estambul.

Hacia 1628, tras finalizarla en 1621, Mao Yuanyi presentaba a su emperador chino Shun Zhi su obra sobre técnicas militares de nada menos que 80 tomos y 240 partes llamado Wubei Zhi o "Tratado sobre preparativos de guerra" en el que se describen los cohetes utilizados con flechas entre otras cosas.

En 1649 se publica la obra de Nathaneal Nye "The art of gunnary" en la que se describen entre otras cosas la fabricación de cohetes de pólvora y su utilización en la guerra.

En 1650 se publica la obra del polaco Kazmierz Sieminowicz "Artis magnae artillariae" que contiene dibujos de cohetes de pólvora de varias fases. Por su interés fue traducido a 4 idiomas.

A partir de ese mismo año, los cohetes son también usados militarmente por los holandeses.

Aun previstas sus posibilidades militares para los siglos siguientes, la eficacia del cohete seguía siendo igual o parecida por entonces a épocas anteriores. Su uso bélico se pone una vez más de manifiesto en la llamada Guerra de los 30 años, en la toma de Philipsburg.

En la primera mitad de MAYO de 1664 se utilizan con profusión cohetes en fiestas en Versalles.

Hacia 1668, el coronel Christoph Friedrich von Geissler experimenta con cohetes en Berlín que pesaban 22 y 54 Kg, más de 10 veces lo normal hasta entonces.

En 1680 Pedro el Grande decidió construir una fábrica de cohetes de todo tipo en Moscú, pero posteriormente es llevada a San Petersburgo.

En 1687 aparece la obra de Isaac Newton llamada "Principios matemáticos de la filosofía de la Naturaleza" en la que establece las bases matemáticas aplicables al movimiento del cohete.

### SIGLO XVIII

En el siglo XVIII hacen mención a las flechas con cohetes chinas algunos misioneros en sus obras, como Antonie Gaubil y Joseph Anne Maria de Moyria de Maillac.

A lo largo del siglo, y ya desde el anterior, se extiende el uso de los cohetes para diversión, fuegos artificiales, etc.

En 1717 el físico francés Edmé Mariotte cree que el cohete no puede ser utilizado en el vacío porque "se apoya en el aire para el avance". Pero un año más tarde, en 1718, John Theophilus Desaguliers expone que la expansión de los gases en el interior del cohete en todas direcciones produce en el lado contrario al de la salida el empuje y por tanto el movimiento.

En 1747 aparece el "Traite de feux d'artifice" de Amedée François Frezier donde se ofrece una idea gráfica de un modelo de cohete de 3 fases para fuegos artificiales.

En 1750 la obra de Perrinet d'Orval "Essay sur les feux d'artifice pour le spectacle et pour la guerre" apunta la doble vertiente de los cohetes: para el espectáculo y la guerra.

En 1761, los hindúes del maharajá Hydar Alí de Mysore con un cuerpo guerrero de 1.200 soldados llegó a derrotar a los británicos en la batalla de Panipat. Se utilizan cohetes de entre 2,7 y 5,4 Kg de peso formados por tubos de hierro enlazados con correas de cuero y dotados de una varilla de bambú para la estabilidad; los mismos alcanzaban hasta unos 900 m de distancia y se lanzaban en tandas de 2.000.

En 1770 alguno de los cohetes antes referidos que había sido capturado es llevado a Londres y son estudiados por el oficial británico Thomas Desaguliers.

En 1771 son lanzados en la localidad francesa de Avignon cohetes que llevan animales pequeños como un perro o un gato, y van dotados de paracaídas para la recuperación.

El éxito hindú con cohetes contra los británicos se volvió a repetir en 1780 y en 1788 crearon un cuerpo de 1.200 coheteros.

En 1784, el 11 de julio, dos franceses prueba a utilizar un globo en propulsión a chorro abriendo válvulas, pero el mismo se incendia y es destrozado.

En 1792 y 1799 las tropas de Tippto Sahib, hijo de Hydar Ali, alcanzarían sobre los británicos la victoria de Seringapatam con un cuerpo de 5.000 hombres dotados de cohetes mejorados; en el último año citado, la batalla sin embargo le cuesta la vida a Sahib. Pero los ingleses asimilarían la derrota perfeccionando los citados cohetes en el taller del Arsenal Woolwich. Libros publicados en 1793 y 1799 respectivamente por el teniente británico Roderick Mackensie y Alexander Diron, apuntan el efecto que les causó a los británicos tales artefactos y el segundo describe detalladamente su configuración.

Uno de estos cohetes de la guerra británica-hindú se conserva en el Real Museo de Artillería de Londres y mide 6,3 cm de diámetro y 25 m de longitud y tenía un alcance de unos 800 metros.

## SIGLO XIX

Uno de los primeros ensayos pacíficos con cohetes, descartado el uso festivo, lo realizaría en 1802 un italiano llamado Claude Fortuné Ruggieri que lanzó algunos ingenios conteniendo ratones y otros pequeños animales. En 1806 lanzó una oveja a 200 m de altura en Marsella por tal medio que fue luego recuperada por medio de un paracaídas.

En la India, los británicos aprendieron la lección de las tropas nativas y se lanzaron a su desarrollo. Tales cohetes británicos fueron perfeccionados por el coronel Willian Congreve (nacido el 20 de mayo de 1772 y fallecido en 1828) y tenían un peso que unos 11, 14,5 y 22 Kg, incluso de excepcionalmente 130 Kg, con una longitud media de unos 5 m, de los que 4 eran de espiga para la dirección. Su diámetro era de unos 10 cm y el alcance de más de 2.700 m en el de 22 Kg. Su forma era cilíndrica, de revestimiento de hierro, acabando en cono o esfera con un pequeño cono adicional y llevaban una carga explosiva o incendiaria. Su funcionamiento era a base de pólvora negra. Se disparaban en batería desde buques y su efecto, más que nada, era psicológico, aunque podían llegar a perforar muros los de 32 libras. Normalmente los cohetes de Congreve eran llevados 300 con 10 caballetes de disparo por 100 hombres y se disparaban 4 por minuto en cada caballete.

Los trabajos de Congreve se realizaron desde 1801 y principalmente en 1804 cerca de Londres, en el arsenal de Woolwich. En 1817 intentó sin éxito estabilizar por rotación un cohete denominado Firebolt, eliminando las tradicionales varillas, y en 1826 el mismo llegó a disparar un cohete de dos fases.

Sir Congreve, además llegó a publicar en 1807, 1817 y 1821, tratados sobre los cohetes por él ideados y registró 16 patentes; el título publicado el primer año citado es "A concise account of the origin and progress of the rocket system", pero evita dar detalles que permitieran fabricarlos.

En la guerra contra Napoleón, en 1805 y 1806 cohetes británicos de Congreve son empleados contra Boulogne; en este último año, el 8 y 9 de octubre fueron lanzados otros del tipo de 14,5 Kg de peso desde 18 barcasas contra tal ciudad, detrás de las tropas enemigas francesas, de modo que fue incendiada.

El 2 y 5 de septiembre de 1807 se emplearon contra Copenhague en ataque devastador desde buques con al menos unos 300 cohetes de Congreve, si bien se han citado varios miles al respecto en datos de dudosa fiabilidad.

En 1810 los cohetes británicos son utilizados contra Cádiz entonces ocupada por los franceses. Y en 1813 contra Leipzig y Danzig. En el primer caso, se emplearon 2.500 cohetes contra las tropas napoleónicas y contra Copenhague se usaron unos 40.000. En las guerras contra Napoleón se usaron desde el año 1812 (en Badajoz y en 1814 en Barcelona por los británicos) e incluso en Waterloo el 18 de junio de 1815 había un cuerpo de coheteros al mando del capitán Whinyates.

En junio de 1811 los suecos prueban cohetes basados en el modelo de Congreve luego de que en 1810 un químico llamado Berzelius recogiera en Copenhague algún cohete británico que no había explotado. El modelo sueco solo alcanza inicialmente 1,5 Km.

En 1812 se constituyó en Francia una comisión para la aplicación militar del cohete luego de que en Sevilla en 1810 intentaran con reducidos resultados copiar un modelo británico.

En 1813 se publica el trabajo de William Moore, de la Academia Real Militar "Treatise on the motion of rockets", tratado donde se explica su matemática dinámica.

Asimismo, se usaron en la guerra contra los incipientes estados norteamericanos, entre 1812 y 1814, en alguna que otra batalla como la de Bladensburg el 24 de agosto de 1814 y luego contra la ciudad de Baltimore el 13 y 14 de septiembre de 1814.

En 1812 se usaron contra Stanbury y en 1814 se emplearon con poco éxito contra Fort McHenry. A raíz de estos ataques a los americanos, en el himno nacional de estos aun perdura una referencia "al rojo fulgor de los cohetes".

En 1817 se realiza la primera prueba en Rusia de un cohete de pólvora en el Laboratorio de Pirotecnia Militar de San Petersburgo y los siguientes años se llegaría a poner en funcionamiento una fábrica de los mismos. Es su importante artífice Alexandr Zasiadko (1779-1837).

En 1819, también los mismos cohetes británicos de Congreve se utilizan contra buques de España en el Callao, Perú, pero sin éxito.

En 1820 se prueban en la Habana cohetes copiados de los de Congreve, pero menores. Los ensayos fueron realizados hasta 1833 y se citan en el trabajo del Marqués de Villuma "Sobre el origen, progreso y estado actual de los cohetes de guerra llamados de Congreve".

En 1825, los holandeses emplean el cohete en su campaña de Indias Orientales y los rusos, por su parte, en el mismo año, prueban en el Cáucaso los cohetes que fabricara el general Alexander Zasyadko, y los cuales más tarde, en 1828 y 1829, son utilizados en la guerra contra los turcos.

En el mismo 1825 se publica el trabajo ilustrado "Traité des fusées de guerre" de Mérignon de Mongéry en el periódico "Journal des sciences militaires des armées de terre et de mer".

En diciembre de 1826, el inglés llamado Robert Bedford instaba al gobierno de Francia para construir un arma de cohetes por él producida y sus servicios fueron aceptados el 11 de mayo del siguiente año. El inglés se afincó entonces en Metz durante 18 años y fabricó 4 modelos cohetes de diverso calibre de entre 2 y 3,5 pulgadas.

En 1828 se utilizan los cohetes de Alexander Zasyadko en la guerra rusa contra Turquía, siendo la primera vez que son operativos para Rusia.

En 1831 un trabajo titulado "Scoperta della direzione del globo aerostatico" de Milinari cita la utilización de cohetes para elevar un globo aerostático.

En 1835 se utilizan en España, en Villamediana y Vendejo entre otros sitios, por parte de las tropas de Isabel II cohetes que fueron comprados en cantidad de 5.000 en Inglaterra por el teniente coronel Núñez Arenas.

En 1840 un especialista angloamericano en cohetes, William Hale, estudia la forma de estabilizar los mismos en el lanzamiento dotándolos de un movimiento de rotación y suprimiendo la antigua varilla estabilizadora. Al cabo de 4 años patentaba su modelo a este respecto. El sistema utilizado primero fue el de agujeros de evacuación del gas interior del cohete, pero dado que perdían de este modo fuerza o empuje utiliza luego 3 aletas en la base de algunos modelos lo que permite a estos una mayor regularidad de vuelo. Los cohetes de Hale tenían un peso de 7,26 Kg y un alcance de 2 a 5,3 Km con ángulo de disparo de 37° y con tiempos de combustión de entre 5 y 10 seg.

En 1841, un inglés llamado Golightly fijó bajo patente una creación de cohete que se propulsaba con un líquido cuyo carácter desconocemos.

En 1846 los cohetes de W. Hale son utilizados en la guerra de los Estados Unidos contra México, siendo autorizado el 4 de diciembre el uso de una brigada de 150 coheteros con 50 de sus artefactos. En el mismo año C.G. Ehrenberg propone utilizar cohetes para mover un tipo de aeronave.

En 1847, los americanos atacan con unos 2.000 cohetes a Veracruz, el 24 de marzo y 8 de abril, y Chapultepec, en su guerra con México.

En el mismo 1847 el que fuera general ruso Constantino Constatinov comenzó a trabajar en materia de grandes cohetes, realizando estudios no desdeñables sobre los mismos.

En 1850 fueron utilizados los cohetes franceses de Robert Bedford en Argelia. Tales ingenios también serían luego usados en la guerra de Crimea, Solferino, Marruecos y China entre 1853 y 1860. Los cohetes españoles usados en Marruecos eran comprados a los británicos y estaban al cargo de la artillería al mando del capitán Miguel de Orus.

En 1854 y 1855, en la citada guerra de Crimea, los rusos emplean para defender Sebastopol cohetes muy perfeccionados por el general Konstantin Ivanovich Konstantinov (1818-



1871), director de la fábrica de cohetes de San Petersburgo, que a la sazón escribió además el tratado LOS COHETES DE GUERRA. Este hombre, que había estudiado en la Escuela de Artillería hasta 1836, enseñó cohetaría a oficiales rusos de tal arma entre 1859 y 1861 y estableció varias características del cohete: aerodinámicas, empuje, cálculos diversos, etc. Realizó además experimentos y pruebas de alcance con los mismos, que llegaban a caer hasta 5 Km del lugar de partida. También los ingleses atacaron por su parte utilizando 382 cohetes sobre Sebastopol y más aun sobre Eupatoria. El 28 de mayo de 1855 en la repetida guerra de Crimea los cohetes se utilizaron masivamente por última vez en mucho tiempo. La mayor precisión de la artillería tradicional los relegó.

En 1855, el coronel británico Boxer creaba un cohete para desplegar cuerdas o cables en grandes distancias.

En la Guerra de Secesión norteamericana se usaron por ambos bandos. Se utilizaron en 1862 en las batallas de Gaines Mill, Franklin y Charleston, y en 1864 en Cole's Island, Carolina del Sur.

En 1863, Charles de Louvrié propone una aeronave movida por un cohete de petróleo vaporizado, abundando dos años más tarde en la idea.

Hacia 1867, el cuerpo de coheteros austriaco es deshecho por los prusianos.

En 1870 el general ruso Ivanin propone el uso de cohetes con alas para dotarlos de más alcance.

En 1871 se supo por el Graphic londinense del fracasado intento de vuelo de un cohete tripulado por un tal Delaware que, tras ascender a una altura, cayó estrellándose y muriendo en el impacto-explósión.

En 1872 la empresa sevillana Pirotecnia Militar moderniza las instalaciones para la fabricación de cohetes de pólvora.

En julio de 1880 S. Nezhdanovsky propone utilizar cohetes en aeroplanos.

En 1881, los rusos vuelven a usar los cohetes en el Turquestán.

En 1885, L.M.E. Audot Andor redacta un tratado titulado "El arte de los fuegos artificiales", citando en el mismo la forma de adaptar paracaídas a los cohetes para su recuperación.

En 1886 en San Petersburgo el ingeniero Evald prueba aplicar cohetes a un aeroplano.

En 1892, la novela de Verne FACE AU DRAPEAU cita un cohete que se lanza desde un submarino, siendo la primera aparición escrita de tal idea. Se dice que el protagonista de la novela, Thomas Roch, estaba inspirado en el químico Eugene Turpin que, encarcelado bajo la acusación de divulgar secretos sobre seguridad nacional, se había interesado también por los vuelos siderales con cohetes.

En 1893, el primero de julio, Alexander Graham Bell prueba un aeroplano impulsado por un cohete en Nueva Escocia que vuela 20 m alcanzando 10 m de altura.

En 1895, según afirmación propia (diario El Comercio de Lima de 7 de octubre de 1927), el peruano Pedro Eleodoro Paulet, nacido en 1875 en Arequipa, dispone en París el primer cohete de propulsión líquida a base de agua oxigenada y gasolina, el cual desarrolla un empuje de 60 Kg y pesaba 2,5 Kg. Sin embargo, no es reconocido tal cohete como el primero de este tipo por falta de pruebas contrastadas con tal afirmación.

A partir del mismo 1895, en la guerra de Cuba los rebeldes nativos del general Collanzo usaron 500 cohetes comprados en Florida que eran de aluminio y llevaban una carga de dinamita, modelo de diseño originario del francés Couspiere. Los españoles también pretendieron el uso de 10 baterías de 200 cohetes en tal campaña.

En 1900 el artillero ruso Mikhail Mikhailovich Pomortsev propone a sus superiores 18 modelos de diverso tipo relacionados con cohetes, tal como 6 de cohetes con alas y otros con diversos medios estabilizadores.

## SIGLO XX

Posteriormente, en la I Guerra Mundial, solo fueron empleados militarmente por Francia contra los zeppelines alemanes, aunque también por todos para señalización y diversión táctica. Luego, ya en la Segunda Guerra Mundial, su utilización militar revestirá un grado de perfección muy superior.

Antes de la II Guerra Mundial, iniciada en 1939, sin que las experiencias tengan trascendencia mayor, cabe citar los automóviles movidos por cohetes de Sander y Max Valier, en 1928 y 1930 respectivamente. Los primeros intentos de Sander y Fritz von Opel llegaron a lograr

velocidades de más de 200 Km/h pero al final fracasaron como también los de Max Valier que llegó a perecer en una prueba.

Del mismo modo, hubo ensayos con cohetes, por aquél entonces, con bicicletas y planeadores.

En realidad, los cohetes nunca fueron muy estimados militarmente hasta finales de la II Guerra Mundial debido a la aparición muy anterior de los cañones estriados, entonces más precisos que los aun poco evolucionados cohetes. Así pues, salvo esporádicas ocasiones como las citadas cuyo efecto, ya indicado, era más que nada psicológico.

Su uso, además de las fiestas populares en costumbre que pervivirá hasta nuestros días, por lo demás se extiende en salvamento, mediante lanzamiento de cabos en naufragios, cosa que se hace desde el siglo XVIII, señales luminosas, lanzamientos contra nubes en agricultura, comunicaciones entre puntos geográficos con transporte de correspondencia con paracaídas, etc.

Por otro lado, los propulsores empleados como la pólvora o derivados más o menos eficaces, no ofrecen muchas posibilidades.

Las únicas novedades que se incluyeron en los cohetes antes de principios del siglo XX fueron la citada colocación de los alerones y unas hélices que la parte de salida de gases al objeto de lograr mayor estabilidad y lograr un poco de exactitud en el impacto deseado.

En cuanto a innovaciones de sistemas efectivos de alcance, hacia la segunda mitad del siglo XIX se ideó posiblemente por vez primera en plan serio un primitivo cohete de fases que se separaban al agotarse por medio de una pequeña explosión que además servía para encender la etapa siguiente. Pero no llegó a realizarse.

El perfeccionamiento llega a principios del siglo XX cuando la inclusión por vez primera de los propulsores líquidos proporciona a los cohetes una nueva técnica y más perfectas estructuras que van a permitir alcanzar velocidades desconocidas e incluso entonces insospechadas salvo por los 4 "locos" de turno que se habían explayado en la incipiente ciencia ficción de la época.

En las décadas de los 30, 40 y 50 del veloz siglo XX, los cohetes pasan por su época de más intenso perfeccionamiento y desarrollo. Ello dará lugar a que sus aplicaciones posteriormente se extenderán a los campos astronáutico, investigación atmosférica, militar, comunicaciones, etc., etc.

#### > COHETES PRECURSORES.

El desarrollo de los cohetes astronáuticos surge de tres frentes distintos, el americano, el soviético y el alemán, si bien en este último caso, pese a ser el más avanzado e importante, fue absorbido por los otros dos, como perdedor de la segunda guerra mundial.

#### = GODDARD.

En realidad, la historia de los cohetes modernos comenzó el 16 de marzo de 1926 en Massachussetts, USA, con el lanzamiento del, así reconocido, primer cohete de propulsante líquido por parte de R. Goddard. El cohete cuyos propulsores eran LOX y petróleo alcanzó una velocidad de 102 Km/h y recorrió 56 m en 2,5 seg a una altura máxima de 12,5 m. Medía 3,4 m de longitud, pesaba 2,6 Kg sin propulsante, y estos suponían 4,6 Kg más, y tenía parte de los motores sobre los tanques de propulsante.

El mismo Goddard puso a punto algunos años después otros cohetes más perfectos de 4,5 m de longitud y 38 Kg de peso en vacío que alcanzaron hasta casi 3 Km de altitud y una velocidad de 800 Km/h primero y 1.120 Km/h posteriormente (1935).

Este frente de investigación USA no progresó por motivos económicos, de la crisis que se atravesó en los tiempos posteriores a la I Guerra Mundial y el aislacionismo con que Goddard trabajó, principalmente a partir del momento en que fue ridiculizado por la prensa.

Pero había otros dos frentes de investigación: el ruso del grupo GIRD y el alemán; sobre todo el alemán.

#### = LOS RUSOS DEL GIRD.

A mediados de la década iniciada en el año 1930, también en la URSS se ensayaban cohetes bastante perfeccionados. El primer cohete URSS de propulsante líquido lanzado con éxito fue el GIRD-9 de 2,4 m de longitud y 19 Kg de peso. Cohetes idénticos que luego serían perfeccionados llegarán a alcanzar en 1934 hasta 1.500 metros de altura.

Hacia 1936 el GIRD-5, también llamado Aviavinto, alcanzó unos 5 Km de altura y aun se llegaron a lograr con posterioridad unos 8 Km. Estos cohetes funcionaban con gasolina y LOX y pesaban cerca de los 100 Kg el que más. Hacia 1933 usaron también keroseno y ácido nítrico.

El GIRD-9 tenía 18 cm de diámetro y llevaba 5 Kg de propulsante gasolina enfriada y oxígeno líquido. El modelo logró el 17 de agosto de 1933 logró 400 m de altitud aunque falló pues se esperaba que llegara a los 5 Km. Se construyeron entre 1933 y 1934 nueve unidades del modelo, de los que uno llegó a 1,5 Km de altura.

El modelo GIRD-10 pesaba 29,5 Kg y desarrollaba 38 Kg de empuje durante 22 seg o quizá algo menos, funcionando con LOX y alcohol. Medía 2,2 m de longitud, 18 cm de diámetro.

#### = LOS ALEMANES CON VON BRAUN.

En 1937, los alemanes, tercer frente de investigación, se hallaban trabajando en los cohetes de la serie llamada A, principalmente los A-2 y A-3 que ya anteriormente habían ensayado junto a otros. Los cohetes A son realmente los precursores de la mayoría de los usados por las potencias mundiales a partir de la II Guerra Mundial.

El A-1 fue creado en Kummersdorf y funcionaba con LOX y alcohol (al 75 %) bajo presión de nitrógeno líquido; el tiempo de funcionamiento era de 16 seg creando casi 300 Kg de empuje. Pesaba unos 150 Kg y medía 1,2 m de longitud con 30 cm de diámetro. No llegó realmente a ponerse a punto, fallando en las pruebas por su falta de estabilidad y propensión a explotar como ocurrió en repetida ocasión. Creado entre 1931 y 1933.

El A-2 era una variante del anterior. Disponía de un giroscopio mejor situado, medía 1,6 m de altura, tenía 30 cm de diámetro y funcionaba con LOX y alcohol también. En el primer éxito logró 2,2 Km de altura.

El A-3, puesto a punto en Peenemunde, funcionaba también con los mismos ergoles que la A-1. Medía 7,55 m de longitud con 76 cm de diámetro y pesaba unos 880 Kg, inicialmente 740 Kg. Proporcionaba un empuje de 1.497 Kg funcionando durante 45 seg y consiguiendo un alcance de 17,7 Km y una altura de unos 12 Km; no lograba, no obstante, la velocidad del sonido. Llevaba paracaídas para su recuperación y se lanzaba en posición inclinada. Se hicieron solo 3 disparos y no logró volar con éxito efectivo nunca.

Todos estos cohetes pasaban el propulsante a la cámara de combustión con un sistema de presión a gas.

#### - LA V-2.

Hacia 1942 se probaba el A-4, más conocido por V-2, empleado por los alemanes contra el enemigo aliado. Familiarmente, los técnicos que la fabricaban le llamaron el "pepino", debido a su forma y su color verde oliva. Fue el cohete más poderoso y perfecto de los hasta entonces aparecidos y precisó de unas 60.000 modificaciones sobre el original A-4. A continuación, y antes de seguir, se enumeran en cifras las características principales de la V-2:

Altura.....	14,05	m	Presión en la cámara.....	15,5	Kg/cm <sup>2</sup>
Diámetro máximo.....	1,68	m	Velocidad de exhaustación	2.000	m/seg
Peso total.....	12.600	Kg	Velocidad máxima real....	1.610	m/seg
Peso de propulsores..	8.585	Kg	Razón de masas.....	3,138	
Peso en seco o vacío..	4.015	Kg	Alcance máximo real.....	350	Km
Peso de la carga útil.	1.000	Kg	Empuje.....	25-28	Tm
Piezas de que constaba	20.000		Funcionamiento.....	60-70	seg

Su envergadura era de 3,65 metros en la base, donde poseía 4 alerones en cruz. El alcance teórico fue fijado en 650 Km pero en realidad no pasaba del ya indicado y la velocidad máxima teórica se cifró en 2.300 m/seg. Su potencia, de unas 25 Tm, tenía un equivalente de 650.000 CV. La carga útil, de una tonelada, estaba integrada principalmente por 750 Kg explosivo TNT y nitrato de amonio (ematol) alojado en la ojiva.

De los 8.585 Kg de propulsante, 4.970 Kg eran de LOX, 2.700 de alcohol etílico y 900 en agua que servía para refrigerar y mover las turbinas que llevaba; el impulso específico era de 210 seg. Funcionaba a razón de 125 litros de propulsante quemado por segundo. Además disponía de 15 Kg de permanganato de calcio.

De su peso en seco de 4.015 Kg, además de la tonelada de carga útil explosiva, 935 Kg correspondían al peso de la cámara de combustión y sistema de suministro, 740 Kg suponían los tanques de propulsante y 1.340 Kg al restante conjunto del cohete.

La cámara de combustión era de 92 cm de ancha y 40 cm en el cuello de la tobera.

El propulsante era enviado a la cámara de combustión por 2 bombas centrífugas accionadas por una turbina de 700 CV de potencia movida por vapor que provenía de la reacción de permanganato de calcio sobre agua oxigenada; estos dos compuestos se hallaban comprimidos. Sus paletas giraban a razón de 4.300 vueltas/min. Gas nitrógeno, también comprimido, penetraba en los tanques de los citados compuestos y los trasladaba por presión a la cámara de vaporización. Allí, los fluidos, al mezclarse producían una reacción de descomposición de la que se desprendían gases a 425°C que acelerados movían las paletas de la turbina y ésta a su vez a las bombas que llevaban el propulsante a la cámara de combustión.

A los tres segundos de funcionamiento, éste alcanzaba su máximo.

El LOX lo canalizaban 12 inyectores a la cámara, en tanto que el alcohol antes de ser inyectado por 7 conductos al mismo recinto pasaba alrededor del mismo para refrigerarlo.

El cohete disponía de giroscopios para y paletas de grafito para el control de dirección de la propulsión, así como componentes eléctricos para los ensayos en los que un sistema transmitía datos teleméricamente.

En el lanzamiento, la V-2 ascendía con un ángulo de 80° de inclinación, es decir, casi verticalmente. Entonces el chorro de gases que de la tobera salían se extendía en 30 metros de largo. A los 4 seg estaba a 100 m de altura para inclinarse entonces progresivamente hasta unos 43° al llegar a los 40 seg, en que alcanzaba ya unos 30 Km de altura. Luego se le agotaba el propulsante, alcanzando la velocidad máxima que era aproximadamente de 5.800 Km/h sobre una altura de unos 95 Km de techo y a los 65 seg de vuelo por término medio; el techo teórico se situó en los 120 Km.

A partir de aquí, la V-2 marchaba horizontalmente por unos momentos para luego caer en su trayectoria inercial hacia tierra con ángulo de 75° y a una velocidad de unos 4.000 Km/h.

Finalmente se producía el impacto, a los 5,2 min de vuelo, entre unos 340 y 360 Km como máximo del punto de partida. La primera V-2 lanzada alcanzó solo 191 Km.

El objetivo lo alcanzaba la V-2 con dificultad, errando como máximo en el tiro en unos 7 Km. El impacto era realizado a una velocidad de 2.810 Km/h, superior a la del sonido, lo que impedía su detección y por tanto avisar de su llegada, y provocaba un cráter de unos 20 a 25 metros de diámetro y 10 o 12 de profundidad. La aceleración máxima o número de ges conseguidas era de 5.

El fracaso del impacto de una V-2 era de un 22 % lo que no está tan mal, desde el punto de vista técnico, claro está, considerando la novedad que suponía. A veces, ocurría que la explosión de la carga era prematura, debido al calentamiento por la aerofricciones, y no llegaba al suelo. Sus efectos, en realidad, no fueron muy superiores a los de la V-1, las llamadas bombas volantes.

La fabricación de la V-2 se realizaba en partes en diversas fábricas como la Zeppelin y la Ernst Heinkel. En total, el cohete constaba de unas 20.000 piezas aproximadamente. Para la construcción de una V-2 eran necesarias unas 5.000 horas y el costo ascendía a unos 375.000 marcos, unos 17.877\$. A vista de este costo y los resultados, era menos rentable que un bombardero; según datos americanos (David Irving) la V-2 costaba 144.000 marcos, que era 1/6 parte de un bombardero, pero mientras que el cohete solo tenía un uso (con 1 Tm de explosivo) un B17 realizaba numerosas misiones y llevaba 2 Tm de bombas a más distancia, como mínimo hasta unas 5 veces más.

Se lanzaron con éxito en total 3.745 V-2 de las 5.789 construidas, se lanzaron 3.225, empleándose militarmente 3.165 con éxito. El último V-2 lanzado lo fue por los americanos, tras la guerra, el 10 de septiembre de 1.952.

Derivándose inmediatamente del A-4 o V-2, se realizaron innumerables cohetes, después de la gran guerra, pero anteriormente los propios alemanes hacia 1944 desarrollaron algunos

como el A-4B que constaba de 2 fases; la primera era una A-4 con alas y la segunda era un A-9 que luego veremos.

Del A-4B se construyeron solo 6 unidades, dos de las cuales se probaron para realizar varios estudios aerodinámicos; con las alas se esperaba darle mayor alcance en planeo y la posibilidad de ser tripulable. Alcanzaba el cohete una velocidad máxima de 2.350 Km/h y una distancia en planeo de 450 Km. No se hizo versión militar del mismo.

Otro cohete derivado de la A-4 fue el Wasserfall o C-2 que tenía un sistema de guía por radio y llegaría a constituirse así en el primer cohete antiaéreo, lo que más tarde sería un misil tierra-aire.

El A-5, otro cohete alemán, era un A-3 perfeccionado y destinado al estudio de sistemas de guía para aplicar al A-4. Llevaba una cúpula con 2 paracaídas para su recuperación y podía ser llevado bajo la panza de aviones Me-115. Estos paracaídas se abrían luego de alcanzar la altura máxima. Su empuje era de 1,5 Tm. Se ensayaron con éxito, entre 1939 y 1940, 25 A-5. Su sistema de control se efectuaba con giroscopios que controlaba el movimiento de paletas que orientaban la dirección del chorro de gases del motor.

El A-6 no fue desarrollado. Preveía el uso de nuevos propulsores.

El A-7 era un modelo a perfeccionar para lograr el A-9 derivado a su vez de la A-5. Uno de los prototipos sería el primer cohete aire-tierra/aire, para lanzar desde un avión hacia otro o a tierra, pero cuyo éxito no se vio realizado. Llevaba alas y medía 6,5 m de longitud, 70 cm de diámetro, pesaba 790 Kg, tenía un empuje de 1,5 Tm y era lanzado desde aviones a unos 10 Km de altura.

Otro de los prototipos del A-7 nacido, no llegó nunca a ponerse a punto.

El A-8 estaba planeado para superar el A-4 del que se derivaba, pero tampoco se llegó a desarrollar. Para el mismo, se preveía usar ácido nítrico y un derivado del petróleo como propulsores que se hubieran podido consumir en 1,5 min, proporcionando un empuje de casi 30 Tm. El alcance teórico era de 500 Km, su peso de 22 Tm, la altura de 16,5 m, el diámetro de 1,65 m y el funcionamiento de 1,6 min.

Otro cohete alemán era el A-9 cuyo desarrollo no se culminó. Debía de haber sido más perfecto que la V-2 y el alcance estaba cifrado en nada menos que 800 Km. Previsto desarrollar a partir de 1945 habría alcanzado una velocidad de casi 10.000 Km/h y debería de haber dispuesto de alta en delta. Pero aun había más...y es que se le podía haber colocado como segunda fase del A-10 en un conjunto autocontrolado en la primera etapa y dirigido en la segunda a partir de los 200 Km de vuelo en que se separaría. El A-9 habría sido un cohete basado en la V-2 o A-4, con 14,2 m de altura, 1,68 m de diámetro, 3,2 m de envergadura, 16,26 Tm de peso, de ellas 3 Tm de peso en seco, un tiempo de funcionamiento de 1 min 55 seg y un empuje en el vacío de 29,44 Tm, o 25,4 Tm a nivel de mar, logrado con un motor de LOX y alcohol, de 220 seg de impulso específico a nivel de mar.

El también proyectado y no desarrollado A-10 habría tenido 20 m de altura, 4,1 m de diámetro, 9 de envergadura, 69 Tm de peso, de ellas casi 17 Tm de peso en vacío, 235 Tm de empuje en el vacío, un tiempo de funcionamiento de 55 seg con un motor que habría consumido también LOX y alcohol con impulso específico de 210 seg a nivel de mar.

Con los A-9 y A-10 que los alemanes tenían en cartera y que no llegaron a ver la luz, habrían podido constituir el primer cohete intercontinental. El A-9 habría ido como segunda fase, con lo que el alcance hubiera llegado a ser de 4.400 Km!, tras 35 min de vuelo. Como primera fase lograría 4.320 Km de alcance. En conjunto, las características planeadas para la A-10 con la A-9 eran las de un cohete de peso al despegue 86,6 Tm y altura total de unos 35 m. El despegue estaba previsto ser ayudado con boosters que se hubieran separado a los 175 Km de vuelo.

Aun más, los ingenieros de Peenemunde imaginaron los proyectos A-11 y A-12 sobre el A-10/A-9 para la satelización ya de 27 Tm de peso. Con este cohete, como se indica no desarrollado porque todo el esfuerzo fue concentrado en la V-2 en las circunstancias de la guerra cuyo rumbo ya era negativo por entonces para Alemania, A. Hitler hubiera podido bombardear Norteamérica, razón probablemente por la que se le llamó también el cohete América.

El A-11 hubiera tenido 3 fases, un peso de 855 Tm, un empuje de 1.286 Tm, 13,5 m de diámetro, casi 55 m de altura y su capacidad le hubiera permitido satelizar en 180 Km de altura cargas de 1,7 Tm. La primera fase hubiera sido de 20,7 m de longitud, 13,5 m de diámetro, 770 Tm de peso y llevado 34 motores en total. La fase segunda y tercera hubieran sido respectivamente el Ha-10 y el Ha-9.

El A-12 fue estudiado por von Braun más tarde, a finales de los años 40 y principios de los 50, y lo concibió como un cohete de 3 fases, de 6.361 Tm de peso y 12.700 Tm de empuje, de 80,6 m de altura y 20 m de diámetro y 60 de envergadura. Sus propulsores habrían sido WFNA y UDMH. En la primera fase hubiera podido llevar 51 motores, 34 en la segunda y 5 en la tercera, siendo respectivamente los pesos totales de 700, 70 y 22 Tm, y las alturas de 36,5, 20,7 y 23,4 m; el tiempo de funcionamiento de las fases sería sucesivamente de 1 min 24 seg, 2 min 4 seg y 1 min 24 seg.

Concluida la gran 2ª contienda mundial, tanto soviéticos como norteamericanos, acaparadores principales del botín de guerra, se apoderaron de los cohetes alemanes al objeto de estudiarlos, perfeccionarlos y desarrollar sobre ellos nuevos y más poderosos modelos. El cohete que inspirará a casi todos los posteriores será la V-2, que resultó realmente el cohete más logrado de la historia para aquellos tiempos.

### > COHETES PRECURSORES AVANZADOS

Una vez finalizada la segunda guerra mundial, los tres frentes de desarrollo de cohetes, el alemán, el ruso y el americano, se redujeron a dos principales, el ruso y el americano, si bien entonces otros países, como Francia, Gran Bretaña y alguno otro, iniciaron sus investigaciones de igual modo pero a escala más reducida. Tanto americanos como soviéticos se apropiaron de los especialistas alemanes y material de los mismos.

### = URSS. LA SERIE DE COHETES R.

El constructor soviético S. Korolev adaptó hacia 1947 sobre un V-2 alemán un modelo denominado propio y así se crea el primer modelo R-1 (en ruso P-1), que significa Cohete 1 (Rocket 1). En el grupo de Korolev estarían Glushko, Barmin, Pilugin, Kuznetsov y Ryazansky. Aunque estos cohetes fueron planificados como misiles, fueron la base fundamental de los cohetes cosmonáuticos soviéticos.

El modelo R-1, o 8A11, era pues prácticamente una V-2 con algunas pequeñas modificaciones y se construyó en Podlipki a partir de 1948 y en Dnepropetrovsk a partir de orden emitida el 1 de junio de 1951, comenzando en el año siguiente el trabajo y prolongándose hasta 1954; dentro del secretismo soviético, la planta de producción figuraba como de "automóviles". El R-1 pesaba 12,8 Tm, de ellas 4.065 Kg sin propulsores y 483 Kg de carga útil. Medía 14,27 m de altura y 1,7 m de diámetro con una envergadura de 3,6 m, tenía un alcance de 270 Km y portaba cabeza atómica; en altura llegaba a los 77 Km y el vuelo duraba unos 5 min. Su motor fue denominado RD-100, pesaba 885 Kg, medía 3,7 m de altura y 1,7 m de diámetro y estaba fabricado por Glushko sobre la misma V-2 con desarrollo entre 1947 y 1953. Funcionaba consumiendo LOX y alcohol al 75 % durante 1 min 4 seg y proporcionaba 27,68 Tm de empuje; el impulso específico a nivel de mar era de 199 seg. La primera prueba fue realizada el 17 de septiembre de 1948 en Kapustin Yar. En el lanzamiento, el cohete se desvió 50º, perdiendo el control. En la segunda prueba también falló pero en la tercera, el 10 de octubre de 1948 funcionó correctamente y fue a caer a 288 Km al este del punto de partida; el 31 de octubre siguiente volvió a ser lanzado pero ahora con éxito en su misión. De un total de 12 unidades del R-1, se lanzaron 9 y fallaron 2 en Kapustin Yar. Fue desplegado para el ejército soviético a partir del 30 de noviembre de 1950. Su denominación occidental fue el de SS-1 Scunner.

El primer objetivo del modelo R era ser misil militar, pero también empezó a ser usado para la investigación a la vez como cohete sonda. Así se tomaban datos atmosféricos y apareció el modelo R-1A para alcance de 100 Km en altitud. Su primera prueba como tal se realizó el 21 de abril de 1949, pero el primer vuelo efectivo fue el 7 de mayo siguiente. Como misil, pesaba 13,9 Tm, medía algo más, y podía llevar una cabeza atómica.

Luego llegó el R-2, otro misil desarrollado también modificando la V-2 alemana, requerido en 1946 para tener mayor alcance, hasta 2.400 Km, según las necesidades expuestas por la Fuerza Aérea soviética; sin embargo, tal aspiración aun habría de esperar. También fue producido en la planta de Dnepropetrovsk. Los estudios recuperaron los planes de las A-9 y A-10 alemanas y se consideraron hasta 150 mejoras en la V-2. El resultado es un misil de 590 Km de alcance que tenía 17,65 m de altura, igual diámetro que la V-2, 20,4 Tm de peso total, 4,53 Tm de peso en seco, y 1,5 Tm de carga útil que era una cabeza atómica. Su precisión en

profundidad, baja, era de 8 Km, y de 4 Km en los flancos del objetivo. El nuevo motor fue llamado RD-101 y quemaba una mezcla de alcohol con agua al 8% (un 7% menos que la V-2) como combustible; tal motor es de 37,2 Tm de empuje y funcionaba durante 1 min 15 seg; tal motor fue puesto en servicio en 1953 y pesaba 1,18 Tm, medía 3,4 m de altura y 1,7 m de diámetro. El cohete alcanzaba una altura en vuelo de 171 Km y una velocidad máxima de 2.175 m/seg. Su vuelo duraba unos 7,5 min. El primer lanzamiento se realizó en Kapustin Yar el 21 de septiembre de 1949. La primera prueba del modelo en serie se hizo el 26 de octubre de 1950. Fue denominado por los americanos SS-2 Sibling.

El R-3 también perfeccionado sobre los cohetes alemanes y fue planeado por Korolev sobre el R-14 de planificación de los especialistas alemanes retenidos por los soviéticos en Gorodomlya, con inicio del diseño a partir de abril de 1948 con el objetivo de conseguir un misil de 3.000 Km de alcance llevando 3 cabezas atómicas de 1 Tm. Pero en 1949 el proyecto fue cancelado. Habría tenido 27,1 m de altura, 2,74 m de diámetro, 65 Tm de peso, de ellas 59 de LOX y Keroseno que habría quemado durante 2 min 4 seg en un motor produciendo un empuje de 140 Tm en el vacío.

El R-4, ideado por Alexei M. Isaiev, se crea entre 1952 y 1953; llevaba como propulsores ácido nítrico y keroseno.

El cohete R-5 fue construido hacia 1952, derivando también de la tecnología del cohete alemán V-2. Tenía 28,57 Tm de peso, de ellas unas 23 Tm de propulsores, 22,1 m de altura, 2,6 m de envergadura y 1,65 m de diámetro, constituido en una sola fase. Entre sus numerosas novedades en adelantos tecnológicos, citamos que se utilizaron por vez primera tanques de propulsores de aluminio, mucho más ligeros que los anteriores de acero, aletas aerodinámicas más pequeñas, y oxígeno líquido como comburente. El nuevo motor es el RD-103 o 8D71 y el empuje ascendía al partir a 43,86 Tm; tal motor fue desarrollado desde 1947 y puesto en servicio en 1953 y tenía 3,1 m de alto, 1,65 m de diámetro y un peso de 870 Kg. Su alcance real era de 1.200 Km con carga de 710 Kg con lo que se convirtió en el primer misil estratégico de la URSS. Su primer lanzamiento se realizó en Kapustin Yar el 15 de marzo de 1953, efectuando luego nuevos disparos de prueba el día 18 siguiente, el 2, 8 y 24 de abril de 1953, 12 de agosto de 1954, 31 de enero de 1955, 11 de enero de 1956 y 9 y 20 de febrero del mismo año; todos en Kapustin Yar. En este último disparo se ensayó con una carga que produjo una explosión nuclear en Kara Kum, Aral. Fue denominado por los americanos SS-3 Shyster.

El cohete R-7 fue el más importante de la familia, se constituyó en el primer misil intercontinental de la URSS y del mismo se hace más amplia referencia en un apartado más adelante. Fue desarrollado desde 1947 y su primer lanzamiento se hizo en 1957.

El R-8 se quedó el proyecto y estuvo a cargo de Glushko.

El R-9 fue probado por vez primera en Baikonur el 9 de abril de 1961, teniendo la siguiente prueba el 27 de octubre de 1962. Fue conocido en Occidente como misil Sasin o SS-8, y su desarrollo lo hizo el equipo de Korolev. Tenía 2 etapas, una altura de 21,6 m, un diámetro de 2,7 m, un peso de 77,5 Tm y un empuje inicial de 140,57 Tm. La primera fase, de 14,6 m de altura y 61,6 Tm de peso, llevaba 2 motores RD-111 que funcionaban durante 1 min 48 seg consumiendo 57,6 Tm de LOX y Keroseno; el RD-111 tenía 2,3 m de altura, 1,4 m de diámetro y pesaba 1,48 Tm. Tal fase también fue denominada 8K77 Blok A. La segunda etapa tenía 7 m de altura, 2,7 m de diámetro, 15,9 Tm de peso, y funcionaba durante 2 min 20 seg consumiendo en 4 motores RD-106 unas 13,5 Tm de LOX y Keroseno, proporcionando 31 Tm de empuje en el vacío; el motor RD-106 fue desarrollado desde 1959.

El R-10 fue proyectado por el equipo de Gröttrup hasta el 1 de septiembre de 1947 y tenía 14,2 m de altura, 1,6 de diámetro, 18,4 Tm de peso y un empuje de 31,9 Tm; funcionaba con LOX y alcohol.

El R-11 se lanzó por vez primera en Kapustin Yar el 18 de abril de 1953 y dio lugar al misil Scud. Fue el primero en utilizar keroseno y ácido nítrico. Se cita con mayor amplitud en misiles.

El R-12 (8K63), finalizado el 1 de marzo de 1949 su diseño por el equipo de Gröttrup, tuvo su primer disparo en Kapustin Yar el 12 de julio de 1957 tras ser aprobado el proyecto el 13 de febrero de 1953. Otras pruebas sucedieron el 15 de septiembre de 1957 para probar su lanzamiento desde un silo, el 31 de octubre de 1961, también en Kapustin Yar, y el 1 de noviembre de 1962 con una carga nuclear que se hizo explotar en Semipalatinsk. De una sola fase, medía 18 m de altura, 1,6 m de diámetro, 1,8 m de envergadura, y pesaba 34,61 Tm, de ellas 31,8 Tm de RFNA y Keroseno que quemaba en 4 motores RD-212 posiblemente durante 1

min 48 seg produciendo un empuje de 63,78 Tm al partir. Tenía un alcance de 1.500 Km con carga de 390 Kg, pudiendo llegar a unos 2.400 Km con menos peso. Volaba durante 11,8 min, tocaba techo en los 398 Km y la velocidad máxima alcanzada era de 3.530 m/seg. Su precisión era de unos 5 Km. Fue llamado por los americanos misil SS-4 y fue el misil llevado a Cuba en tiempos del presidente Kennedy que provocó la famosa "crisis de los misiles".

El motor R-13 fue diseñado por el grupo del alemán Gröttrup, labor que finalizó el 1 de junio de 1949. Tenía un alcance de unos 120 Km.

El R-14 tendría una sola fase. Fue proyectado por el equipo de Gröttrup en 1949 para tener un peso total de 70,85 Tm y de 7 Tm en seco, 23,7 m de altura, 2,74 m de diámetro, y de propulsantes LOX y alcohol que habría quemado durante 1 min 23 seg en un motor RD-102 posiblemente, creando un empuje de 39,6 Tm al partir. El llamado proyecto R-14, hubo de precisar del diseño de rampas subterráneas y toda clase de infraestructuras para el propulsante, etc. El diseño se retocó y concluyó en febrero de 1950. El motor elegido para el R-3 sería el RD-110 con un empuje de 120 Tm. El mismo tuvo durante su desarrollo, entre 1950 y 1951, problemas por la presión y temperatura engendradas y no pasó las pruebas, así que se evolucionó hacia el modelo llamado R-3A, con el que también hubo dificultades y no resultando práctico o eficaz para las pretensiones militares. De tal modo hubo que reconfigurar parcialmente el cohete hasta considerar la dotación de una segunda fase. Korolev discutió con los militares sobre los problemas encontrados y finalmente, en 1952, el proyecto fue anulado. El R-14 se ensayó en primera ocasión el 30 de septiembre de 1959 en Kapustin Yar para los militares.

El R-15 fue diseñado por el equipo de Gröttrup en 1949 para impulsar un avión que volara a unos 12 Km de altitud.

El R-16, también llamado Ciclón 1 y SL-11 por los americanos, tras ser desarrollado entre 1956 y 1961 por Yangel y su equipo, fue probado en Baikonur el 2 de febrero de 1961 pero su primer vuelo efectivo tuvo lugar 20 días más tarde, el día 22 pues. El 5 de abril siguiente volvió a ser lanzado y el 1 de septiembre del mismo año, con excepcional anuncio soviético, fue probado con misil intercontinental. Tenía un alcance de 12.000 Km y estaba constituido por dos fases, midiendo en total 29 m y 3 m de diámetro; pesaba 137 Tm y su empuje al partir era de 226,5 Tm. La primera fase tenía 16 m de altura, pesaba 110 Tm, de las 100 Tm de UDMH y ácido nítrico con NO<sub>2</sub> que se consumían en un motor 8D712 durante 1 min 46 seg; el impulso específico era de 246 seg a nivel de mar. El citado motor 8D712 pesaba 490 Kg y medía 2,2 m de altura y 2,8 m de diámetro. La segunda etapa tenía 13 m de altura, 2,4 m de diámetro, y pesaba 27 Tm, de ellas 24 Tm de los mismos propulsantes que la primera que se gastaban durante 2 min 31 seg produciendo un empuje en el vacío de unas 45 Tm con un motor 8D713; tal motor tenía 2 m de altura, 2,2 m de diámetro, y pesaba 333 Kg.

Un modelo más tardío, no puesto en servicio, fue el R-26. Habría sido un misil de 12.000 Km de alcance llevando 1,5 Tm de carga. De 2 etapas, su altura sería de 23,73 m y el diámetro de 3 m. Su peso sería de 85,5 Tm y el empuje al partir de 119,83 Tm. Características de la primera fase: altura 15 m, peso 60,3 Tm, peso en seco 3 Tm, propulsantes UDMH y RFNA, tiempo de funcionamiento 2 min 40 seg, impulso específico 251 seg a nivel de mar y un motor 8D721. Características de la segunda fase: altura 8,7 m, diámetro 2,4 m, peso 25,2 Tm, peso en seco 2,5 Tm, propulsantes UDMH y RFNA, tiempo de funcionamiento 2 min 40 seg, impulso específico 251 seg a nivel de mar, empuje en el vacío de 43,65 Tm.

#### = USA. EL WAC-CORPORAL.

Uno de los cohetes desarrollados por los americanos al final de la 2ª gran guerra fue el WAC-Corporal que con una V-2 de primera fase, el 24 de febrero de 1.949, fue lanzado para el llamado proyecto Bumper logrando un récord de resonancia al alcanzar los 402 Km de altura. El disparo tiene efecto en White Sands, Nuevo Méjico, donde fueron a parar muchas de las V-2 capturadas.

El cohete estaba formado por 2 fases, con un total de 18 m de altura, siendo la primera fase una V-2 ligeramente perfeccionada y la segunda un cohete Corporal de origen USA derivado de los Private; estos últimos eran de 2,44 m de altura, 227 Kg de peso, de ellos 27 de carga útil, 18 Km de alcance, que funcionaban durante 30 seg.

El Corporal tenía 5,75 m de longitud, 38 cm de diámetro, unos 5.445 Kg de peso y una envergadura de 2,13 m. Funcionaba con ácido nítrico y anilina en un motor Ryan. Con un empuje



teórico de 10 Tm y real de 9 Tm, su alcance era de solo unos 150 Km, lograba un techo de 80 Km y una velocidad máxima de 3.700 Km/hora. Disponía de un motor auxiliar de propulsante sólido. Su disparo se llevaba a cabo al lado de una torre de 12 m de altura. El empuje era de 10 Tm teóricas, 9 Tm reales. Se desarrolló entre 1944 y 1945 por el Instituto Tecnológico de California.

En el conjunto de dos fases, con la V-2, a los 32 Km de altura alcanzaba una velocidad máxima, acabándose entonces el propulsante. A los 33 Km de altura, volando a 1.800 m/seg, se encendía como 2ª fase, separado ya del V-2, que funcionaba durante 40-45 seg para seguir luego en trayectoria inercial durante 90 seg hasta alcanzar la altura récord de 402 Km y caer después durante 12 min a 136 Km de la rampa de partida. La velocidad máxima lograda fue de 8.286 Km/hora y la V-2 ascendió inercialmente hasta los 161, cayendo luego a 32 Km de la rampa de partida. Estos corresponden al vuelo llevado a cabo el 24 de febrero de 1949, en el 5º lanzamiento.

Los lanzamientos del cohete se realizaron en 8 ocasiones entre el 13 de mayo de 1948 y el 24 de julio de 1950, resultando fallidos 3 y parcialmente 2.

En 1954, este cohete teledirigido se convirtió en el primero balístico del Ejército USA. Se lanzaron en total 8, de ellos los 2 últimos se dispararon en el entonces nuevo Cabo Cañaveral. La fabricación es participada por la Firestone.

Anteriormente, al término de la II Guerra Mundial, los americanos habían desarrollado los cohetes Private, de propulsante sólido, de 16 Km de alcance tan solo, y que resultaba un cohete muy pequeño. Como el anterior Corporal, fue desarrollado por el JPL.

Los americanos, paralelamente al Corporal, desarrollaron además otros cohetes como el Viking y el Aerobee, de similares caracteres en cuanto a envergadura y potencia.