



PROPULSIÓN POR REACCIÓN

PROPULSOR COHETE

Por el Teniente Coronel J. PAZÓ, Ingeniero aeronáutico.

En los artículos que siguen, además de la descripción de las soluciones prácticas hasta ahora realizadas, exponemos los fundamentos teóricos de la propulsión por reacción, algunos con la vaguedad e incluso con la falta de rigor en algunas hipótesis, consecuencia natural de una técnica que comienza.

El objeto que nos ha guiado en ellos no ha sido desarrollar teoría alguna original, sino elevar la línea de tierra de nuestros técnicos sobre esta materia y despertar la curiosidad de los que se preocupan de los problemas de la Aeronáutica en esta nueva y cada día más tentadora dirección.

Con gran satisfacción veremos muy pronto en estas páginas una valiosa aportación científica sobre este tema. Se trata de un estudio teórico interesantísimo sobre las posibilidades de la propulsión por reacción, bajo el punto de vista termodinámico, desarrollada con su habitual claridad por el eminente físico español don Julio Palacios.

Para evitar el confusiónismo de palabras y aun de conceptos a que la definición de la propulsión por reacción ha dado lugar, insistiremos de nuevo sobre este punto.

Se incurre frecuentemente en el error de suponer que el movimiento del cohete es producido por la reacción de los gases de salida sobre el medio ambiente, conforme a la conocida ley de Newton.

Este concepto es inexacto, ya que las experiencias del profesor Goddard, del Clark College (Estados Unidos), no

ofrecen lugar a duda de que este movimiento se verifica también en el vacío.

El principio de la acción y la reacción no debe verse, pues, entre el móvil y el fluido exterior, sino dentro del móvil mismo, entre éste y la masa de los gases eyectados.

Se acostumbra también a agrupar para su estudio dentro de la denominación de propulsor cohete a los dos tipos siguientes: cohete de combustible sólido o cohete explosivo, y cohete de combustible líquido, utilizando como comburente el

aire atmosférico. Creemos mucho más preciso el concepto que se ha expuesto al comienzo del primer capítulo, o sea, aplicar sólo la palabra cohete al propulsor que, cualquiera que sea el estado y naturaleza del explosivo o combustible, es indiferente su funcionamiento del medio en que se des- plaza, reservando, por analogía con el motor ordinario de combustión interna, la denominación de motor de reacción exclusivamente al caso de utilizar el aire atmosférico como comburente.

En los conceptos de cohete y motor de reacción es también interesante aclarar que mientras aquél puede alcanzar, como veremos más tarde, velocidades superiores a la de salida de los gases, en el motor de reacción, por el contrario, la velocidad del móvil está prácticamente limitada a la velocidad de eyección, pues pasando entonces el aire a través del avión sin producir más tracción que la pequeña *mv* de la masa de combustible, el rendimiento del motor sería insignificante.

EVOLUCION HISTORICA DEL COHETE

La Historia no nos ha legado el nombre del inventor del cohete. Algunos historiadores atribuyen a los chinos, 3.000 años a. de C., coincidiendo con la aparición de la pólvora, su conocimiento y empleo.

Muy posteriormente y con el nombre de "Flechas de China" (que corrobora su origen), fueron empleados por los árabes para fines de guerra. El escritor árabe Hassan el Rammah Nedschm-eddin describe en el año 1285 la utilización en la guerra del cohete como proyectil. Jaime I, el Conquistador, los utilizó también en el sitio de Valencia (año 1288) para lanzar a distancia materias inflamables, por cuya razón se les denominó "fuego volador".

Con objeto de aumentar su radio de acción, De Fontana, en el año 1420, ideó el primer cohete con alas, utilizando incluso palomas vivas, a las cuales sujetaba cohetes incendiarios provistos de una larga mecha. Por este medio logró incendiar los campamentos de los sitiadores de la ciudad de Saaz en la guerra de los católicos contra los partidarios del reformador Juan Huss.

La III Ley del movimiento, descubierta por Galileo y anunciada por Newton (1700), sobre la acción y la reacción, dió lugar a que algunos físicos de aquella época intentasen construir vehículos movidos por este principio. Entre éstos merece citarse Gravensande, que intentó en 1721 propulsar un coche por la reacción de varios chorros de vapor de agua.

En la India (1766 a 1800) fueron usados como arma de guerra, en donde el Príncipe Tipu Sahib llegó a tener cinco mil raqueteros utilizando como arma cohetes metálicos de tres a seis kilogramos de peso.

El Coronel inglés Congreve, a su regreso de la India, en donde conoció su empleo en el sitio de Seringapatem (1799), mejoró notablemente sus características, llegando a conseguir en 1805 alcances comprendidos entre 2.500 y 3.000 metros y cargas explosivas arrojadas de 12 a 48 libras, compitiendo de este modo con la mejor artillería de aquella época. Su mayor éxito lo consiguió incendiando la plaza fuerte de Boulogne con 200 cohetes disparados desde barcos. Al año siguiente (1807) incendió Kopenhague con el mismo medio.

La superioridad del cohete sobre el proyectil de artillería, demostrada por Congreve, animó al Rey de Inglaterra a fundar el gran Laboratorio pirotécnico de Woolwich y a crear unidades especiales que utilizaban cohetes de nueve libras y 1.200 yardas de alcance, y que hasta el año 1885 subsistieron en diversos sitios del Imperio, sobre todo en las colonias, donde la artillería de cierto calibre era difícil de transportar.

Una brigada inglesa de artillería de esta clase decidió, por la sorpresa de su empleo en la guerra con los Estados Unidos, la batalla de Bladensburg, y con ello, la rendición e incendio de Wáshington.

Austria y Prusia, siguiendo los éxitos de Congreve, formaron también cuerpos de raqueteros, que contra Italia y Hungría (1848 y 1849) mostraron una gran eficacia.

Su precisión fué aumentada considerablemente con el cohete rotativo, ideado en 1846 por el norteamericano William Hale y usado posteriormente en la artillería austríaca. El cohete carecía de cola, y los gases, saliendo por unas ranuras helicoidales, imprimían a éste el giro suficiente alrededor de su eje para estabilizar la trayectoria.

Pocos años antes de la guerra de 1870 los grandes progresos de la artillería clásica eliminaron casi totalmente el cohete como arma, quedando reducido su empleo, hasta fines de la guerra de 1914-18, a misiones de señales, empleo en ciertas regiones agrícolas para combatir las nubes de granizo y como lanzacabos en el salvamento de barcos.

Los trabajos del profesor R. H. Goddard, del Clark College (Worcester, Estados Unidos), y del profesor Oberth, en Rumania, a partir del año 1919, dieron un fuerte impulso a la técnica del cohete con el estudio de explosivos líquidos.

No obstante los progresos obtenidos en su estudio y fabricación, los primeros ensayos para utilizar el cohete como elemento propulsor, en competencia con los medios ordinarios de locomoción, no se verificó hasta el año 1928, en que el ingeniero austríaco Max Valier y el constructor alemán de automóviles Von Opel ensayaron con éxito el primer automóvil cohete, al que siguió, después de numerosos ensayos con plataformas de ferrocarril y trineos, el primer vuelo con propulsor de esta clase, que fué realizado por el alemán F. Stamer, profesor del Centro de Vuelo a Vela de Rhön-Rossiten (Wasserkuppe), en un planeador "Ente", provisto de dos cohetes de pólvora "Sander", desarrollando una tracción de 40 kgs. Este primer vuelo se realizó el 11 de junio de 1928, con una duración de vuelo de ochenta segundos.

EL PROPULSOR-COHETE EN EL MOMENTO ACTUAL

Aunque su origen, como acabamos de ver, se remonta a la antigüedad, y en mayor o menor escala ha sido empleado en todas las épocas, puede decirse que la aplicación de sus grandes posibilidades corresponde a la guerra actual, en donde este medio de propulsión ha llegado a adquirir un insospechado desarrollo.

Su uso frecuente como proyectil de artillería, e incluso como armamento aéreo para sustituir en algunos casos con

ventaja al cañón, le abre un amplio horizonte en este sentido.

Aparte de esta interesante contribución al desarrollo del armamento futuro de los aviones, tema que trataremos con cierto detalle en capítulo posterior, tres aplicaciones importantes ha tenido recientemente el propulsor-cohete en Aviación, a saber: como bomba de reacción o bomba volante, como medio para acelerar el despegue y como propulsor mismo del avión.

Antes de entrar en la descripción de los dispositivos actualmente empleados, comenzaremos por estudiar los fundamentos teóricos de la propulsión-cohete y el rendimiento que de él puede esperarse.

FUNDAMENTO DEL PROPULSOR-COHETE

La explicación del retroceso experimentado por el cañón en el momento de producirse el disparo es el ejemplo más corrientemente expuesto sobre el principio de la acción y la reacción, consecuencia de la III ley de Newton.

Si llamamos M y m las masas del cañón y proyectil, y v y V sus correspondientes velocidades, el principio anterior nos permite establecer la conocida igualdad de las cantidades de movimiento:

$$M v = m V.$$

Es interesante hacer notar que, análogamente a lo dicho al comparar el propulsor de reacción con el sistema motor-hélice, el proyectil ordinario adquiere su velocidad máxima en la boca del cañón, a partir del cual la gravedad y la resistencia del aire tienden a disminuirla. El cohete, por el contrario, va acelerándose continuamente, y su velocidad, muy reducida al principio, adquiere su máximo valor al consumir por completo su carga eyectiva.

En el mismo principio anterior se basa el movimiento del cohete. Si llamamos, por ejemplo, m la masa de gases eyectados y C su velocidad, y M y V la masa y velocidad del cohete, análogamente al ejemplo del cañón,

$$M V = m C,$$

o sea:

$$M d V = C d m,$$

considerando la velocidad de eyección C prácticamente constante por depender sólo de la naturaleza del explosivo y de la forma del conjunto cámara de combustión-difusor.

Prescindiendo de la resistencia del aire, la integración de esta ecuación nos permite determinar la velocidad final adquirida por el cohete:

$$V = C \log \text{nat.} \frac{M_0}{M}, \quad (3)$$

en la cual M_0 es su masa inicial y M la del cohete vacío, o sea, una vez agotada toda su carga eyectiva.

Esta expresión nos permite conocer también la impor-



Despegue por propulsión a reacción de un bombardero norteamericano.

tante relación entre la masa total del cohete y la masa del explosivo necesario para obtener una velocidad final determinada, pues

$$\frac{M_0}{M} = e^{\frac{v}{C}},$$

siendo $e = 2,7182\dots$ la base de los logaritmos naturales.

Según esto, si deseamos un cohete que alcance la velocidad C de salida de los gases, su peso total debe ser 2,718 veces el peso del cohete vacío, o sea, contener el 63,2 por 100 de materia explosiva.

Análogamente, para $V = 2 C$ y $V = 3 C$, la relación de pesos será de 7,4 a 1 y de 20,1 a 1, o sea, que el 86,4 por 100 y el 95,2 por 100, respectivamente, deben ser reservados en el cohete al peso del explosivo.

Aplicando lo anteriormente dicho al caso de la bomba-cohete alemana "V-2", con los datos hasta ahora conocidos de: peso total, 12.000 kgs.; peso del explosivo (alcohol y oxígeno líquido), 8.500 kgs., y velocidad C de salida de 3 kms. por seg. (*), obtenemos para velocidad máxima alcanzada por dicha bomba (prescindiendo de la resistencia del aire):

$$V = 3 \log \text{nat.} 3,42 = 3 \times 1,229 = 3,687 \text{ kms.} \times \text{h.}$$

La expresión anterior $V = C \log \text{nat.} \frac{M_0}{M}$ nos indica que para aumentar la velocidad del cohete para igual ren-

(*) Este valor de C de 3 kms. por seg. lo hemos obtenido partiendo de la expresión adoptada por el profesor Saenger para rendimiento térmico del cohete:

$$v = \left(\frac{C}{C_i} \right)^2$$

(que hemos supuesto comprendido entre 0,50 y 0,60), y en el cual C_i es la velocidad de salida teórica de la mezcla de alcohol-oxígeno líquido, de valor

$$C_i = \sqrt{2 L} = 4 \text{ kms. por segundo.}$$

($L =$ Poder calorífico de la mezcla alcohol-oxígeno líquido.)

dimiento aerodinámico debemos obrar, bien aumentando la relación $\frac{M_o}{M}$ o incrementando la velocidad de salida de los gases C.

Con los materiales actualmente utilizados no puede pensarse, suponiendo todo el espacio útil del cohete reservado a la materia explosiva, en una relación $\frac{M_o}{M}$ superior a 10, que corresponde a una velocidad máxima de 2,3 veces la velocidad de eyección (*).

Respecto al aumento de C, estudiaremos a continuación los dos factores que sobre ella influyen, a saber: la naturaleza y preparación del explosivo y la forma y disposición del sistema cámara de combustión-difusor.

MEZCLAS EXPLOSIVAS UTILIZADAS EN EL PROPULSOR-COHETE

El explosivo para el cohete se usa, en general, o en estado sólido o en estado líquido. La forma gaseosa, por el peso elevado de los depósitos donde habría que comprimirla, la hacen prohibitiva para este empleo.

La primera condición exigida a una mezcla explosiva para cohete es un gran poder calorífico, ya que la velocidad de salida de los gases de la combustión es proporcional a su raíz cuadrada.

Es necesario también una alta constante del gas, pues de este modo se necesita una menor temperatura, y como consecuencia, una menor presión en la cámara de compresión para una velocidad de salida de gases determinada. Este detalle es muy importante, ya que la presión y la temperatura en la cámara de combustión no pueden ser muy grandes, por exigir la ligereza del cohete paredes de espesores reducidos.

EXPLOSIVOS SOLIDOS

Cualquier pólvora utilizada en artillería como carga de proyección puede ser utilizada en el propulsor-cohete.

Por su facilidad de obtención y manejo, la pólvora negra ha sido la más frecuentemente empleada hasta ahora.

Las pólvoras modernas, de análoga seguridad de manejo y, sin embargo, de superiores características, no sólo por su composición química, sino también por su preparación mecánica, tienden a sustituirlas en la fabricación del cohete de explosivo sólido.

En la tabla I se indican las principales características de las comúnmente usadas.

Es interesante observar en ella la influencia de la densidad de carga en la presión de explosión. Las grandes presiones necesarias y el peligro de explosión consiguiente, no aconsejan pasar del valor 1,80 a 1,85 como densidad máxima de carga. (Las empleadas normalmente en Artillería son de 0,4 a 0,7 en los cañones, y de 0,7 a 0,85 en el fusil.)

(*) Más adelante veremos que por medio del "cohete múltiple" puede pasarse de esta velocidad límite.

T A B L A I

	Pólvora negra	Pólvora del tipo EC	Algodón pólvora	Pólvora del tipo Cordita	Pólvora del tipo Balística
Poder calorífico cal/kg.	685	830	1.100	1.290	1.400
Volumen específico en ls. ...	285	920	859	840	999
Temperatura de explosión en °c.	2.770	2.400	2.710	2.900	3.300
Volumen de explosión en ls.	3.177	9.008	9.386	9.763	12.957
Peso específico en kgs/l. ...	1,65	1,56	1,50	1,64	1,6
Presión de explosión en atmósferas.	»	»	»	»	»
Densidad de carga = 0,1 ...	336	542	1.061	1.098	983
» » » = 0,2 ...	708	1.217	2.343	2.351	2.174
» » » = 0,3 ...	1.123	2.077	3.921	3.947	3.650
» » » = 0,4 ...	1.587	3.211	5.912	5.640	5.523
» » » = 0,5 ...	2.112	4.779	8.802	7.829	7.982
» » » = 0,6 ...	2.708	7.082	12.000	10.560	11.350
» » » = 0,7 ...	3.393	10.800	17.020	14.060	16.240
» » » = 0,8 ...	4.201	17.870	21.810	21.520	24.030
» » » = 0,9 ...	5.126	36.250	38.500	25.270	38.310
» » » = 1,0 ...	6.236	»	»	35.010	»
» » » = 1,6 ...	29.340	»	»	»	»
» » » = 2,4 ...	»	»	»	»	»

EXPLOSIVOS LIQUIDOS

En general, puede afirmarse que a pesar de la mayor facilidad de manejo que las pólvoras ofrecen y de la mayor sencillez del propulsor-cohete que su empleo permite, las mezclas explosivas líquidas, por su mayor poder calorífico, tienden a sustituirlas en el cohete moderno. A esto hay que añadir su mayor aptitud en el avión propulsado por este medio para regular el consumo y con ello variar la tracción o suprimirla a voluntad del piloto, de análogo modo al motor ordinario.

Según Stettbacher, el ozono con el hidrógeno constituyen la mezcla explosiva más adecuada bajo el punto de vista de poder calorífico (4.500 cal /kg.).

Las mezclas de O. e H. han sido también estudiadas con este fin por los profesores Goddard y Oberth e ingeniero Pirquet, habiendo obtenido los resultados que en la tabla II se consignan.

A causa de su mayor velocidad de eyección, la mezcla correspondiente al 100 por 100 de exceso de H., o sea, la constituida por cuatro partes en peso de H. y 16 partes de O., parece la más apropiada.

T A B L A II

Mezclas de H. y O.		Peso específico	Volumen de 1 kg.	Peso molecular	Temperatura de explosión — Grados	Valor de C sin difusor	Valor de C con difusor
0 % de exceso	2 H ₂ + O ₂	0,423	2,365	18,00	6.650	2.444	4.535
50 % »	3 H ₂ + O ₂	0,334	2,995	12,60	4.920	2.535	4.718
100 % »	4 H ₂ + O ₂	0,281	3,555	10,00	3.930	2.545	4.725
150 % »	5 H ₂ + O ₂	0,246	4,065	8,40	3.275	2.535	4.718
200 % »	6 H ₂ + O ₂	0,221	4,530	7,33	2.820	2.530	4.710
300 % »	8 H ₂ + O ₂	0,188	5,320	6,00	2.180	2.450	4.560
500 % »	12 H ₂ + O ₂	0,151	6,630	4,67	1.510	2.315	4.315
1.000 % »	22 H ₂ + O ₂	0,116	8,620	3,45	850	1.990	3.700
1.500 % »	32 H ₂ + O ₂	0,102	9,810	3,00	588	1.800	3.345
2.000 % »	42 H ₂ + O ₂	0,095	10,530	2,76	449	1.645	3.060

El fenómeno de disociación, al producirse por las elevadas temperaturas existentes en la cámara de combustión, limita, por la absorción de una parte de la energía calórica de la mezcla, la velocidad de salida de los gases.

Esta pérdida máxima en la mezcla de dos partes de H. y 16 de O. es dependiente de la temperatura y presión de la cámara en la proporción siguiente:

Para 1 atmósfera y 2.000° de temperatura absoluta.....	0,59 %
» » 2.500° » »	3,98 %
» » 3.000° » »	12,00 %
» » 3.500° » »	27,00 %

Al aumentar la presión, las pérdidas de calor por disociación disminuyen notablemente; por ejemplo, para una presión de 10 atmósferas, se reducen a la mitad. Este medio, sin embargo, no puede emplearse en el cohete más allá de cierto límite, pues nos exponemos a elevar su peso muerto al reforzar las paredes de la cámara de combustión.

Por su elevada constante ($R = 420,6$) y su gran calor específico (3,41) el hidrógeno en exceso ofrece grandes ventajas, pues no sólo disminuye considerablemente la pérdida del calor por disociación al rebajar, como observamos en la tabla II, la temperatura de explosión, sino que hasta cierto límite eleva la velocidad de eyección.

En la práctica estas mezclas de H. y O. no han podido, hasta ahora, ser utilizadas con éxito en la propulsión-cohete, a causa de la dificultad de mantener el H. en estado líquido (*) y la gran cantidad de O. que para su combustión completa necesita (ocho veces su peso).

Esta es la razón de haberse recurrido, a pesar de su menor energía calórica, a los combustibles líquidos, tales como el petróleo y el alcohol etílico, que necesitando una menor cantidad de oxígeno (3,5 veces su peso el primero y 2 veces el segundo), ofrecen en este sentido mayores posibilidades prácticas.

Por esta causa, y para lograr una mayor relación $\frac{M_o}{M}$ entre sus masas inicial y final, compatibles con la carga explosiva a transportar, la bomba cohete alemana "V-2" utiliza la mezcla alcohol-oxígeno líquido, cuyo poder calorífico de la mezcla es de 1.970 cal/kg. y su velocidad teórica de eyección de 4.000 metros por segundo.

El oxígeno líquido ofrece como comburente las mayores ventajas, pues aunque su punto de ebullición es muy bajo (-183°), lo que obliga a usar depósitos muy bien aislados térmicamente, su pequeño peso específico (1.143 kilogramos-metro cúbico), y, sobre todo, su buen comportamiento ante metales como el cobre, el plomo y el aluminio le hacen por ahora insustituible para estos fines.

El ozono líquido, sin embargo, a pesar de sus mayores ventajas como oxidante y de tener un punto de ebullición

más alto (-112°), no puede emplearse a causa de su acción corrosiva sobre los metales corrientes.

Entre las soluciones que se han propuesto para evitar la disminución de rendimiento térmico a causa de las pérdidas de calor por disociación, citaremos, por considerarla de gran interés, la propuesta por el alemán doctor E. Münder, que consiste en disociar la mezcla explosiva antes de entrar en la cámara de combustión. Como en el proceso exotérmico que se produce en la parte posterior de dicha cámara es devuelto el calor de disociación, pretende con ello aumentar la energía cinética de los gases de eyección.

La disociación la verifica haciendo pasar la mezcla antes de la cámara de combustión, a través de un arco voltaico con electrodos de wolfram, sobre los cuales actúa una corriente de hidrógeno y oxígeno.

RENDIMIENTO TERMICO TEORICO DEL COHETE

La evolución termodinámica en la cámara de combustión, suponiendo ésta adiabática y a presión constante p_c , viene dada por la expresión

$$L = \int_{T_a}^{T_c} C_p dT,$$

en la cual T_a y T_c son las temperaturas de admisión y combustión, respectivamente, y C_p el calor específico a presión constante de los gases quemados.

La temperatura T_e de los gases de escape, una vez expansionados adiabáticamente en la tobera desde la presión de combustión p_c a la presión de escape p_e , viene dada por la fórmula corriente

$$T_e = T_c \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = T_c \frac{1}{\lambda^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}, \quad (4)$$

siendo γ la relación de los calores específicos $\frac{C_p}{C_v}$ de los productos de la combustión y de valor 1,41 para gases biatómicos, y λ el grado de expansión en la tobera.

Si suponemos que el valor medio de C entre T_a y T_e es análogo al valor medio entre T_c , t , T_e , hipótesis admisible por ser ambas temperaturas T_a y T_e muy pequeñas con relación a la de combustión T_c (*), y prescindimos del trabajo de compresión, tendremos, para valor del rendimiento térmico del cohete adiabático perfecto:

$$\eta_t = \frac{\int_{T_e}^{T_c} C_p dT}{\int_{T_a}^{T_c} C_p dT} = \frac{T_c - T_e}{T_c - T_a} = \frac{T_c}{T_c - T_a} \left(1 - \frac{1}{\lambda^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right), \quad (5)$$

que varía en el mismo sentido que el grado de expansión de los gases en la tobera.

(*) El margen entre el estado gaseoso y el estado sólido del H. líquido es de -252° a -259° C.

(*) Por ser T_e muy diferente de T_a para valores de λ inferiores a 100, esta hipótesis sólo la admitiremos para relaciones de compresión superiores a esta cifra.

DETERMINACION DE LA VELOCIDAD DE SALIDA DE LOS GASES

Suponiendo el cohete moviéndose en régimen permanente, y llamando S_e la sección de salida de la tobera (fig. 7), y p_e la presión en S_e , el principio de la conservación de la energía nos permite establecer que

$$\frac{C^2}{2} = (V + p v)_e - (V + p v)$$

en la cual V y V_e representan las energías internas del explosivo antes y después de la combustión.

Esta expresión no es otra que la diferencia de entalpía $i_e - i$, de los gases, antes y después de la transformación supuesta adiabática, y, por consiguiente, igual al traba-

jo efectivo dV , es porque en el mismo tiempo ha soltado hacia atrás, a la velocidad C , una masa tal que

$$- dM \cdot C = m dV.$$

La velocidad C no es otra cosa que la velocidad de salida de los gases o velocidad de eyección, que supondremos constante. La masa dM es la masa eyectiva $\frac{G}{g} dt$ (prescindiendo de los productos sólidos de la combustión).

Por consiguiente,

$$m \frac{dV}{dt} = - \frac{G}{g} C.$$

que es, precisamente, la fuerza que empuja al cohete hacia adelante, y que representaremos por T .

La tracción será, pues:

$$T = m C, \tag{7}$$

que se evalúa, generalmente, en kilogramos.

Siendo $m = \rho_e S_e C$,

$$T = \rho_e S_e C^2 = 2 \rho_e S_e \mu_t L = m \sqrt{2 \mu_t L}. \tag{8}$$

La densidad ρ_e de los gases de escape viene dada por la ecuación de estado

$$p_e \left(\frac{1}{\rho_e} - \alpha \right) = R T_e, \tag{9}$$

siendo α el covolumen y R una constante.

Si en la expresión $T = 2 \rho_e S_e M_t L$ sustituimos a μ_t por su valor (5) y a ρ_e por su valor deducido de (9 y 4), obtendremos, despreciando el covolumen:

$$T = \frac{2 S_e M_t L}{\alpha + \frac{R T_e}{\rho_e \lambda \frac{\gamma-1}{\gamma}}} = 2 \frac{\rho_e S_e L}{R (T_e - T_a)} \left(\lambda \frac{\gamma-1}{\gamma} - 1 \right);$$

o bien, como

$$C_p = \frac{L}{T_e - T_a},$$

$$T = 2 \frac{\rho_e S_e}{R} C_p \left(\lambda \frac{\gamma-1}{\gamma} - 1 \right). \tag{10}$$

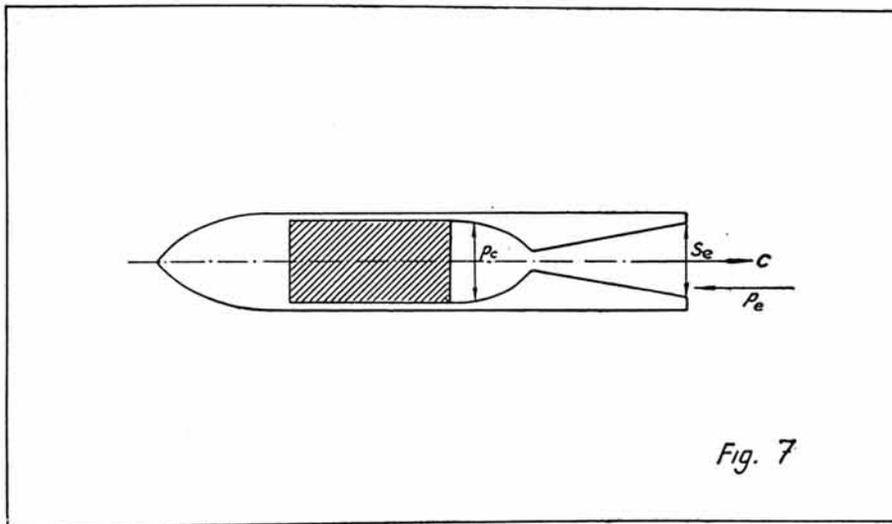
CALCULO DE LA TRACCION

Supongamos un cohete de masa m moviéndose en régimen permanente a la velocidad V .

Si ninguna fuerza exterior actúa sobre él, su cantidad de movimiento $m V$ permanecerá constante. Esto quiere decir que si el cohete adquiere en el tiempo dt un aumento de

RENDIMIENTO DEL PROPULSOR Y RENDIMIENTO GLOBAL

Si en las expresiones (1) y (2) de ambos rendimientos, definidos en el artículo anterior, sustituimos a T y C por los valores que acabamos de determinar, $m C$ y $\sqrt{2 \mu_t L}$, res-



jo efectivo T_{ef} . de la evolución termodinámica, que al definir los rendimientos en el artículo anterior hemos visto era de la forma

$$T_{ef} = \mu_t L;$$

tendremos, pues:

$$\frac{C^2}{2} = \mu_t L,$$

que nos proporciona para la velocidad de salida de los gases el valor

$$C = \sqrt{2 \mu_t L}. \tag{6}$$

pectivamente, los rendimientos propulsivo y global se convertirán en

$$\mu_p = V \sqrt{\frac{2}{\mu_t L}} \quad (11)$$

$$\mu_g = V \sqrt{\frac{2 \mu_t}{L}} \quad (12)$$

Esta última expresión nos muestra que, prescindiendo de la resistencia al avance, el rendimiento global sólo depende de la velocidad del aeromóvil V , del rendimiento térmico del propulsor-cohete y del poder calorífico del explosivo empleado.

Nos indica también que μ_g aumenta proporcionalmente a V , lo que está aparentemente en contradicción con el concepto general de la unidad como rendimiento máximo.

Esta discrepancia está justificada si tenemos en cuenta que el cohete va consumiendo su propia masa y, por consiguiente, la energía que utiliza no es sólo la energía calorífica del explosivo mL , sino también la energía cinética $\frac{m V^2}{2}$ de su masa M , animada de la velocidad V del aeromóvil.

En este caso, el rendimiento global $\mu_g = \frac{T V}{M L}$ se convertirá en

$$\mu_g = \frac{T V}{m L + \frac{m V^2}{2}} = \frac{2 V \sqrt{2 \mu_t L}}{2 L + V^2} \quad (13)$$

al que aplicaremos la denominación, generalmente admitida, de rendimiento energético.

Su valor máximo, para μ_t y L invariables, tiene lugar para $V = \sqrt{2L}$, siendo entonces $\mu_g = \sqrt{\mu_t}$, y, por consiguiente, de valor límite la unidad, de acuerdo con el concepto general de rendimiento.

El rendimiento μ_p del propulsor que hemos definido como $\frac{\mu_g}{\mu_t}$ sería en este caso

$$\mu_r = \frac{\mu_g}{\mu_t} = \frac{1}{\mu_t} \times \frac{T V}{m \left(L + \frac{V^2}{2} \right)} \quad (14)$$

que llamaremos rendimiento de reacción.

Para velocidades infrasónicas, el término $\frac{V^2}{2}$ puede despreciarse, por ser muy pequeño con relación a L , lo que justifica el empleo de los rendimientos μ_g y μ_p , anteriormente definidos.

APLICACIONES PRACTICAS

Partiendo de la pólvora tipo "Cordita", de 1.290 cal/kg., o sea $1.290 \times 9,81 \times 427 = 5.403.642$ kilogramos por unidad de masa (*), hemos obtenido en la tabla III los valores

del rendimiento global μ_g de la fórmula 12, precedente para distintos valores de la velocidad y rendimiento térmico del cohete.

TABLA III

$M_t =$ $V =$	0,40	0,60	0,80
50 ms. \times 1"	$\mu_g = 0,019$	0,023	0,027
100 ms. \times 1"	0,038	0,047	0,054
200 ms. \times 1"	0,076	0,094	0,108
300 ms. \times 1"	0,115	0,141	0,163

En ella observamos que aun para valores óptimos de rendimiento térmico (0,60 a 0,80), son necesarias velocidades supersónicas para obtener con el propulsor-cohete un rendimiento global comparable al $0,30 \times 0,8 = 0,24$ por 100 del sistema motor-hélice.

Admitiendo, de acuerdo con el profesor Sänger, un rendimiento térmico del 80 por 100, la equivalencia entre ambos sistemas se verificaría con la pólvora "Cordita", a la velocidad

$$V = 0,24 \sqrt{\frac{L}{2 \mu_t}} = 0,24 \sqrt{\frac{5403642}{2 \times 0,8}} = 441 \text{ ms. } \times 1",$$

a partir de la cual el rendimiento global del propulsor-cohete sería superior, aun suponiendo que estas velocidades prohibitivas para el motor-hélice pudiesen ser alcanzadas.

El Ingeniero francés M. Roy (*), partiendo de la pólvora "B", de características

- $L = 5.000.000$
- $R = 309$
- $Y = 1,25$
- $T_e = 2.450^\circ$
- $T_a = 273^\circ + 15^\circ = 288^\circ,$

ha calculado, utilizando las fórmulas (4, 5, 7 y 10) para distintas relaciones de expansión $\lambda = \frac{p_c}{p_e}$, los valores de μ_t , T_e y $\frac{t}{p_e}$, siendo $t = \frac{T}{S_e}$ la intensidad de tracción (tabla IV).

TABLA IV

λ	η_t	c m/seg	T_e	t/p_e
10	0,415	2.035	1.545°	8,95
50	0,615	2.480	1.120°	16,7
100	0,680	2.605	975°	23,3
200	0,740	2.720	850°	29,0
300	0,770	2.770	785°	32,9
400	0,790	2.805	740°	35,6
500	0,805	2.835	705°	38,0

(*) "Recherches théoriques sur le rendement et les conditions de réalisation des systèmes motopropulseurs à réaction."

(*) En unidades M. K. S.

Los valores de $\frac{t}{\rho c}$ nos muestran la enorme fuerza de tracción que teóricamente puede esperarse del cohete. Suponiendo que la salida de los gases se hiciese a la presión atmosférica normal (un kilogramo por centímetro cuadrado), las presiones en kilogramos por centímetro cuadrado en la cámara de combustión indicadas en la columna 1 permitirían obtener las tracciones en kilogramos por centímetro cuadrado correspondientes de la columna $\frac{t}{\rho c}$.

En los cálculos precedentes se ha supuesto el cohete moviéndose en régimen permanente, y la masa explosiva antes de la combustión a una temperatura constante T_a .

En la práctica no ocurre así, sobre todo en el cohete de explosivo sólido, que al calentarse por conductibilidad da origen a combustiones irregulares y, por consiguiente, a una producción de gases no uniforme, falseando con ello las hipótesis admitidas.

Tampoco en un régimen de funcionamiento prolongado puede considerarse la evolución en la cámara de combustión y difusor como adiabática, a causa de la necesidad de refrigerar sus paredes para rebajar la temperatura a los límites soportables por el material. Esto supone, según (5), una disminución del rendimiento térmico μ_t .

Este tema de aplicación práctica del cohete será tratado con más detalle en el capítulo de Ensayos.

CAMARA DE COMBUSTION Y DIFUSOR

En este conjunto se produce la explosión de la mezcla y se transforma en energía cinética la presión de los gases.

A la poca importancia dada a estos dos elementos se debe, en parte, el reducido rendimiento térmico obtenido con el cohete antes de que el profesor Goddard lograra experimentalmente, con difusores convergentes-divergentes adecuados, velocidades de eyección, y por consiguiente, tracciones casi dobles de las obtenidas con el mismo cohete sin difusor.

En el cohete ordinario la combustión se verifica con una pequeña superficie de la masa explosiva, que avanza gradualmente con una sección de encendido sensiblemente constante.

Por la ausencia de difusor, los gases se expansionan directamente en la atmósfera sin ejercer apenas presión sobre su envuelta.

En el moderno propulsor-cohete, por el contrario, con objeto de lograr una gran masa de gases en los primeros momentos, y por consiguiente, una gran tracción inicial, la combustión se verifica al mismo tiempo en toda la superficie del explosivo, produciéndose, a causa de la reducida sección del difusor, elevadas presiones en su interior.

Si a esto se añade el que ambos elementos, cámara de combustión y

difusor, están sometidos a temperaturas muy elevadas, se comprende la necesidad de un estudio cuidadoso de la resistencia de sus paredes, e incluso de su refrigeración, en el caso de un prolongado funcionamiento.

Los resultados prácticos sobre el difusor a que han llegado diversos autores en sus experiencias, han sido corroborados por el cálculo teórico de sus proporciones, que a continuación exponemos someramente.

CALCULO DEL DIFUSOR

Si la transformación del fluido la suponemos adiabática, o sea: $p v^\gamma = \text{constante}$, la Termodinámica, por medio de las fórmulas de derrame de Zeuner, nos proporciona la velocidad de los gases en la parte más estrecha, S_1 (suponiendo nula la velocidad en la cámara de combustión):

$$C_1 = \varphi \sqrt{2 g \frac{\gamma}{\gamma-1} p_c v_i \left[1 - \left(\frac{p_1}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} = \varphi \sqrt{2 g \frac{\gamma}{\gamma+1} p_c v_i} \tag{15}$$

y la presión en dicha sección mínima (fig. 1):

$$p_1 = p_c \beta, \quad \text{siendo } \beta = \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \tag{16}$$

En una sección cualquiera, S_x , en donde la presión es p_x , la velocidad será:

$$C_x = \varphi \sqrt{2 g \frac{\gamma}{\gamma-1} p_c v_i \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \tag{17}$$

(*) El factor φ es un coeficiente de rozamiento, que suele tener en las turbinas el valor 0,95.

En superficies de acuerdo amplias entre la cámara de combustión y el difusor, puede considerarse igual a 1.

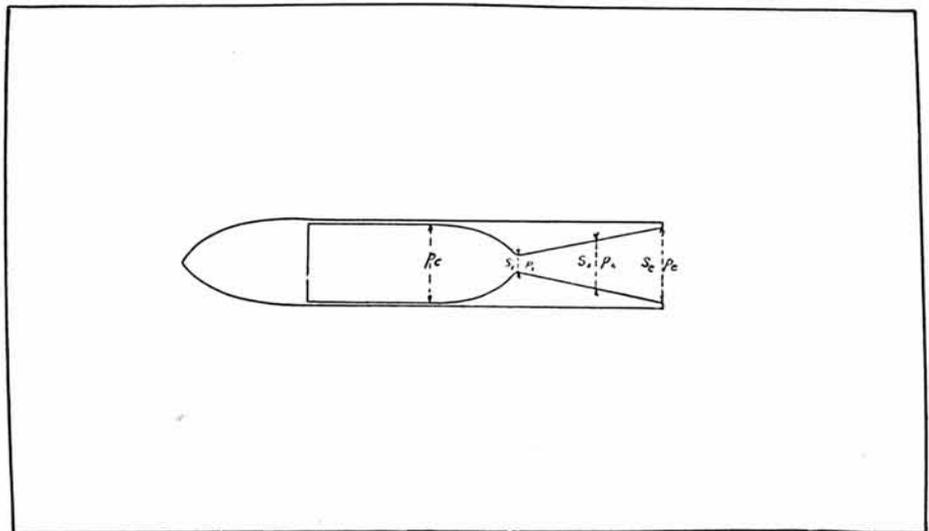


Fig. 8.

En la sección de salida S_e , donde actúa la presión atmosférica p_e ,

$$C_e = \varphi \sqrt{2 \varphi \frac{\gamma}{\gamma-1} p_c v_i \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (18)$$

y según (15),

$$C_e = C_l \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

los valores de p_c o v_e pueden obtenerse de la conocida ecuación $p_c v_c = R T$, en la cual R es la constante de los gases quemados y T la temperatura de explosión.

En estas expresiones de la velocidad C de eyección, corroboramos lo dicho anteriormente sobre la conveniencia de utilizar mezclas explosivas de elevado valor de R .

El hidrógeno, con un valor de $R = 420$, o sea, de diez a veinte veces la de los demás gases, ofrece las mayores posibilidades al poder obtener con él, o máximas velocidades de eyección, o temperaturas mínimas en la cámara de combustión para igualdad de C .

El peso G (en kilogramos por segundo) del fluido que atraviesa el difusor, siendo, naturalmente, igual en todas las secciones, será:

$$G = \frac{C_1 S_1}{v_1} = \frac{C_x S_x}{v_x} = \frac{C_e S_e}{v_e}$$

($v_1 v_x$ y v_e son los volúmenes específicos del fluido en cada sección).

Siendo la expansión adiabática, y, por consiguiente, $p_1 v_1^\gamma = p_c v_c^\gamma$

$$\frac{p_c}{p_1} = \left(\frac{v_1}{v_c} \right)^\gamma = \frac{1}{\beta} \quad \text{y} \quad \frac{1}{v_1} = \frac{1}{v_c} \beta^{\frac{1}{\gamma}}$$

el gasto en peso del fluido G será teniendo en cuenta las expresiones (1) y (2).

$$G = \frac{C_1 S_1}{v_1} = C_1 S_1 \frac{1}{v_c} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} = \varphi \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \cdot \sqrt{\frac{2 \varphi \gamma}{\gamma+1}} \cdot S_1 \cdot \sqrt{\frac{p_c}{v_c}} = \varphi \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \cdot \sqrt{\frac{2 \varphi \gamma}{\gamma+1}} \cdot S_1 p_c \cdot \frac{1}{\sqrt{R T}} \quad (19)$$

Ahora bien: la sección más estrecha, S_1 , es elegida como consecuencia de ensayos experimentales, en los cuales, naturalmente, juega un importante papel la resistencia de las paredes de la cámara de combustión.

En el capítulo de ensayos veremos que en el caso del cohete de pólvora esta sección más estrecha, S_1 , depende de la masa de gases formados por segundo (función de la superficie de ignición y progresividad del explosivo), y que de no fijarla adecuadamente se corre el riesgo, o de una explosión del cohete, o de trabajar en una zona de escaso rendimiento a causa del pequeño valor de C .

Una vez fijada la sección S_1 , la sección en cualquier parte del difusor se obtendrá de la relación

$$\frac{S_x}{S_1} = \frac{C_1}{C_x} \cdot \frac{v_x}{v_1} = \sqrt{\frac{\frac{2}{\beta} \frac{\gamma+1}{\gamma} - \beta \frac{\gamma+1}{\gamma}}{\left(\frac{p_x}{p_c} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - \left(\frac{p_x}{p_c} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma}}}} \quad (20)$$

La sección S_e de salida, en donde la presión p_e es igual a la presión atmosférica p_e , será, pues:

$$S_e = S_l \sqrt{\frac{\frac{2}{\beta} \frac{\gamma+1}{\gamma} - \beta \frac{\gamma+1}{\gamma}}{\left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma}}}} \quad (21)$$

Por último, la tracción T , siendo el producto de la masa eyectada (19) por su velocidad (18), será de la forma

$$T \text{ (Kgs.)} = 2 \varphi^2 \cdot \frac{\gamma}{\sqrt{\gamma^2-1}} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \cdot S_1 p_c \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (22)$$

En ella vemos que una vez fijada la sección más estrecha del difusor S_1 , y elegida la mezcla explosiva (que nos determinará el valor de γ), la tracción T depende de la presión atmosférica y de la presión de combustión.

Para $\gamma = 1,4$ la tracción tiene por valor

$$T = 1,857 (S_1 p_c);$$

o sea, como antes habíamos indicado, casi el doble de la obtenida con el mismo cohete sin difusor.

INFLUENCIA DE LA ALTURA EN EL FUNCIONAMIENTO DEL COHETE

Acabamos de ver en la expresión (22), que para una mezcla explosiva determinada y una misma sección S_1 de la parte más estrecha del difusor, la tracción T es directamente proporcional a la presión p_c en la cámara de combustión, y que varía en razón inversa a la presión exterior p_e .

Suponiendo constante p_e , independiente de las condicio-

nes exteriores (*), y constante también la temperatura en el interior de la cámara, admitiendo que se regula convenientemente la refrigeración, la masa efectiva permanecerá invariable con la presión exterior y, por consiguiente, con la altura. La velocidad C y la tracción aumentan, sin embargo,

(*) Esta hipótesis es sólo admisible en el cohete de explosivo líquido y en el cohete ordinario de pólvora prensada, en el cual la superficie de ignición permanece constante.

En los demás cohetes la presión interior p_c aumenta proporcionalmente a la superficie de ignición, pasa por un máximo y decrece después hasta la combustión completa de la pólvora.

Su dependencia con relación al gasto en masa de los gases producidos viene dada en Balística interior por la fórmula de P. Charbonnier

$$\frac{dm}{dt} = A \cdot S \cdot p_c^k,$$

en la cual S es la superficie de ignición, A un coeficiente empírico característico del explosivo, y K un exponente inferior a 1. Según Bory ("Lehrbuch der Ballistik", del Dr. C. Krauz), $K=2/3$ para el algodón pólvora, y $K=1/3$ para la pólvora negra prensada.

a medida que el cohete se eleva, por aumentar la relación $\frac{p_c}{p_e}$ (fórmulas 18 y 22), que no es otra cosa que la relación λ de expansión.

Al aumentar la tracción con la altura, el avión-cohete podrá volar a un régimen de menor sustentación y, por consiguiente, aumentar su velocidad más de prisa que la proporcionalidad a $\frac{1}{\sqrt{\rho}}$, siendo ρ la densidad a la altura considerada.

El rendimiento global

$$\mu_g = V \sqrt{\frac{2\pi t}{L}}$$

aumentará también por aumentar V y μ_i proporcional a λ , según (5).

El aprovechamiento de esta ventaja supone, sin embargo, un difusor regulable en vuelo, muy difícil de realizar por las altas temperaturas a que está sometido.

Por esta razón, aunque la longitud y divergencia del difusor no serán las adecuadas para cualquier altura, y el rendimiento disminuirá a causa del flujo irregular del fluido, debemos, en la práctica, contentarnos por ahora con adoptar el difusor para una altura determinada de utilización.

