Generalidades acerca de la potencia del motor de reacción

Por *MANUEL BADA VASALLO*

Ingeniero militar y aeronáutico

ANÁLOGAMENTE a lo que sucede con el rendimiento, la potencia del cohete se divide en interna y externa. La primera es la energía cinética de los gases de escape y la segunda la parte de la interna utilizable en el vehículo, deducida de ella con ayuda del rendimiento externo, dependiente de su estado de movimiento.

La potencia interna puede evaluarse, como para el motor de explosión, en caballos y depender del tamaño de construcción del cohete, y puede regularse por un estrangulamiento de los gases.

Para el estudio del motor-cohete es más interesante que la potencia interna, la fuerza de propulsión por segundo, igual a la impulsión de la masa de escape, que se calcula en función de los mismos elementos m y c, masa y velocidad de la corriente de los gases de escape, que la potencia interna, no sólo en un determinado sistema de coordenadas, sino en absoluto e independiente del estado de movimiento, y es constante si la acción del motor se conserva igualmente invariable.

La propulsión del cohete por unidad de tiempo viene dada por la impulsión de los gases según la ecuación

$$P\,(\text{kgs. seg.}) = m\left(\frac{\text{kgs. seg.}^2}{m}\right) c \left(\frac{\text{ms.}}{\text{seg.}}\right)$$

en la cual

P = fuerza de propulsión.
m = masa de los gases de escape.
c = velocidad de los mismos.

La propulsión está ligada con la energía desprendida por el combustible, E, por la relación

$$P = \sqrt{2\,\eta_i\,\frac{E}{g}}$$

en la que η_i es el rendimiento interno del motor de reacción. Para alcanzar la velocidad de eyección teórica de los gases

$$c_t = \sqrt{2gE}$$

correspondiente a la energía específica E, será necesaria, según las leyes de la termodinámica, una presión en la cámara de combustión (o sea en el hogar) dada por la fórmula

$$p_0 = \frac{x-1}{x}\;\frac{E}{V_0}$$

en la cual

$x = \dfrac{c_p}{c_v}$ = exponente adiabático, relación de los calores específicos a presión constante y a volumen constante.

V_0 = volumen específico de los gases en reposo en el hogar, después de la combustión, en $\dfrac{\text{m}^3}{\text{kg}.}$.

El peso de gases G, en kilogramos, que pasa por una sección de tobera en un segundo, resulta análogamente de la relación

$$G = \frac{p_0\,V_{\text{hogar}}}{E}\;\frac{x}{x-1},$$

en la que p_0 es la presión del gas en reposo en el hogar, después de la combustión, en $\dfrac{\text{kgs.}}{\text{m}^2}$.

Si según la técnica de la combustión se prescribe el

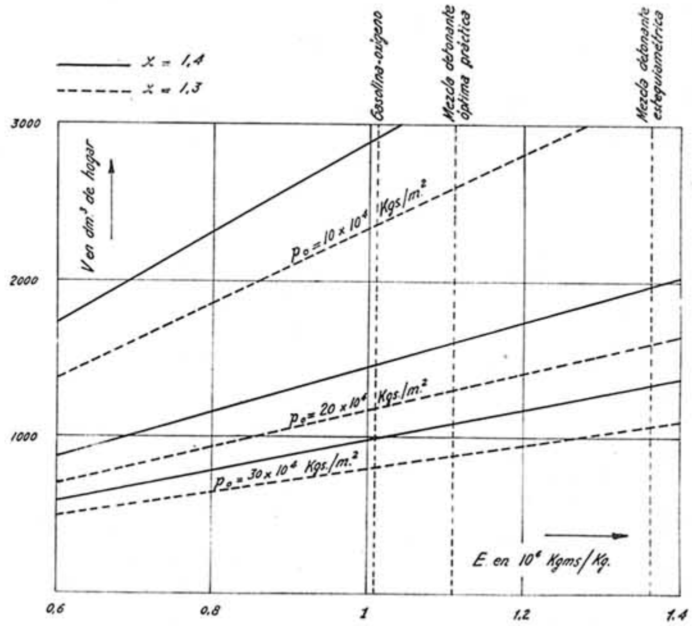

Fig. 1.

tiempo t que los gases deben permanecer en el hogar para conseguir una combustión completa y llamamos

$$G' = \frac{G}{t}$$

al peso de gases transformado, el volumen necesario de la cámara de combustión vendrá dado por

$$V_{\text{hogar}} = \frac{G'Et}{p_0} \times \frac{x-1}{x}$$

La figura 1 (*) da la capacidad del hogar necesaria para un kilogramo de gases en función de E y de p_0, en el caso en que este kilogramo de gas permanezca en aquél un segundo. Si G ó t tuvieran otros valores, habría que multiplicar por éstos los encontrados para V_{hogar} por la fórmula anterior.

La velocidad de salida real de los gases vendrá afectada por rendimiento interno η_i del motor-cohete, y será:

$$c = \sqrt{2g\eta_i E} = \sqrt{19{,}62\,\eta_i E}$$

La propulsión por kilogramo de gas será:

$$\frac{P}{G} = \frac{c}{g} = \sqrt{\frac{2\eta_i E}{g}} = \sqrt{0{,}204\,\eta_i E}$$

y, por tanto, con un trazado correcto de la cámara de combustión y del difusor depende sólo de la energía latente de los gases frescos, pero no del tamaño del hogar, del estado del gas en éste, etc.

El peso de gas G necesario por kilogramo de fuerza de propulsión será:

$$\frac{G}{P} = \frac{1}{\sqrt{2\eta_i \frac{E}{g}}} = \frac{1}{\sqrt{0{,}204\,\eta_i E}}$$

La capacidad del hogar necesaria para un kilogramo de propulsión, en función de la energía del gas fresco E y

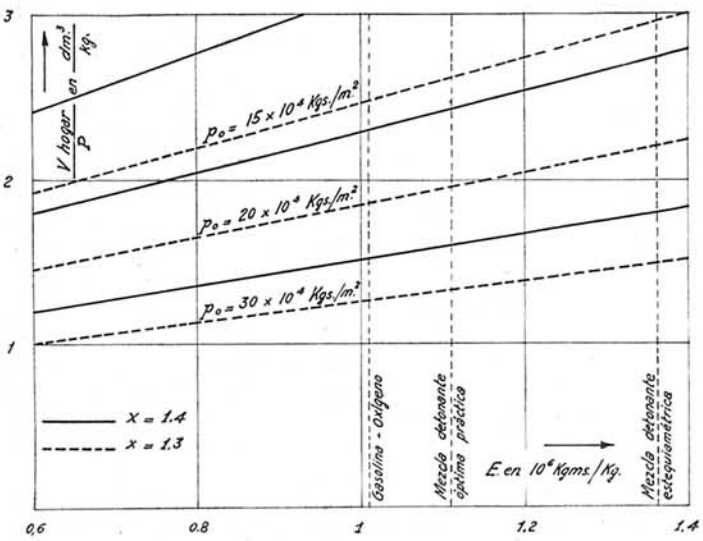

Fig. 2.

de la presión admisible en la cámara de combustión p_0, se da gráficamente en la figura 2 para $t = 1$ segundo, cuyos valores se deducen de la figura 1 y de la ecuación

$$\frac{V_{\text{hogar}}}{P} = \frac{x-1}{x} \times \frac{1}{p_0} \sqrt{\frac{Eg}{2\eta_i}}.$$

(*) Eugen Sänger. — *Raketenflugtechnik*. — R. Oldenbourg, 1933. — Munich y Berlín.

Para otros valores de t deberían multiplicarse por éstos los obtenidos anteriormente. Si los gases llegaran a disociarse, como sucede siempre con los combustibles valiosos, se tomará para E, no la energía calorífica total, sino sólo la parte no afectada por la disociación.

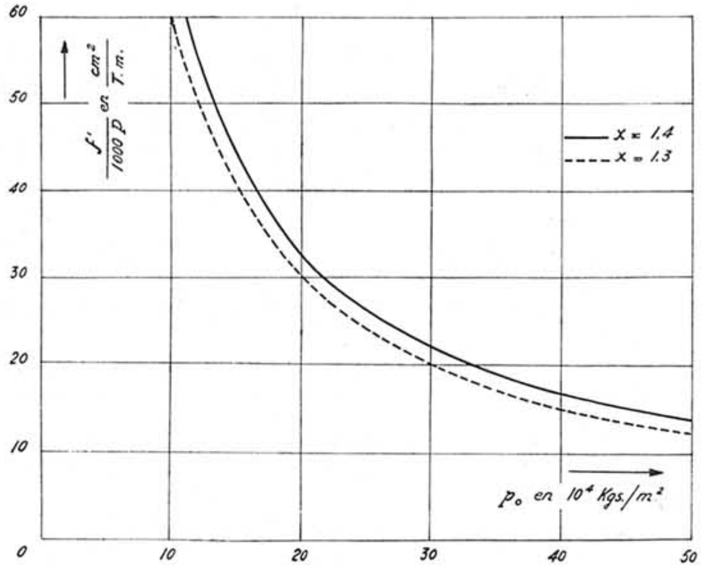

Fig. 3.

La sección transversal mínima del eyector está ligada con el peso G de los gases que pasan a través de ella por la relación

$$f' = \frac{G}{\left(\frac{2}{x+1}\right)^{\frac{1}{x-1}} \sqrt{2g \frac{p_0}{V_0} \frac{x}{x+1}}}$$

De las fórmulas antes encontradas, teniendo en cuenta que

$$p_0\, V_0 = (x - 1)\, \frac{E}{x},$$

resulta para valor de la sección transversal mínima de difusión necesaria para obtener un kilogramo de propulsión, la expresión

$$\frac{f'}{P} = \frac{\left(\frac{2}{x+1}\right)^{\frac{1}{1-x}}}{2p_0 \sqrt{\frac{x^2 \eta_i}{x^2-1}}}.$$

Se ve, por tanto, que si la presión en la cámara de combustión es elevada, la sección de la tobera puede ser pequeña.

La figura 3 da el diagrama de la sección del difusor por tonelada de propulsión en función de p_0 para $x = 1{,}3$ y $x = 1{,}4$, suponiendo un rendimiento interno,

$$\eta_i = 0{,}70.$$

La fórmula se reduce a lo que indica el cuadro siguiente:

$x =$	1,3	1,4
$\dfrac{f'}{P} =$	$\dfrac{0{,}607}{p_0}$	$\dfrac{0{,}658}{p_0}$

Para un aeroplano de 21 toneladas de peso total, la fuerza propulsiva máxima necesaria sería de unas 15 toneladas; si se supone una presión en el hogar de 30 atmósferas, con un cohete de presión constante, podría resultar una sección en el cuello de la tobera de 315 centímetros cuadrados, o sea un círculo de 20 centímetros de diámetro.

En la garganta del eyector la energía disponible está aún en su mayor parte bajo la forma de calor, que se transformará más adelante en energía cinética. La magnitud de esta transformación depende de las proporciones del difusor.

Si con arreglo a las curvas de la figura 4 se evalúan las pérdidas de calor por los gases de escape en un 15 por 100 de la energía total, la relación de ensanchamiento del eyector será aproximadamente,

$$\frac{f_b}{f_g} = 36,$$

es decir, que el diámetro de la boca del eyector, supuesto circular, será unas seis veces el de la garganta.

La figura 3 da las secciones del cuello del difusor necesarias por tonelada de propulsión, en función de p_0 y de x. En el ejemplo antes considerado, para un motor-cohete de 15 toneladas resultaría un diámetro en la boca del eyector de 1,20 metros y una longitud total de 7,20 metros. Se comprende fácilmente que la potencia del cohete estará ante todo limitada en cada caso particular por las dimensiones externas del difusor.

Las pérdidas de energía pueden cifrarse en un 30 por 100, así que, para los cálculos, puede tomarse un rendimiento interno

$$\eta_i = 0{,}7.$$

Cuando se trata de gases disociados, se puede contar en primera aproximación con un flujo isotérmico en la garganta del eyector, y se tiene entonces:

$$\frac{f'}{P} = \frac{1{,}65\sqrt{g R T_0}}{p_0\sqrt{2 g \eta_i E}}$$

en cuya fórmula

$$V' = \sqrt{g R T_0} = \text{velocidad crítica.}$$

$$p' = \frac{p_0}{1{,}65} = \text{presión crítica.}$$

Las secciones de la garganta del eyector, resultan ahora algo menores para iguales valores de η_i.

Para mantener el rendimiento del cohete a velocidades de vuelo relativamente reducidas, se han propuesto diversas soluciones, basadas en la utilización de la atmósfera como masa de apoyo. Gorochoff pensó utilizar el aire atmosférico como portador de oxígeno para la conbustión, y sus elementos adicionales, como apoyo.

Otra solución para aumentar el rendimiento externo del cohete, consiste en el empleo del difusor múltiple de Melot, representado esquemáticamente en la figura 5 (*); a la salida del difusor propiamente dicho, la corriente gaseosa encuentra una serie de tubos de Venturi, por los que aspira, con efecto de inyector, el aire ambiente, al que acelera, y así se obtiene finalmente una vena flúida animada de menor velocidad, pero de mayor masa, con lo que puede aumentar la impulsión.

Como la velocidad varía con la masa según la ecuación

$$c_2 = c_1\sqrt{\frac{m_1}{m_2}}$$

y, en cambio, la propulsión e impulsión están ligadas por la fórmula

$$P_2 = P_1\sqrt{\frac{m_2}{m_1}}$$

se comprende la posibilidad de aumentar esta última por el medio antes indicado.

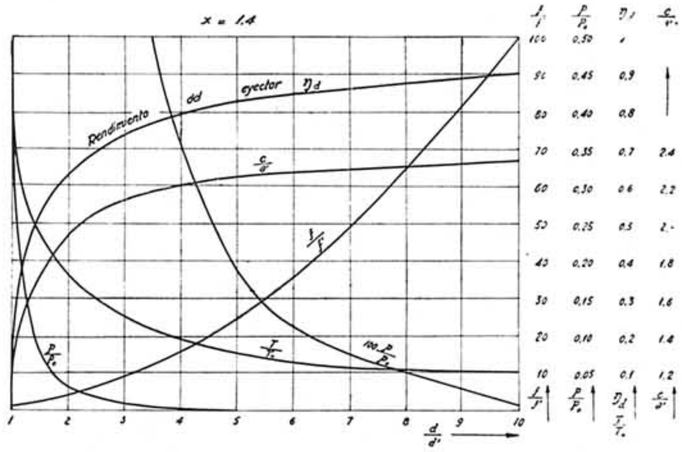

Fig. 4.

Sin embargo, en las experiencias realizadas de 1918 a 1927, en el Conservatorio de Artes y Oficios de París, y en la N. A. C. A., en Estados Unidos, no ha podido ponerse en evidencia ventaja alguna para el dispositivo de Melot, al menos a las velocidades usuales en las troponaves.

Estudiemos ahora la posibilidad de regular la propulsión en un motor cohete determinado.

La impulsión máxima está ligada con la cantidad de combustible G introducida en el hogar por la relación

$$P = G\sqrt{\frac{2E}{g}}$$

(*) *Flugsport*, 1926, núm. 8. Ein Strahlantriebsmittel für Flugzeuge.—Kortz, *Z. F. M.*, 1932, núm. 16. Raketen mit Strahlapparaten. — Eastman, Jacobs y Shoemaker. — Tests on thrust augmentors for jet propulsion. — N. A. C. A. *Tech. Nortesm*, núm. 431, septiembre de 1932. Washington.

por lo cual, si se actúa sobre G, variará P proporcionalmente a aquélla.

Si G disminuye, la presión en el hogar decrecerá también proporcionalmente, como se deduce de la fórmula

$$p_0 = G \frac{x-1}{x} \frac{Et}{V_{\text{hogar}}}$$

y en igual medida crecerá el volumen específico del gas V_0, según la ecuación

$$V_0 = \frac{V_{\text{hogar}}}{g \times t}$$

de manera que $p_0 \; V_0$ permanezca constante. Por tanto, quedan también invariables las velocidades de la corriente en la tobera, mientras no se pase de la presión crítica que es imposible exceder para $p_e = O$.

La impulsión del gas en el difusor varía sólo proporcionalmente a su cantidad, por lo que el difusor trabaja generalmente en análogas condiciones.

La regulación de la potencia del cohete es, pues, posible, por la sencilla actuación directa sobre la admisión de combustible, con lo cual, teóricamente, no se perjudica su rendimiento interno.

Se designa por potencia interna la energía cinética de los gases expulsados por segundo, referida a un sistema de ejes coordenados fijo al cohete. Su magnitud se determina numéricamente por medio de las relaciones

$$\left. \begin{array}{l} W_i = \dfrac{Pc}{2} \\ P = mc \end{array} \right\} \quad W_i = \frac{mc^2}{2} = P \sqrt{\frac{E \, \eta_i \, g}{2}}.$$

Por otra parte, en función del consumo de combustible por segundo G resulta:

$$W_i = G \cdot E \cdot \eta_i.$$

Los valores de la potencia interna en función de las dimensiones del motor de reacción se deducen fácilmente de los que dan las figuras 1, 2 y 3 para la propulsión, multiplicándolos por la velocidad de eyección correspondiente *c*.

Por ejemplo, para un cohete de 15 toneladas, accionado por gasolina-oxígeno líquido *(c = 3.700 ms./seg.)*, resulta una potencia interna en caballos,

$$W^{(\text{cv.})} = \frac{Pc}{2 \times 75} = 370.000 \text{ cv.}$$

El consumo de combustible por segundo G se calcula mediante las fórmulas

$$G = \frac{W_i}{E \, \eta_i} = P \sqrt{\frac{2 \, g}{E \, \eta_i}}.$$

En el ejemplo citado se obtiene:

$G = 77$ kgs. (gasolina + oxígeno líquido).

La determinación experimental de la potencia interna de un motor-cohete dado se hará por la medida directa de la propulsión y del consumo de combustible por segundo.

Se designa por potencia externa la energía por segundo de que se dispone en el avión; viene dada por la fórmula

$$W_e = \text{m. c. v.}$$

como se ve, no es una magnitud inherente al motor, sino que depende esencialmente de la velocidad de vuelo.

Si la velocidad de vuelo v llega a ser mayor que $\frac{c}{2}$, la potencia externa será mayor que la interna. Esto, que

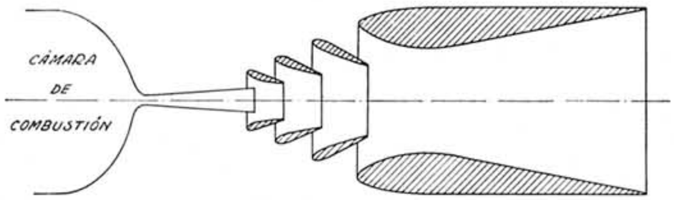

Fig. 5.

pudiera parecer paradójico a primera vista, deja de serlo desde que se considera que el cohete utiliza, no sólo la energía calorífica, sino también la cinética $\frac{m \, v^2}{2}$ desarrollada durante el vuelo.

De la potencia interna puede deducirse la externa mediante la ecuación

$$W_e = \left(W_i + \frac{mv^2}{2} \right) \eta_e.$$

En el ejemplo antes mencionado, las potencias externas del cohete de 15 toneladas serían, para diferentes valores de la velocidad de vuelo,

$v = 200$ kms./h	2.000 kms./h.	2.900 kms./h.
$W_e = 11.100$ cv.	111.000 cv.	1.600.000 cv.

deducidas de la fórmula

$$W_e^{(\text{cv.})} = \frac{P \cdot v}{75}.$$

En todos los medios de transporte conocidos actualmente, la consideración de la potencia en caballos es de mayor importancia; pero en el vuelo del cohete, por el contrario, carece de significado y aparece en su lugar la fuerza de propulsión.