Aerotecnia

Generalidades sobre el rendimiento del motor de reacción

Por MANUEL BADA VASALLO
Ingeniero militar y aeronáutico

A semejanza del motor de combustión, podemos considerar en el cohete el rendimiento *interno*, que se basa en las imperfecciones prácticas de las instalaciones y que es la relación entre la energía suministrada por el motor y la energía termo-química contenida en el combustible, y el *externo*, que si en el primero es debido a la hélice, en el segundo depende, principalmente, de la velocidad de vuelo, si suponemos que nos referimos únicamente a las aplicaciones aeronáuticas de ambos métodos de propulsión.

Las principales causas de que el rendimiento interno de un aeroplano movido por los métodos usuales actualmente sea sólo, aproximadamente, de 0,25 a 0,30, pueden resumirse como sigue:

1.° Pérdidas químicas por combustiones incompletas a consecuencia del mal batido, falta de oxígeno, etc.

2.° Pérdidas en el barrido a causa del combustible o gases frescos arrastrados con los gases de escape.

Estas dos clases de pérdidas pueden evaluarse en un 5 por 100 de la energía química total aportada por el combustible.

3.° Pérdidas por retrasos en la combustión, que no está limitada en el punto muerto del cigüeñal.

4.° Pérdidas por las paredes (enfriamiento).

5.° Pérdidas debidas a defectos de hermeticidad de émbolos y distribución.

Estos tres géneros de pérdidas pueden estimarse aproximadamente en un 15 por 100 de la energía total.

6.° Pérdidas de carga por cambios de dirección de la corriente gaseosa, condensaciones, etc., en tuberías, mezcladores, bombas, etc., que pueden evaluarse en un 5 por 100 de la energía total.

7.° Rozamientos en todo el conjunto (émbolos, bielas, cigüeñal, distribución, reductores, accionamiento de bombas, encendido, etc.), que absorbe aproximadamente el 15 por 100 de la energía total suministrada.

8.° Pérdidas por el escape, que ascienden al 30 por 100 del total.

En resumen, se pierde por todas estas causas un 70 por 100 de la energía total contenida en el combustible, de la que sólo se aprovecha, por consiguiente, el 30 por 100.

Veamos ahora, aunque someramente, qué sucede con el rendimiento interno del motor de reacción.

Las causas 1.ª y 2.ª subsisten en el cohete, si bien pueden ser atenuadas en grado muy sensible mediante los convenientes dispositivos (no difíciles de prever) que hagan la combustión menos imperfecta y disminuyan el combustible arrastrado, sin quemar, por el escape.

Por el contrario, las 3.ª, 4.ª y 5.ª no son de esperar en el cohete, por la naturaleza misma de este motor, y en cuanto a las pérdidas por enfriamiento (4.ª causa) son completamente despreciables según Oberth, por una parte, por las dimensiones de la cámara de combustión y la rapidez de la corriente, y por otra, porque el calor transportado por el combustible como medio de enfriamiento, vuelve otra vez al motor y la cesión de calor del refrigerante al exterior es mínima o aun negativa, tanto más cuanto que el calentamiento de las paredes del cohete por el viento de de la marcha, etc., es de esperar pueda aprovecharse para la utilización de gases flúidos como combustibles y refrigerantes. Las pérdidas por la corriente no son de esperar en igual proporción que en los motores de combustión; en cambio, tienen especial importancia las debidas al rozamiento del flujo gaseoso en las paredes de los eyectores, que pueden disminuírse, basándose en datos experimentales obtenidos con modelos reducidos, mediante una proporción adecuada de las dimensiones de aquéllos, puesto que mientras la superficie de rozamiento aumenta con el cuadrado de las dimensiones lineales, las cantidades de gas varían con el cubo de ellas y pueden aún hacerse menores dichas pérdidas por el empleo de formas difusoras óptimas.

Las pérdidas comprendidas en el epígrafe séptimo corresponden al accionamiento de bombas y mecanismos de encendido y pueden ser de mucha menor importancia en el motor-cohete que en el de combustión usual.

En resumen, pueden evaluarse todas las pérdidas comprendidas en estas siete primeras categorías, para el motor de reacción con combustible flúido, en un 10 a 15 por 100 solamente.

Las de la categoría 8.ª tienen tanta importancia para el motor de combustión como para el cohete, puesto que se refiere a las pérdidas debidas a la presión y la temperatura de los gases de escape, es decir, no transformadas en energía cinética. Ziolkowsky espera obtener con el cohete O.-H., combustión completa, buen enfriamiento y longitud suficiente del eyector, temperaturas finales de 300 a 600 grados C.; el límite máximo de la temperatura inferior está dado por la de disociación. En el cuadro siguiente se dan en tantos por ciento las pérdidas de energía química debidas a la temperatura de los gases de escape, en función de la expansión posible, según Ziolkowsky; estas pérdidas serían aún menores cuando el escape se efectuase en el vacío.

Expansión $\frac{V_m}{V_o}$ V_m = Volumen específico del gas en m³/kg., en la salida del eyector. V_o = Volumen específico en la cámara de combustión, verificada ésta.	Pérdidas en %
1	100
6	50
36	25
216	13
1.300	5
7.800	3
46.800	1,6

Con las posibilidades constructivas actuales, pueden calcularse estas pérdidas en 15 a 20 por 100, con lo que puede preverse un rendimiento interno total del motor de reacción de un 0,70, es decir, próximamente el doble que el mejor motor de explosión actual.

El americano Goddard ha efectuado mediciones con modelos de cohetes cargados con pólvora, dotados de eyectores de acero con un ángulo de abertura de 8 grados, 164,5 milímetros de longitud y 26 milímetros de diámetro máximo, de cuyas experiencias dedujo los resultados que se exponen en el cuadro número 1.

El rendimiento interno viene dado por la fórmula

$$\eta_i = \frac{mv^2}{mv_t^2} = \left(\frac{v}{v_t}\right)^2$$

en la que v y v_t, son las velocidades de escape real y teórica, respectivamente, de los gases.

Cuadro número 1. — Experiencias de Goddard

COMBUSTIBLES	Poder calorífico en 10^6 Kgm./kg.	Velocidad de escape teórica en ms./seg.	Velocidad de escape medida en ms./seg.	Rendimiento interno
Pólvora sencilla de cohetes.......	0,232	2.350	1.600	0,465
Pólvora de pistola número 3 de la Dupont Powder C°....	0,415	2.860	2.290	0,644
Pólvora sin humo «Infallible» de la Hércules Powder C°............	0,528	3.220	2.434	0,572

Oberth ha efectuado también experiencias con conbustibles flúidos y ha obtenido los resultados que se indican en el cuadro número 2.

Cuadro número 2. — Experiencias de Oberth

COMBUSTIBLES	Poder calorífico en 10^6 kgm./kg.	Velocidad de escape teórica en ms./seg.	Velocidad de escape medida en ms./seg.	Rendimiento interno
Mezcla aire-gasolina..	»	2.190	1.700	0,604
Idem una parte en peso de hidrógeno y dos de oxígeno..........	1,03	4.470	4.000	0,803

Con eyectores mayores se alcanzarían probablemente resultados más favorables, y como, además, en experiencias balísticas se obtiene un rendimiento interno de 0,75, puede contarse con obtener un valor de $\eta_i = 0{,}70$, incluídos los aparatos auxiliares, con un motor de reacción bien construído, como ya dijimos antes.

Supongamos ahora un aeroplano-cohete animado de una velocidad constante v (referida al punto fijo de partida), de tal modo, que la resistencia del aire sea igual a la fuerza propulsora, es decir, que se verifique

$$R = P.$$

El motor-cohete trabaja uniformemente, esto es, consume, en tiempos iguales, cantidades iguales de combustible de poder calorífico E y expulsa siempre cantidades iguales m de gas, con velocidad uniforme c. Su trabajo, referido a un punto fijo al cohete móvil, es entonces constante e igual a

$$E\eta_i = \frac{1}{2}\,mc^2.$$

El trabajo desarrollado por el combustible en movimiento con relación al origen de partida será

$$T = \frac{1}{2}\,mc^2 + \frac{1}{2}\,mv^2$$

y la fuerza constante P necesaria para impulsar durante el tiempo t la masa m será

$$P = \frac{mc}{t}.$$

El trabajo T' necesario para mover un cuerpo con una velocidad constante v, venciendo una resistencia R, será, según las leyes de la mecánica,

$$T' = R\,.\,v.$$

En el vuelo estacionario,

$$R = P$$

y, por consiguiente, sin considerar el tiempo

$$\frac{T'}{v} \;\; « \;\; T' = mcv.$$

El rendimiento externo se define por la relación entre T' y T, es decir,

$$\eta_e = \frac{T'}{T} = \frac{mcv}{\dfrac{mc^2}{2} + \dfrac{mv^2}{2}} = \frac{2\,\dfrac{v}{c}}{\left(\dfrac{v}{c}\right)^2 + 1}$$

vemos que el rendimiento externo depende de la velocidad de vuelo, o por mejor decir, del cociente de esta velocidad por la de salida de los gases.

En el caso en que el movimiento tenga lugar en un campo no gravitatorio y sin resistencia exterior, se obtendría el rendimiento máximo, igual a la unidad, cuando se verifique

$$2\,\frac{v}{c} = \left(\frac{v}{c}\right)^2 + 1,$$

o sea

$$\left(\frac{v}{c}\right)^2 - 2\,\frac{v}{c} + 1 = 0,$$

de donde

$$\frac{v}{c} = 1,$$

es decir, cuando la velocidad propia de la cosmonave fuera igual a la de salida de los gases.

En punto fijo, el rendimiento externo es nulo, y crece con v cuando ésta se aproxima al valor de c, para ser igual a 1 cuando $v = c$; si v continúa creciendo, el rendimiento baja, puesto que $\frac{v}{c}$ crece menos de prisa que su segunda potencia.

Para la unidad de masa combustible, la energía cedida será:

$$T_1 = \frac{c^2}{2} + \frac{v^2}{2},$$

en cuya fórmula

$\frac{c^2}{2}$ = energía térmica-mecánica cedida.

$\frac{v^2}{2}$ = energía cinética.

Después de la expulsión, los gases poseen aún una energía cinética

$$T_2 = \frac{(v-c)^2}{2}.$$

Los gases expulsados perdieron y el cohete ganó una energía

$$T = T_1 - T_2 = v \cdot c.$$

La figura 1 (*) muestra la variación de $\frac{T}{E}$ (o sea, de la

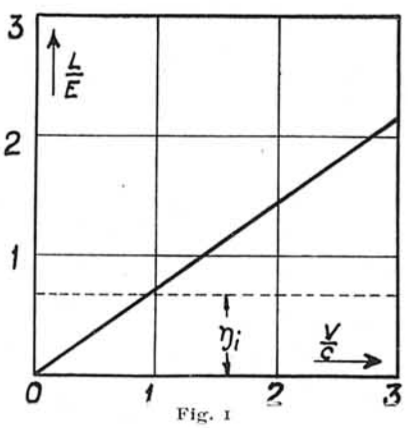

Fig. 1

relación entre la energía ganada con un combustible de poder calorífico E y ésta) en función de $\frac{v}{c}$.

(*) Eugen Sänger. — «Raketen-Flugtechnick».

La figura 2 da la variación del rendimiento instantáneo

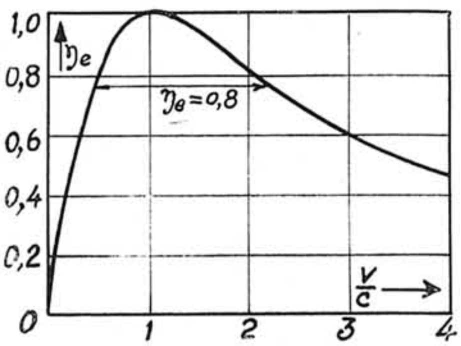

Fig. 2

externo en función de $\frac{v}{c''}$. El valor de este rendimiento es

$$\eta_e = \frac{T_1 - T_2}{T_1} = \frac{vc}{\frac{c^2}{2} + \frac{v^2}{2}} = \frac{2\,\frac{v}{c}}{\frac{v^2}{c^2} + 1}.$$

Para valores de $\frac{v}{c}$, comprendidos entre 0,5 y 2, el rendimiento externo es igual o superior a 0,8 y, por consiguiente, mayor que el de una buena hélice actual. Si $v > 2\,c$, η_e decrece y tiende asintóticamente a cero, cuando v aumente más allá de aquel límite.

Cuando el motor trabaja, el movimiento de la astronave en un campo libre de las acciones de la gravedad y de la resistencia del aire, será uniformemente acelerado, y entonces es de interés el considerar el rendimiento medio $\eta_e^{(m)}$ en el período de aceleración.

La ecuación de momentos da

$$c \cdot dm + m \cdot dv = 0,$$

en la cual dm es la masa expulsada y dv el incremento de velocidad de la masa remanente, a consecuencia del escape.

Si integramos esta ecuación entre los límites m_o y m (masas inicial y final del cohete), tendremos:

$$c\,(\ln m_o - \ln m_1) = V \quad » \quad \frac{m_o}{m_1} = e^{\frac{v}{c}}$$

con esto resulta:

$$\eta_e^{(m)} = \frac{\frac{m_1 v_1^2}{2}}{(m_o - m_1)\,\frac{c^2}{2}} = \frac{\frac{m_1 v_1^2}{2}}{m_1\left(e^{\frac{v}{c}} - 1\right)\frac{c^2}{2}} = \frac{\left(\frac{v_1}{c}\right)^2}{e^{\frac{v}{c}} - 1}.$$

La figura 3 muestra la variación del rendimento medio $\eta_e^{(m)}$ en función de $\frac{v_1}{c}$, en cuya relación, v_1 es la velocidad final. Como se ve, dicho rendimiento alcanza su máximo, igual a 0,647, para $\frac{v}{c} = 1{,}593$.

Supongamos ahora que el movimiento se verifique en un campo gravitatorio, pero en que no intervenga resistencia alguna exterior.

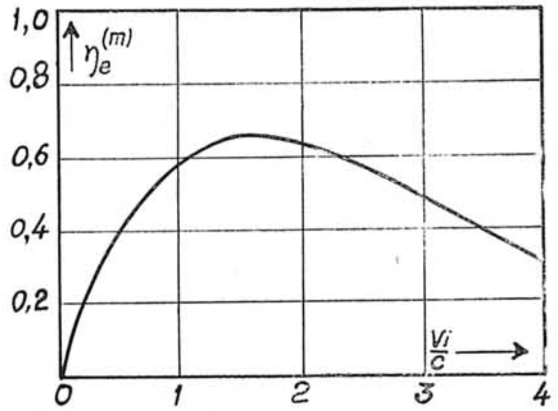

Fig. 3

Sea $g \cos \varphi$ la componente de la gravedad en la dirección del movimiento, y entonces deberá verificarse en cada instante, para que el cohete equilibre a este componente, que

$$\frac{mc}{t} = Mg \cos \varphi$$

siendo M la masa del hiperavión. La energía cedida por el cohete será:

$$E = \frac{mc^2}{2},$$

que se va completamente con los gases, y si suponemos que el avión estaba en reposo, el rendimiento externo sería nulo.

Si en lugar de partir del reposo, suponemos que el vehículo estuviera en movimiento uniforme, la energía del gas constaría de una componente cinética $\frac{mv^2}{2}$ y otra químico-térmica $\frac{mc^2}{2}$.

Después de la expulsión de los gases, éstos poseen una energía cinética

$$T_2 = \frac{m}{2}(v-c)^2,$$

la diferencia entre ambas será recibida por el avión, o sea

$$T_1 - T_2 = \frac{mv^2}{2} + \frac{mc^2}{2} - \frac{m(v-c)^2}{2} = mcv.$$

La energía potencial almacenada por segundo, por el avión, en el campo gravitatorio será:

$$T_3 = M_g \cdot \cos \varphi \cdot v = mcv.$$

Si los gases suministraran al cohete la energía necesaria para el trabajo de propulsión, se movería como en un campo no gravitatorio y servirían para este caso todas las relaciones antes encontradas, con tal de que se les afectara del término de corrección de Scherschewsky, o sea que

$$\eta_g = \left(1 - \frac{g \cos \varphi}{b}\right),$$

en cuya fórmula, b es el cociente de la fuerza de propulsión por la masa M del vehículo, o sea la aceleración ficticia.

La figura 4 muestra los valores de η_g en función de $\frac{b}{g}$ para diferentes valores de φ.

Para $\frac{b}{g \cos \varphi} = 1$, η_g sería cero y el motor-cohete

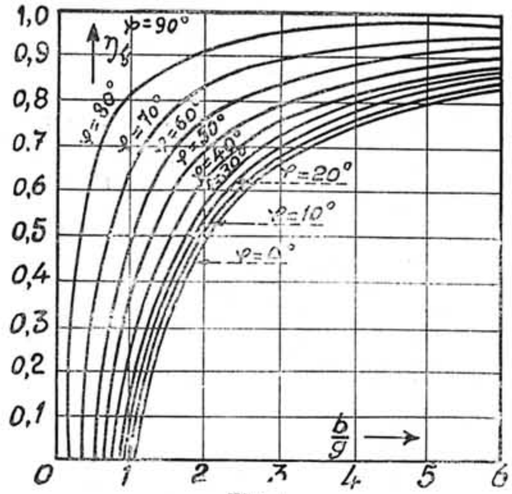

Fig. 4

mantendría al aeroplano exactamente en equilibrio con la acción de la gravedad. Cuando $\frac{g \cos \varphi}{b}$ crece, η_g aumentará y alcanzará su valor máximo, igual a la unidad, para $\cos \varphi = 0$, o sea $\varphi = \frac{\pi}{2}$, es decir, en el vuelo vertical. Si $\varphi = 0$, con el límite biológico de b, proximamente igual a $6\,g$, resulta $\eta_g = 0{,}833$.

Supongamos ahora que, por el contrario, el movimiento tiene lugar en un campo no gravitatorio, pero en el que hay una resistencia al avance; una parte de la energía se consumirá en vencer ésta; otra, en mantener el estado de movimiento, y el resto, en la aceleración del vehículo. En el caso más general, la masa gaseosa m, expulsada, puede considerarse dividida en tres partes, según su utilización,

$$m = m_1 + m_2 + m_3,$$

de las cuales, m_1 sirva para compensar la componente de la gravedad, m_2 para acelerar la aeronave y m_3 para vencer la resistencia del aire. En el caso actual sólo nos interesan las partes m_2 y m_3, cuya suma representaremos por m'.

La energía m_1 debe ser considerada como pérdida para el avión, los otros dos sumandos son trabajo útil en cuanto al transporte del móvil; en general, no se puede hablar de un nuevo rendimiento, sino de qué parte se dedica, en la unidad de tiempo, a la aceleración del cohete y cuál a vencer la resistencia, de la energía total suministrada.

El caso del vuelo uniforme es el más sencillo y al mismo tiempo el más importante a considerar, ya que puede representar corrientemente el caso de un crucero aéreo. Entonces, la velocidad v es constante y el rendimiento instantáneo será:

$$\eta_e = \frac{2\frac{v}{c}}{\left(\frac{v}{c}\right)^2 + 1},$$

con v = constante, $\eta_e{}^{(m)}$ será también constante, el trabajo de aceleración será nulo y la energía total utilizable del aeroplano será empleada en mantener la constancia de la velocidad de crucero, para lo cual ha de vencerse la resistencia del aire.

El rendimiento externo es aquí comparable al de la hélice usual.

Para $\frac{v}{c} = 1$, $\eta_e = 1$, y cuando $\frac{v}{c}$ está comprendido entre 0,5 y 2, se conserva superior a 0,8, es decir, mayor que el rendimiento de una buena hélice; para valores de $\frac{v}{c}$ entre 0,27 y 3,75, η_c no desciende de 0,5.

Como las velocidades prácticas de escape están comprendidas, aproximadamente, entre c = 1.000 metros por segundo y c = 4.000 metros por segundo (según la masa de gases m expulsada por la unidad de combustible de energía E, dada por la fórmula $c = \left(\sqrt{\frac{2E\eta_i}{m}}\right)$, resulta la posibilidad de utilizar el motor-cohete como el medio de propulsión continuada más económico para velocidades de vuelo comprendidas entre 270 metros por segundo y 15.000, con lo que el rendimiento total de propulsión η sería mayor que 0,35, es decir, superior al de la propulsión actual del aeroplano, que es alrededor de 0,25 solamente.

Obsérvese que la velocidad de 270 metros por segundo (unos 1.000 kilómetros por hora) parece ser el límite actualmente alcanzable para los aviones de carrera, y como con ella coincide el límite inferior de la superioridad del motor de reacción, ello abre insospechadas y maravillosas posibilidades a este nuevo medio de propulsión, complemento y prolongación, por tanto, del motor de combustión actual.

Por orden de importancia, aparece en segundo lugar el caso práctico del vuelo acelerado, que tiene lugar al principio, hasta que el aeroplano alcanza la velocidad de crucero, según su trayectoria, durante el período de aceleración. En esta corta fase, que se caracterizará por la gran actividad del motor y por el elevado consumo de combustible, el fin deseado es solamente el de lograr una determinada velocidad final v_1, de manera que toda la energía utilizada con cualquier otro objeto, incluso vencer la resistencia del aire, debe considerarse como pérdida.

En este orden de ideas debe afectarse al rendimiento medio exterior $\eta_e{}^{(m)}$, en un campo no gravitatorio en el que el medio ambiente ofrezca una resistencia R, de un término de corrección, y tendremos:

$$\eta_r = \left(1 - \frac{R}{P'}\right)$$

en donde $P' = m'c$ representa la fuerza de propulsión del cohete. El rendimiento total η del propulsor se compone del rendimiento interno η_i y del externo η_e.

El primero es prácticamente independiente del estado de movimiento del avión-cohete y representa un indicio firme de la bondad del motor de reacción.

Puede tomarse corrientemente para los cálculos

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

El rendimiento externo, por el contrario, no es fijo, sino esencialmente dependiente del estado de movimiento del aeroplano y especialmente de la velocidad de vuelo.

Si consideramos el rendimiento de transporte con un propulsor de reacción, con velocidad uniforme v, en un medio que oponga al movimiento una resistencia constante R, tendremos:

$$\eta_e = \frac{2\frac{v}{c}}{\left(\frac{v}{c}\right)^2 + 1}.$$

Si el movimiento tiene lugar con velocidad constante en un campo gravitatorio de intensidad $g \cos \varphi$, el rendimiento será

$$\eta_{eg} = \eta_e\,\eta_g = \frac{2\frac{v}{c}}{\frac{v^2}{c^2} + 1}\left(1 - \frac{g \cos \varphi}{b}\right).$$

Si la velocidad v es variable, solamente se debe hablar del rendimiento instantáneo. Es de gran importancia práctica el rendimiento exterior medio, en la mayor etapa del vuelo con velocidad variable v. Por ejemplo, el rendimiento externo medio en el vuelo uniformemente acelerado en un campo no gravitatorio y no resistente será

$$\eta_e{}^{(m)} = \frac{\left(\frac{c}{v}\right)^2}{e^{\frac{v}{c}} - 1}.$$

En un campo gravitatorio de intensidad $g \cos \varphi$ tendríamos:

$$\eta_{eg}{}^{(m)} = \eta_e{}^{(m)}\,\eta_g = \frac{\left(\frac{v}{c}\right)^2}{e^{\frac{v}{c}} - 1}\left(1 - \frac{g \cos \varphi}{b}\right).$$

En el vuelo acelerado en un medio resistente de intensidad R sería:

$$\eta_{egr}{}^{(m)} = \eta_e{}^{(m)}\,\eta_g\eta_r = \frac{\left(\frac{v}{c}\right)^2}{e^{\frac{v}{c}} - 1}\left(1 - \frac{g \cos \varphi}{b}\right)\left(1 - \frac{R}{P'}\right).$$

Para encontrar el rendimiento total η referido al poder calorífico del combustible, bastaría multiplicar por η_i.