

Consideraciones sobre motores de reacción

Por el Coronel L. SARTORIUS

Estos motores, ya conocidos para otras aplicaciones, han adaptado su modalidad al servicio de la Aviación militar durante la pasada guerra, y es indudable que gozan de ventajas que los hacen especialmente aptos para aquella misión. A nuestro juicio, y por lo que a nuestra nación se refiere, lo principal es que no teniendo que consumir precisamente gasolina, producto este no nacional, puede buscarse un combustible de otra naturaleza que nos independizara de servidumbres en caso de guerra; otra de sus ventajas es la gran velocidad que con estos motores se alcanza, cualidad muy de tenerse en cuenta, sobre todo para los tipos de caza, que basan su supremacía aérea en este factor, pues lo importante es llegar cuanto antes al objetivo a alcanzar y poder a su vez, por su mayor velocidad, burlar el acoso de la caza contraria. Otra de sus cualidades es que puede ser empleado en aviones con hélice o sin ella; en el primer caso su funcionamiento no difiere esencialmente del motor llamado de explosión, sólo que en lugar de émbolo usa el compresor, y en lugar de cigüeñal, el eje de la turbina; el gas actúa por su energía potencial, como en los de explosión. En el segundo, en cambio, la actuación es completamente distinta: el combustible transforma su energía potencial en cinética o fuerza viva, y ésta, de valor $1/2 mv^2$, es la que, moviendo primero la turbina, produce la reacción y el lanzamiento del avión.

En la figura 1 puede apreciarse la silueta del Gloster "Meteor", dotado de este tipo de motor.

El motor (fig. 2), en sus líneas generales, es sencillo; en realidad se reduce a un árbol giratorio, sobre el que van montadas las coronas y álabes del compresor y la turbina, y de unas cámaras de combustión; pero sus órganos accesorios de alimentación, refrigeración, calentamiento, engrase, puesta en marcha, etc., son tan numerosos y complicados, que en peso y volumen absoluto resultan superiores al motor corriente de hélice; no así en peso específico o por unidad, dada la mayor potencia de aquéllos, y no

quedando compensada la supresión de hélices, bielas, émbolos, etc.

Respecto al combustible, no sólo no es necesaria la gasolina, y menos la de Aviación, rica en octanos, sino que puede buscarse uno que una a las condiciones necesarias de una gran presión de combustión o fuerza explosiva (función de la temperatura de la misma), la de la economía, pues aunque la guerra es siempre cara, no debe olvidarse este factor para el gran consumo que de combustible hacen esta clase de motores.

Es realmente lástima que el rendimiento de los mismos sea tan escaso, no obstante la serie de órganos adicionales como refrigeradores intermedios y calentadores que se le agregan para mejorarlo, y aun trabajando en ciclo cerrado.

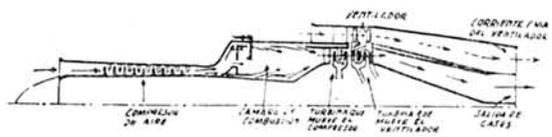
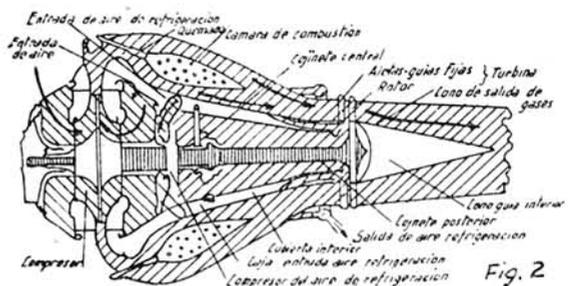
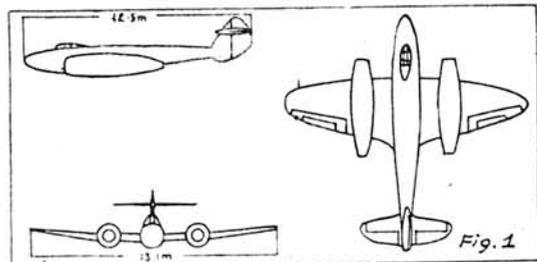


Fig. 3

El rendimiento global es siempre el producto de los rendimientos parciales, que en este caso son: el aerodinámico, debido al coeficiente de forma del avión; térmico, que es el más importante, y función de las diferencias de temperatura de admisión y combustión del combustible, y el dinámico, dependiente de la velocidad de salida de los gases, pero, por venir también en función del coeficiente térmico, puede ser considerado englobado en éste, por lo que el rendimiento total viene dado por la fórmula

$$U_g = V \sqrt{\frac{2 U_t}{L}};$$

en la que V es la velocidad del avión, U_t el rendimiento térmico, y L la energía del combustible, en kilográmetro por unidad de masa. El rendimiento térmico, gracias a una serie de dispositivos, puede mejorarse, y se alcanza un 0,70 u 0,80 por 100; pero aun así, y para velocidad respetable de 300 m/s., el total no pasa de 0,16 por 100; es preciso llegar a velocidades muy elevadas, de 440 m/s., para que el U_g alcance la cifra de 0,25 por 100, comparable con la de los motores-hélices; es decir, que hasta aquellas grandes velocidades, éstos rinden más que los primeros. De los elementos que hemos citado del motor, el compresor, movido por el árbol de la turbina, solamente sirve para comprimir el aire atmosférico (que a él penetra) a 3 ó 4 kgs/cm², previa su refrigeración para un menor gasto de trabajo; parte de este aire comprimido y calentado por los gases de escape penetra en la cámara de combustión, compuesta del tubo de llamas y camisa exterior, bien por unos orificios que la misma posee, o bien por los mecheros, al mismo tiempo que el combustible, con el que choca en dicha cámara, activando la combustión, que alcanza temperatura hasta de 2.000°, saliendo a una presión de unos 60 kgs. por centímetro cuadrado hacia el estator y rotor de la turbina, que puede ser de uno o varios escalones, y a la que llega a unos 650° de temperatura y tres o cuatro kilogramos de presión y 600 m/s. de velocidad, produciendo la revolución de ésta a 400 m/s., efectuando posteriormente la salida por la tobera correspondiente a una velocidad de 270 m/s., presión de 1,5 kgs/cm² y 300°, ocasionando el movimiento del avión por la impulsión rectora; fenómeno análogo al retroceso del cañón en el disparo y en virtud del teorema de cantidades de movimiento de mecánica: $mw = MV$, siendo el primer término masa y velo-

cidad de gases y el segundo las del avión; de esta fórmula se deduce, diferenciando e integrando, la velocidad V , que viene dada por

$$V = w \log. \text{nat.} \frac{M_o}{M};$$

en la que M_o es la masa del avión lleno de combustible, y M , vacío.

Uno de los accesorios más importantes del motor es el alimentador de combustible, compuesto de depósito, bomba de alimentación y bomba de presión; ésta es algo complicada para una descripción somera, y la variación de embolada se logra por la modificación del ángulo de calaje del plato de levas respecto a su eje; esta variación se logra por medio de las válvulas de control o reguladoras, que son las de velocidad máxima, presión y barométrica, cuya finalidad también, como su nombre indica, es restablecer el equilibrio de alimentación cuando es alterado por un exceso de rotación o cambio brusco de presión o altura; tiene otra válvula de estrangulación para manejo del piloto, y cierre de paso de gases, acumulador, llave de alta presión y anillo distribuidor con atomizadores.

Otro elemento necesario es el refrigerador de aire por ventilador, el cual, además, produce una mejora en la velocidad del avión, rodeando la corriente de aire frío cilíndricamente a la de gas caliente, produciendo la supresión del ruido y una más rápida propulsión (fig. 3).

Como datos más importantes, y sobre los cuales, para mejorarlos si cabe, pueden hacer nuestros técnicos sus estudios, son los siguientes, que poseen ciertos tipos de motores: el compresor consume unos 200 HP. por cada kilogramo de aire que entra por segundo, y cada kilogramo de aire removido en un segundo produce a la salida un empuje de 50 kilogramos.

La potencia o trabajo realizado en la unidad de tiempo es igual: $P = FV$ al empuje F por la velocidad V ; y $F = Mw$ se expresa en kilográmetros segundo, y para reducir a HP = 75 kilográmetros, puesto que la velocidad se mide en kilómetros hora y la hora tiene 3.600":

$$P = \frac{FV}{3,6 \times 75} = \frac{FV}{270} \text{ en HP.}$$

La velocidad V del avión ya vimos que venía expresada dependiendo de la w de los gases, y ésta puede expresarse, bien en relación a L , por

$$w = \sqrt{2 U_t L};$$

en la que dijimos que L era el poder calorífico del combustible e igual a

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

siendo C_p el calor específico a presión constante, y para expresar a L en kilogramos por unidad de masa debe multiplicarse por 9,81, aceleración de la gravedad, y 427, equivalente mecánica del calor; o bien teniendo en cuenta que el ciclo de trabajo de estos motores corresponde al de una expansión adiabática, cuya fórmula de relación entre volúmenes y presiones es:

$$P_o V_o^r = P_1 V_1^r,$$

en el que

$$V = \frac{C_p}{C_v},$$

relación entre los calores específicos a presión y volumen constante, mayor generalmente que la unidad y de valor 1,40 para el hidrógeno, oxígeno y nitrógeno, y por consiguiente, del aire; gases aquéllos que entran muy frecuentemente en la composición de los combustibles. Por pertenecer los gases a aquel caso de expansión, o sea, a la permanencia constante de calor, puede aplicarse la fórmula de Zeuner:

$$W_1 = \sqrt{2g P_c V_c \frac{V}{V-1} \left[1 - \left(\frac{P_1}{P_c} \right)^{\frac{V-1}{V}} \right]};$$

en la que vemos la importancia que tiene el coeficiente V . Si sustituimos este valor en la igualdad $GV_1 = W_1 S_1$, que relaciona el peso G en kilos por segundo que atraviesa el difusor con el volumen V_1 en la sección S_1 y a la velocidad W_1 , tendremos:

$$\frac{G}{S_1} = \frac{W_1}{V_1} = H.$$

Este valor H se anula para los valores de $P_1 = 0$ y $P_1 = P_c$, y por consiguiente tendrá un máximo, que corresponderá al caso en que su derivada H' sea igual a 0, lo cual ocurre cuando la relación

$$\frac{P_1}{P_c} = \beta;$$

siendo

$$\beta = \left(\frac{2}{r-1} \right)^{\frac{r}{r-1}},$$

para cuyo valor, G será máximo y S_1 mínimo, lo que se explica, pues para que una fracción sea máxima debe ser máximo su numerador y mínimo su denominador; para igualdad de V_1 , W_1 será también máximo con G ; es decir, que a la sección más estrecha corresponde el máximo de gasto y de velocidad, lo que se comprende, porque si la misma cantidad ha de pasar en igual tiempo por la sección más estrecha, tendrá que hacerlo a la velocidad máxima; ésta viene dada por la fórmula

$$W_m = \sqrt{2gr P_c V_c},$$

que es la del sonido en un fluido a su paso por la sección mínima. Conocida esta última, pueden calcularse las demás del difusor.

La fuerza F de tracción depende de P_o y P_a , presiones de combustión y atmosférica.

En la primera fórmula de w figuraba el rendimiento térmico U_t , que depende de la temperatura de combustión t del combustible y viene dada por

$$t = \frac{-a + \sqrt{a^2 + 4.000 b Q_{mv}}}{2b};$$

en la que a y b son constantes específicas: a expresa los valores moleculares a la temperatura ordinaria, y b los aumentos por un grado, y Q_{mv} la cantidad de calor de la explosión de una molécula gramo de explosivo.

Respecto a comparación de motores entre reacción y hélice, sólo se puede decir que cada uno de ellos tiene sus características peculiares, y mientras los primeros suben más alto y más de prisa, los segundos tienen mayor autonomía para igualdad de carga, por lo que sus condiciones se complementan, y no es de esperar hoy por hoy ver un desplazamiento total de los segundos por los primeros; es decir, como ocurre con toda arma nueva, que no desplaza en absoluto a las antiguas.

En resumen: que con los motores de reacción la Aviación cuenta con un nuevo elemento de combate muy estimable, que viene a enriquecer la serie de los que el Mando dispone para con su manejo sabio y acertado conseguir la victoria, siendo, por otra parte, motores de un gran porvenir en otras aplicaciones industriales.