



Motores de reacción

Por CARLOS SANCHEZ TARIFA, Teniente Cadete de 6.º curso de Ingenieros Aeronáuticos.

(Continuación.)

Rendimiento de la propulsión.

El rendimiento aparente vendrá dado por la relación entre el trabajo útil conseguido en la unidad de tiempo y la potencia del motor. Es decir:

$$\eta_p' = \frac{TV}{P}$$

Pero en esta expresión del rendimiento no se ha tenido en cuenta que se ha ido consumiendo la energía cinética del combustible, por lo cual su verdadera expresión debe ser la siguiente:

$$\eta_p = \frac{TV}{P + \frac{1}{2} m V^2} = \frac{TV}{m \eta_0 L + \frac{1}{2} m V^2}$$

El término $\frac{1}{2} m V^2$ es despreciable frente a la potencia del motor a las velocidades de vuelo usuales hoy día. Para los resultados numéricos no lo tendremos en cuenta: únicamente se considerará cuando veamos el crecimiento indefinido del rendimiento con la velocidad; por esta razón no se tiene en cuenta en los aviones normales de hélice, en los que el rendimiento de la propulsión se anula cuando pasamos de una cierta velocidad.

Variación del rendimiento con la velocidad.

Si en la fórmula del rendimiento sustituimos la tracción T por su expresión en función de la velocidad, nos queda:

$$\eta_p = \frac{[V(1+q)(2\eta_0 L + qV^2) - qV]V}{\eta_0 L + \frac{1}{2} V^2}$$

Es fácil ver que el límite de esta expresión, cuando V tiende a infinito, es igual a

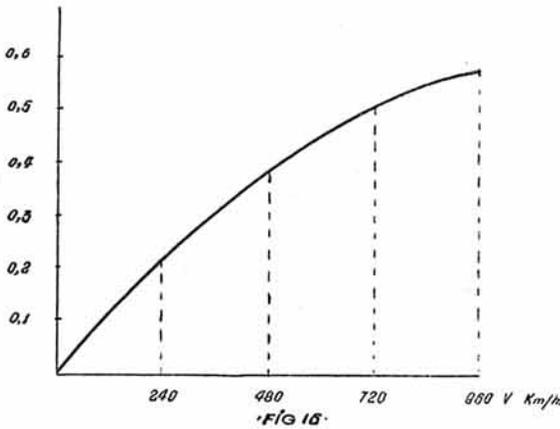
$$\lim_{V \rightarrow \infty} \eta_p = 2(\sqrt{(1+q)q} - q),$$

que para $q = 60$ vale aproximadamente 0,98.

Este límite se ha obtenido en el supuesto de la constancia de q , y es fácil ver que crece con ella, pues el límite de:

$$\lim_{q \rightarrow \infty} 2(\sqrt{(1+q)q} - q) = 1.$$

En la figura 16 insertamos la curva del rendimiento en función de la velocidad, curva obtenida con $\rho = 4$, $L = 10.300$ cal/kg., $q = 60$. La curva es monótona creciente, y aunque no se representa en la figura, por sólo estar dibujada para valores normales de la velocidad, tiene una asíntota próxima al rendimiento unidad.



Curva del rendimiento en función de la velocidad, para $\rho = 4$, $L = 10.300$ cal/kg.

Si hubiéramos empleado en el cálculo del límite la expresión del rendimiento aparente, hubiéramos obtenido un crecimiento infinito del rendimiento al crecer la velocidad; resultado evidentemente absurdo.

Variación del rendimiento con la relación aire combustible.

El denominador de la fórmula del rendimiento no depende de la relación aire-combustible q , mientras que η tiende al valor teórico; nos bastará, por tanto, sustituir el límite de T cuando q tiende a infinito a velocidad constante. Este límite es igual a

$$\lim_{q \rightarrow \infty} T = m \left(\frac{V}{2} + \frac{\eta_0 L}{V} \right)$$

Luego

$$\lim_{q \rightarrow \infty} \eta_0 = \frac{V \lim T}{\eta_0 L + \frac{V^2}{2}} = 1$$

La función es monótona creciente, tendiendo de un modo uniforme al valor límite.

Rendimiento global del grupo motopropulsor.

Se define usualmente este rendimiento en la forma siguiente:

$$\eta_{16} = \eta_0 \eta_p$$

Es decir, igual al producto de los rendimientos de la propulsión y global del motor.

Si tomamos para η_p la expresión del rendimiento aparente, nos queda:

$$\eta'_6 = \frac{T V}{m L}$$

y si queremos tener en cuenta la energía cinética del combustible,

$$\eta_6 = \frac{T V}{m L + \frac{1}{2} m V^2}$$

y en este caso,

$$\eta_6 \neq \eta_0 \eta_p$$

En la práctica coinciden los rendimientos aparente y verdadero.

Variación del rendimiento global con V y q .

Varía de un modo análogo a como lo hace el de la propulsión.

Con la velocidad crece indefinidamente, con un límite para la velocidad tendiendo a infinito, que coincide con el de η_p .

Es decir:

$$\lim_{V \rightarrow \infty} \eta_6 = 2 \sqrt{(1+q)q} - q \simeq 0,98 \quad (q = 60)$$

En la figura 17 insertamos la curva $\eta_6 = f(V)$.

Con q , también es una función monótona creciente, siendo:

$$\lim_{q \rightarrow \infty} \eta_6 = \frac{V \lim T}{m L + \frac{1}{2} m V^2} = \frac{\frac{1}{2} V^2 + \eta_0 L}{\frac{1}{2} V^2 + L} < 1$$

Análogamente a lo que sucedía con el rendimiento de la propulsión, no puede emplearse la

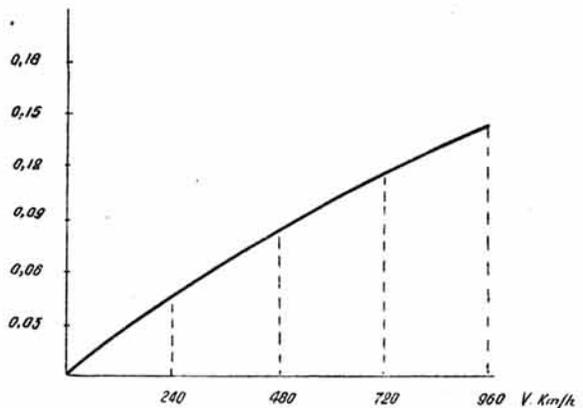


FIG. 17.

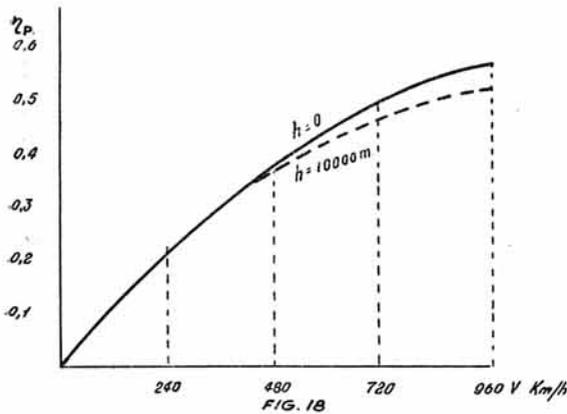
Variación del rendimiento con la velocidad.

expresión del rendimiento aparente para pasar al límite.

Influencia de la altura.

Como la expresión de ambos rendimientos no depende del consumo m de combustible, sólo varían con la altura, por ser función de ellas, el rendimiento, η_q , del motor.

En la figura 18 damos la curva del rendimiento de la propulsión con la velocidad, al nivel del mar y a 10.000 metros. En ella puede apreciarse que, salvo a grandes velocidades, coinciden ambas ramas, siendo el rendimiento en altura algo inferior que en el suelo.



Curvas del rendimiento en función de la velocidad, al nivel del mar y a 10.000 metros.

Estas curvas se han construido con:

$\rho = 4$, $q = 60$, $L = 10.300$ cal/kg. y un rendimiento global estático del motor al nivel del mar de 0,21. Se ha considerado la variación de temperatura con la altura dada por la Atmósfera Normal Internacional.

En cambio, el rendimiento global, como η_g sólo interviene en el numerador, pues

$$\eta_g = \frac{TV}{mL + \frac{1}{2}mV^2}$$

la variación es más acusada, apreciándose en la figura 19, construida con los mismos datos iniciales, un gran aumento del rendimiento con la altura, siendo este aumento cada vez más considerable al ir aumentando la velocidad. Vuelve aquí a verse la ventaja de volar con estos tipos de motores a grandes alturas y velocidades.

Influencia de la dilución de la mezcla en las características del motor.

En el estudio que se hizo del ciclo del motor se supuso que la mezcla era aire puro, y que ésta se comportaba como un gas perfecto.

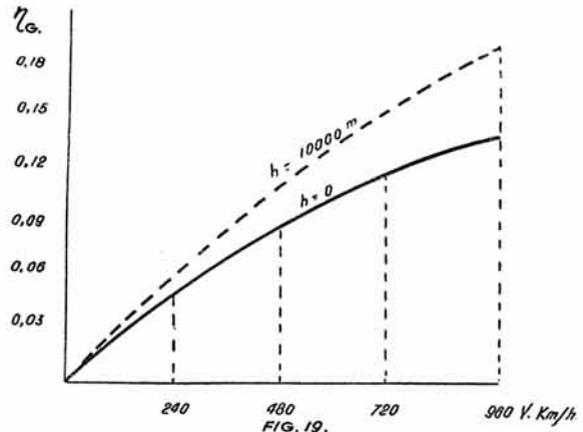
Si se quisiera hacer el estudio considerando la mezcla aire-combustible y teniendo en cuenta la variación de calores específicos con la temperatura, el cálculo perdería generalidad, pues se obtendría una expresión particular del rendimiento térmico para cada combustible empleado.

Los valores así obtenidos se diferencian poco de los teóricos, dada la gran dilución usual de la mezcla, siendo estos últimos algo superiores a los primeros y siendo la fórmula teórica el límite de todas las reales cuando q tiende a infinito.

También tiene q una gran influencia en las temperaturas a lo largo de la curva de expansión. Con $\rho = 4$, $q = 60$, se tiene para temperatura de fin de combustión unos 1.000 grados aproximadamente, mientras que con $q = 15$ se obtendrían unos 2.350 grados. Como todas las temperaturas del ciclo vienen limitadas por la temperatura máxima, capaz de soportarla los álabes de la turbina, resulta que hemos de funcionar siempre con un valor mínimo de q .

Se pueden destacar las ventajas de tener en el motor una gran dilución de mezcla (valor grande de q). Mayor rendimiento térmico, disminución de todas las temperaturas del motor, y como acabamos de ver, aumento considerable de los rendimientos de la propulsión y global, como consecuencia del incremento de tracción.

Pese a todas estas ventajas, no podemos funcionar con valores muy grandes de q , pues ten-



Influencia de la altura en el rendimiento.

dríamos unos gastos de aire tan considerables, que el aumento de secciones del motor y de potencias gastadas en la compresión nos anularían las otras ventajas. Como valor a que se ha llegado en la práctica, es el de $q = 60$, que, como hemos dicho, se apartan muy poco de él todos los motores construídos hoy día.

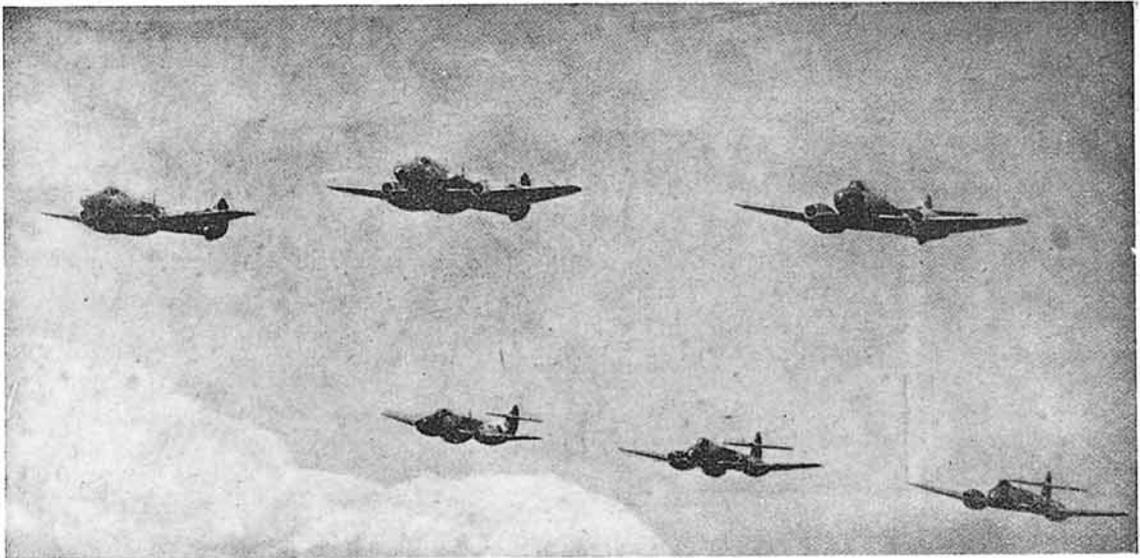
ESTUDIO DE LOS DIFERENTES ORGANOS DEL MOTOR

Cámaras de combustión.

El aire a presión procedente del compresor entra en unas cámaras de combustión dispuestas simétricamente alrededor del eje del motor. En ellas se inyecta combustible y de un modo continuo se verifica la combustión, aproximada-

inconvenientes que hubieron de salvar los primeros constructores.

Hay dos tipos fundamentales de cámaras: las que funcionan con flujo de gases en corriente invertida, y las de corriente directa. La de corriente directa es de mejor rendimiento, teniendo poca caída de presión y dando una salida de gases homogénea; además, para una misma sección transversal permite un mayor paso de gases, lo que hace posible hacerlas de tamaño más reducido. En cambio, presenta el inconveniente de tener que emplear un árbol compresor-turbina de mayor longitud, debiendo fabricarse éste con un acoplamiento y teniendo necesidad de emplear un cojinete más. También es necesario prever juntas de dilatación en las cámaras.



Una formación de Gloster "Meteor IV", equipados con motores "Derwent", de turbina, desfilando durante las fiestas celebradas en Londres para conmemorar el primer aniversario de la victoria.

mente a presión constante (siempre hay una pequeña caída de presión).

Esta es la parte del motor en que menos interviene la teoría y más la práctica e investigación. Hubieron de resolverse grandes dificultades para lograr un perfecto diseño de la cámara de combustión. En ellas ha de lograrse una combustión completa, debiendo salir los gases de escape completamente quemados y lo más homogeneizados posible, para evitar deterioros en los álabes de la turbina. La formación de carbonilla, la parte de materiales, y especialmente evitar la destrucción de las soldaduras, fueron

Se utiliza en los motores "Rolls-Royce I-40", de la General Electric; "Havilland-Goblin", "Metropolitan-Vickers", etc., etc.

Las cámaras con inversión de marcha permiten un árbol más corto, con todas sus ventajas; no necesitan juntas de dilatación por compensarse ella por sí sola, y producen una expansión mayor de los gases a su llegada a la turbina, permitiendo trabajar a los álabes a menores temperaturas. Es utilizada en los motores "Bristol Theseus I-16", de la General-Electric, y en los primitivos motores "Whittle", etc.

La tendencia moderna parece ser que se inclina a fabricar los motores con cámaras de corriente directa.

Descripción y funcionamiento de una cámara de combustión.

En la figura 20 está dibujada la cámara de combustión del motor "Havilland-Goblin II". Está formada por la envolvente exterior y un tubo interior concéntrico con ella (tubo de llamas o apagallamas).

Por su parte delantera penetra el aire del compresor, chocando con una pantalla perforada o deflector; una parte penetra en el tubo de llamas (con una relación aire-combustible de

del orden de los 2.000 grados, lo que hace necesario construirlo de acero inoxidable de alta calidad.

Todas las cámaras de combustión van interconectadas por medio de tubos (visibles en la figura) para igualar la presión y para no tener que poner bujías para el arranque en todas ellas.

Estas cámaras de combustión funcionan sin refrigeración, aunque los alemanes, en sus motores, sacaban aire del compresor para enfriarlas, pudiendo emplear de esta forma materiales de peor calidad, aunque perdiendo características en el motor.

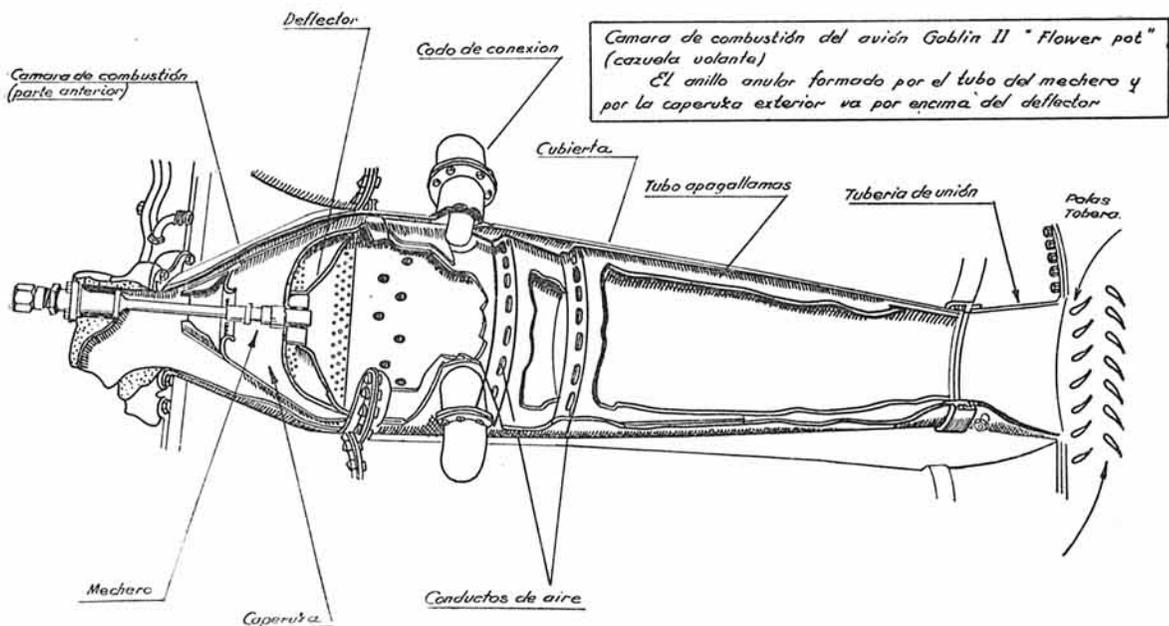


Figura 20.

18/1 aproximadamente), y con ella es con la que se quema el combustible. Este sale a presión (de 50 a 70 kg/cm², según el tipo de motor) por un inyector del tipo de tobera abierta. Para mejorar la combustión se le provoca turbulencia al aire de entrada por medio de unas aletas helicoidales. El aire exterior al tubo de llamas va penetrando en él por agujeros de conexión, enfriando y homogeneizando la mezcla de tal modo que al salir de la cámara ya se ha verificado por completo la combustión y se ha reducido la temperatura a límites tolerables por los álabes de la directriz.

Dentro del tubo de llamas, la temperatura es

Para el arranque hay motores (Rolls-Royce "Nene") que llevan un inyector especial que funciona en combinación con la magneto de lanzamiento.

La descripción del sistema de alimentación y mecanismos auxiliares de puesta en marcha quedan para un artículo especialmente dedicado a ello.

De momento sólo haremos notar la ventaja de funcionar en régimen continuo de inyección, lo que nos permite emplear inyectores de tobera abierta, no teniendo que tenerse en cuenta para los cálculos la elasticidad de tuberías y combus-

tible ni efectuar el estudio de las ondas de presión.

En los primeros motores se empleaban bombas de carrera constante, con regulación por estrangulación. Hoy día los ingleses han construido una bomba especial de émbolos múltiples de carrera variable (sistema "Lucas"), con reguladores de presión y régimen máximos, y correctores de gasto con la altura.

Dado lo que nos interesa que la mezcla se quemé por completo a la salida de la cámara, hace necesario que la pulverización del chorro sea lo mayor posible, y el funcionamiento en inyección continua nos lleva a tener especial interés en la dispersión, penetración y velocidad de penetración del chorro.

ESTUDIO DEL GRUPO COMPRESOR-TURBINA

Turbina.

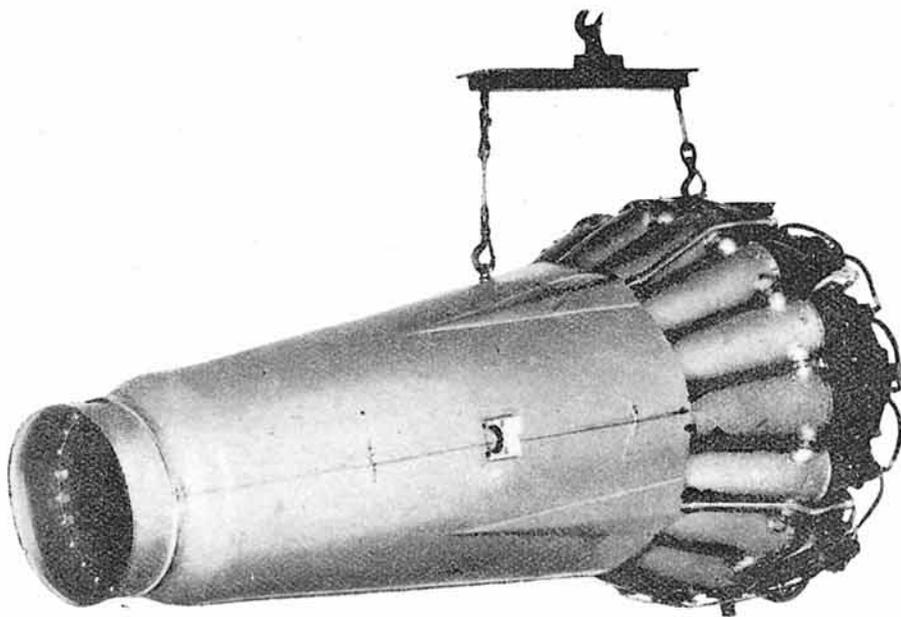
Es el órgano encargado de suministrar la necesaria potencia para la compresión, tomando para ello parte de la energía que poseen los gases en su fase de expansión.

Es la parte del motor que trabaja en condiciones más duras en el turbo-reactor. En los mo-

tores corrientes ("Rolls-Royce Derwent V", "Havilland-Goblin II") la potencia gastada en la compresión es muy elevada, llegando a valer unos 6.000 HP. Esto nos obliga a adoptar grandes velocidades periféricas, de hasta 370 m/seg., si no queremos utilizar turbinas de varios escalonamientos, con el consiguiente aumento de peso y pérdida de rendimiento. Por otra parte, las grandes temperaturas a que están sometidos los álabes (hasta 850 grados) hacen que el material trabaje en muy malas condiciones, sometido a grandes fatigas y altas temperaturas, que llegan a producirle sollicitaciones plásticas y efectos de corrosión.

El progreso conseguido en la elaboración de aceros especiales ha permitido llegar al estado actual de los turbo-reactores, pues la turbina era el mayor inconveniente que se encontraba en su fabricación.

El tipo corrientemente empleado de turbina, mientras no se trate de motores de excesiva potencia, es la formada por un solo escalón, con una directriz (estator) y un rodete móvil (rotor), acoplada directamente al compresor por un árbol continuo o con un ensamble en su parte central.



Turbina "Goblin", de la Casa De Havilland.