

El techo y la velocidad máxima de los aviones equipados con turborreactores

Por CARLOS SANCHEZ TARIFA
Capitán Ingeniero Aeronáutico.

(Primer premio del Tema de Técnica de nuestro Concurso de Artículos.)

Desde que a principios de nuestro siglo aparece y comienza a desarrollarse la Aviación han existido dos factores, ligados estrechamente a ella, quienes en todo instante han marcado el grado de avance conseguido en dicho desarrollo. Nos referimos a la velocidad y altura de vuelo, y más concretamente aún, a los valores máximos que de ellas han podido lograrse.

Es cierto que existen otros factores de la mayor importancia, tales como la autonomía, seguridad, carga útil, maniobrabilidad, etcétera, etc., que también han ido mejorando a medida que la Aviación evolucionaba, pero no están tan intrínsecamente vinculados al progreso de la Aviación como la velocidad y altura de vuelo que, como hemos dicho, son realmente quienes han marcado la pauta de dicho progreso. Desde que el avión se eleva unos pocos metros sobre

el suelo y vuela a poco más de un centenar de kilómetros por hora, ha sido incesante la aspiración de ir aumentando los valores de estas dos magnitudes. Primeramente, debido al impulso meramente deportivo; más tarde, por el comercial, ya de mayor importancia; pero, muy especialmente, desde que se descubren las enormes posibilidades de la Aviación como una nueva Arma de combate.

Volar más alto y más de prisa ha sido la norma marcada en la Aviación militar desde que se inicia. El avión de bombardeo, buscando la mayor rapidez en llegar a su objetivo y procurando presentar las mayores dificultades a la interceptación, tanto desde tierra como desde el aire. El avión de caza, siguiendo al bombardero, y procurando superarle en techo y velocidad máxima. Ciertamente que, impuesto por la

necesidad de obtener una mayor precisión en los bombardeos, se han efectuado, a veces, éstos a baja cota, muy inferior al techo del avión; pero, hoy día, con la utilización

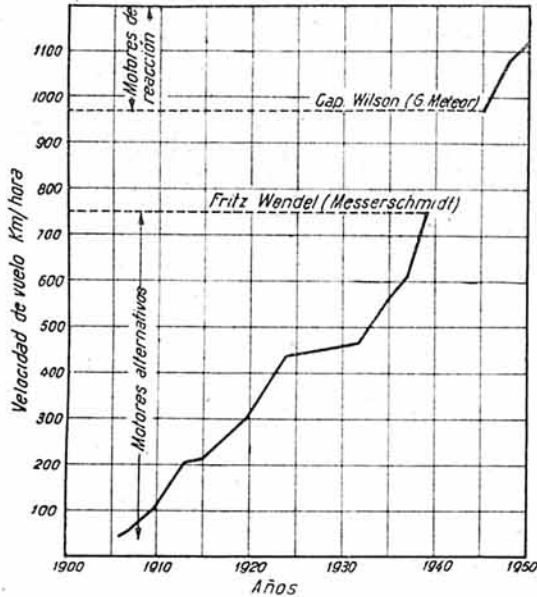


Figura 1.—Evolución de los récords de velocidad máxima en avión a través del tiempo.

de la energía nuclear como medio explosivo ha perdido importancia este factor, siendo, por el contrario, esencial que disminuyan hasta el máximo posible los riesgos de interceptación. Para el avión de bombardeo estratégico cargado con bombas atómicas, es una necesidad vital volar alto y de prisa, y esta tendencia puede apreciarse en los más modernos aviones de bombardeo de los Estados Unidos (B-36, B-47, por ejemplo).

Por estas razones, es de la mayor importancia el conocer qué valores son susceptibles de lograrse de estos dos factores, techo y velocidad máxima, en los aviones equipados con los modernos sistemas motopropulsores, es decir, con los motores de reacción.

En las figuras 1 y 2 se insertan unos gráficos en los que pueden verse cómo han ido aumentando los récords de velocidad máxima y altura de los aviones en el transcurso de este medio siglo: Puede apreciarse en ellos cómo las curvas se interrumpen en los años 1938 y 1939, cuando dió comienzo la última guerra mundial y no se

homologaron nuevos records. Los gráficos vuelven a iniciarse en los años de la post-guerra, pero habiéndose obtenido un salto brusco en los valores máximos que se habían alcanzado. No se debe ello, como a primera vista pudiera parecer, a la interrupción establecida en el tiempo y a los consiguientes adelantos técnicos conseguidos durante la guerra en los aviones y en los motores alternativos, sino a la aparición de unos sistemas motopropulsores de concepción enteramente nueva: los motores de reacción, y muy especialmente, los turborreactores, sistema perfectamente apto para la impulsión de los aviones, y con quienes se han conseguido batir ampliamente todos los records de velocidad máxima y altura de vuelo. En efecto, desde las marcas establecidas por Fritz Wendel (abril de 1939, avión Messerschmidt, velocidad máxima 755,138 kilómetros por hora) y Mario Pezzi (noviembre de 1938, avión Caproni, altura máxima 17.083 metros), no se ha homologado ningún record de velocidad o altura establecido por aviones equipados con motores alternativos. Por el contrario, desde el año 1940 todas las marcas han sido conseguidas mediante aviones equipados con turborreactores, quienes han aumentado los valores anteriormente citados de velocidades máximas y alturas de vuelo en más de

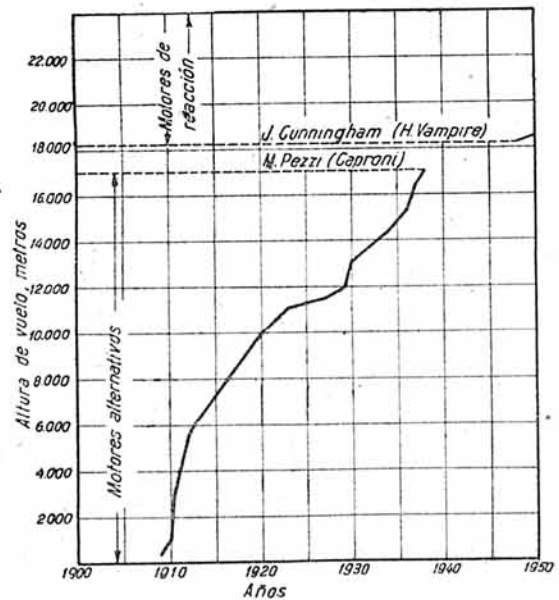


Figura 2.—Evolución de los récords de altura en avión a través del tiempo.

400 kilómetros por hora y más de 1.000 metros, respectivamente.

No obstante, no puede esperarse que estas marcas hayan de ir aumentando indefinidamente. Así como el rendimiento propulsivo de su hélice y las pérdidas mecánicas son las causas principales que han limitado los valores máximos de la velocidad y altura de vuelo, susceptibles de alcanzarse con motores alternativos, existen otras causas diferentes que también limitan dichas variables en el caso de los turbo-reactores, causas aún no muy divulgadas y que son los que nos proponemos estudiar en este trabajo.

Como ya hemos indicado, nos referiremos, exclusivamente, a los turbo-reactores. Los termorreactores y cohetes no son sistemas aptos para la impulsión de los aviones, sino para la de proyectiles, o como un medio propulsivo auxiliar en aquéllos. En el estudio de sus limitaciones, en cuanto a velocidad y altura se refiere, intervienen factores de la mayor importancia, ajenos al funcionamiento del motor, como es el caso de la cantidad de combustible que puede almacenarse en el proyectil. Gran parte de las conclusiones que estableceremos para los turbo-reactores serán válidas para los turbohélices, especialmente para su funcionamiento como motor, pues sus características propulsoras pertenecen a las de las hélices, siendo, por tanto, iguales a las de un sistema motopropulsor usual.

Finalmente, indicaremos que, aunque el diseño estructural y aerodinámico de un avión influye grandemente en los valores que se obtengan para las velocidades y alturas máximas de vuelo, es realmente su instalación motopropulsora quien fija los valores límites de dichas variables. Por esta razón, es de una gran importancia conocer exactamente sus posibilidades funcionales y analizar qué factores son los que impedirían alcanzar valores indefinidamente crecientes de la velocidad y altura de vuelo.

Velocidad máxima. Cálculo del rendimiento de la toma dinámica con velocidades supersónicas.

Es un hecho conocido y grandemente divulgado que la velocidad de vuelo mejora las características funcionales de los turbo-

reactores. Debido a la toma dinámica de aire, se incrementa la presión y temperatura en la admisión del compresor, dando lugar a que aumente el rendimiento termodinámico del motor y el gasto en peso de aire. El empuje, si bien decreciente al principio, posteriormente aumenta y puede llegar a superar su valor inicial, a causa, principalmente, del gran incremento que va experimentando el gasto en peso de aire. El rendimiento de la propulsión aumenta indefinidamente, tendiendo hacia la unidad, siendo ésta, quizá, la mayor diferencia que existe entre la propulsión por reacción y

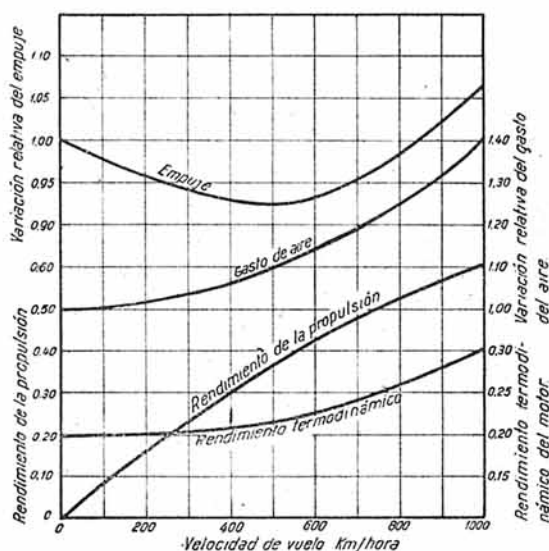


Figura 3.—Curvas típicas de variación con la velocidad de vuelo de las magnitudes más características de los turbo-reactores.

la propulsión mediante hélices. En la figura 3 se ha insertado un gráfico en el que están trazadas las curvas típicas de variación con la velocidad de vuelo de las magnitudes anteriormente citadas.

Ahora bien, todas estas conclusiones son válidas exclusivamente para la zona de vuelo subsónica, pues cuando se supera la velocidad del sonido se obtienen resultados muy diferentes, como a continuación veremos, debido a la inevitable formación de una onda de choque delante o en la propia tobera de entrada del turbo-reactor.

Cuando un fluido se comprime, pasando de una velocidad supersónica a otra subsónica, es sabido que esta transformación

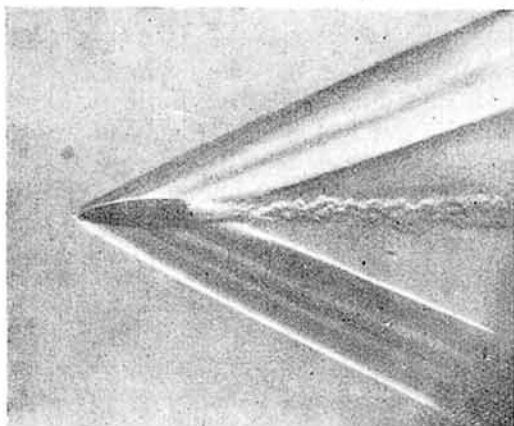


Figura 4.—Onda de choque oblicua producida por un proyectil (proa aguda). (Fotografía tomada del libro "Lehrbuch der Balistik".)

se realiza a través de una onda de choque. En ella se elevan bruscamente la presión y temperatura en un proceso irreversible, es decir, que detrás de ella se obtiene menor presión que si se hubiera amortiguado la velocidad de un modo continuo hasta el valor correspondiente al que resulta después del choque. Es esto lo que acontece a cualquier objeto en vuelo con velocidad supersónica. La velocidad relativa del aire respecto a él ha de amortiguarse hasta llegar a ser nula en el punto o puntos de remanso situados en parte anterior de dicho objeto. Cuando éste tiene una proa o carenado afilado, se forma una onda de choque oblicua con su vértice coincidiendo con el del obs-

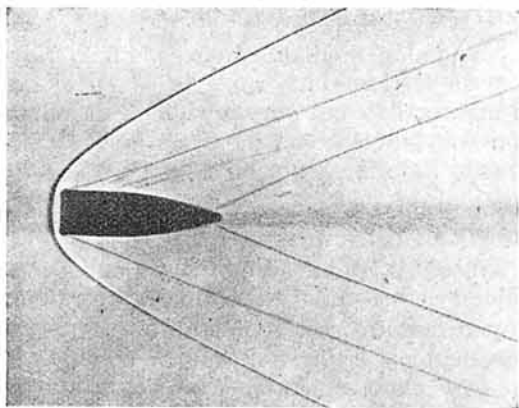


Figura 5.—Onda de choque desprendida producida por un proyectil (proa plana). (Fotografía tomada del libro "Lehrbuch der Balistik".)

láculo, mientras que si es redondeado, se forma una onda de choque desprendida (figs. 4 y 5). Cuando se produce una onda de choque en el interior de una tobera, es la denominada onda normal, en la que las velocidades de entrada y salida son perpendiculares a la onda de choque.

En el caso que nos interesa, de la tobera de entrada de un turborreactor, el tipo de ondas de choque que se formen dependerá de la forma y disposición de dicha tobera. Cuando la tobera no tenga ningún buje saliente en su parte central, y aunque sus bordes sean agudos, se formará una onda de choque desprendida tal como la indicada en la figura 6. Esto se debe a que en la misma sección de entrada la velocidad tiene ya que ser subsónica, por ser de análoga magnitud que la velocidad del aire en la admisión del compresor, de valor casi constante, aunque varíe la velocidad de vuelo, y del

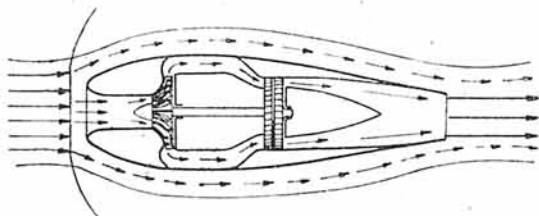


Figura 6.—Formación de una onda de choque desprendida delante de la tobera de un turborreactor. Su parte central se puede calcular como una onda normal.

orden de poco más de unos 100 metros por segundo.

La parte central de dicha onda de choque desprendida, correspondiente a la sección de entrada de la tobera, puede equipararse a una onda de choque normal, y en esta forma será como se considere. Como hemos dicho, el esquema de ondas de choque que se organicen dependerá, esencialmente de la disposición de la tobera y forma del carenado del motor, pero esta cuestión se soslayará, considerando en todo caso las leyes correspondientes al choque normal. Estas ondas de choque son las de peor rendimiento, por lo cual, siempre se estará en el caso más desfavorable al suponer que es éste el tipo de ondas que se forman.

Se ha estudiado la posibilidad de evitar la formación de ondas de choque normales disponiendo un buje saliente y afilado

en el centro de la tobera de entrada, que daría lugar a que se formase una onda de choque oblicua en su vértice, que reflejándose en las paredes de la tobera, produciría el paso de régimen supersónico a subsónico, a través de varias ondas de choque oblicuas en vez de a través de una sola onda de choque normal (1). De esta manera se conseguiría mayor rendimiento, pero este problema presenta muchas dificultades, no estando aún resuelto, por lo cual, seguiremos considerando la hipótesis de onda de choque normal.

Distinguiendo con los subíndices 1 y 2 a las condiciones, antes y después del choque, se define el rendimiento adiabático del choque mediante la relación:

$$\eta_{ch} = \frac{\left(\frac{p_2}{p_1}\right)^\gamma - 1}{\frac{T_2}{T_1} - 1} \quad [1]$$

en la que p y T son las presiones y temperaturas absolutas, respectivamente.

A nosotros nos va a interesar más referir este rendimiento a las condiciones de remanso después del choque, es decir, a las condiciones que se obtendrían amortiguando isentrópicamente la velocidad después del choque hasta su anulación. Designando con

el subíndice o a estas condiciones, resulta para el rendimiento:

$$\eta_{ch} = \frac{\left(\frac{p_{o2}}{p_1}\right)^\gamma - 1}{\frac{T_{o1}}{T_1} - 1} \quad [2]$$

Para el cálculo de las variables que intervienen en esta fórmula, admitiremos que las condiciones antes del choque corresponden a la corriente sin perturbar, o sea, que la velocidad del aire es igual a la velocidad de vuelo.

Mediante las siguientes expresiones, perfectamente conocidas, del choque normal:

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (N_{M1}^2 - 1), \quad [3]$$

$$N_{M2}^2 = \frac{2 + (\gamma - 1) (N_{M1}^2 - 1)}{1 - \gamma + 2\gamma N_{M1}^2}; \quad [4]$$

en la que N_{M1} y N_{M2} indican los números de Mach antes y después del choque, y con las fórmulas:

$$\left(\frac{p_{o2}}{p_2}\right)^\gamma = 1 + \frac{\gamma-1}{2} N_{M2}^2, \quad [5]$$

$$T_{o1} = T_{o2} = T_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} N_{M1}^2\right), \quad [6]$$

correspondientes a la compresión de un gas, se obtiene como expresión del rendimiento del choque:

$$\eta_{ch} = \frac{(\gamma + 1) N_{M1}^2 \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (N_{M1}^2 - 1)\right]^\gamma - 4\gamma N_{M1}^2 + 2(\gamma - 1)}{2\gamma(\gamma - 1) N_{M1}^4 - (\gamma - 1)^2 N_{M1}^2} \quad [7]$$

que sólo depende del número de Mach inicial, el cual, a su vez, se calcula de un modo inmediato en función de la velocidad de vuelo y la temperatura exterior con la fórmula:

$$N_{M1} = \frac{V_1}{\sqrt{g\gamma RT_1}} \quad [8]$$

La expresión del rendimiento es algo complicada, por lo cual la representaremos gráficamente un poco más adelante, a fin de facilitar los cálculos.

En el funcionamiento subsónico de los turborreactores se producen pérdidas en su tobera de entrada, debidas a rozamientos y choques del aire, que dan lugar a que el aumento de presión dinámica obtenido haya que afectarlo de un rendimiento menor que la unidad, del orden de 0,90-0,95, según los tipos de tobera de entrada. Por tanto, a las pérdidas propias de la onda de choque, en régimen supersónico, hay que añadirle las que se producen en la tobera, pero como estas últimas son de mucha menor conside-

ficamente un poco más adelante, a fin de facilitar los cálculos.

(1) En la onda de choque normal se pasa siempre de un régimen supersónico a otro subsónico, mientras que no es esto lo que sucede para las ondas de choque oblicuas.

ración, especialmente en cuanto el número de Mach sobrepasa apreciablemente de la unidad, pueden despreciarse frente a las primeras. Esto se justifica, además, teniendo en cuenta que es muy frecuente despreciar las pérdidas en la tobera de entrada en régimen subsónico, tomando su rendimiento igual a la unidad, cuando se calcula la variación del rendimiento termodinámico de los turborreactores con la velocidad de vuelo.

Según es norma usual, se estudia la fase de compresión dinámica en la tobera de entrada de los turborreactores, suponiendo que la velocidad del aire en la admisión del compresor es despreciable frente a la velocidad exterior, y admitiendo, en consecuencia, que el aire se comprime hasta el estado de velocidad nula. Para mantener esta aproximación, aun con pequeños valores de la velocidad de vuelo, se toman los incrementos de presión y temperatura en el compresor a partir de dichas condiciones de remanso, y no de las que realmente existen en la admisión del compresor.

De acuerdo con las consideraciones anteriores, podrá tomarse el rendimiento del choque referido a las condiciones de remanso, tal y como lo hemos establecido en la fórmula [7], como rendimiento global de la toma dinámica del turborreactor, admitiéndose, por tanto, que es igual a la unidad en toda la zona subsónica de vuelo. No obstante, cuando se quiera una mayor aproximación y se deseen incluir las pérdidas de la tobera, puede tomarse un rendimiento global de la toma dinámica igual a la media proporcional de los rendimientos de la tobera y choque, este último, referido a las condiciones existentes después del choque y no a las de remanso. Según esto, el rendimiento adiabático de la toma dinámica vendrá dado por la expresión:

$$\eta_{ad} = \frac{(T_1 - T_2) \eta_{ch} + (T_2 - T_{o1}) \eta_{ar}}{T_1 - T_{o1}}; \quad [9]$$

en la que η_{ar} es el rendimiento adiabático de la tobera, que puede tomarse igual a su correspondiente valor para régimen subsónico; T_{o1} es la temperatura de remanso, que suponemos corresponde a las condiciones existentes en la admisión del compresor, dada por la fórmula [6], y η'_{ch} es el rendimiento del choque definido en la fórmula

la [1], y que se calcula con la fórmula [3] y con la expresión:

$$\frac{T_2}{T_1} = 1 + \frac{2\gamma(\gamma-1) [N_{M1}^4 - 1]}{(\gamma+1)^2 N_{M1}^2} \quad [10]$$

Conviene advertir que en régimen subsónico es $T_1 - T_2 = 0$, $\eta'_{ch} = 1$, siendo, por tanto $\eta_{ad} = \eta_{ar}$. En cambio, en régimen supersónico, a medida que aumenta el número de Mach, la diferencia $T_1 - T_2$ crece cada vez más, mientras que $T_2 - T_{o1}$ disminuye, por lo cual el rendimiento η_{ad} tiende a valer η'_{ch} , y éste, a su vez, tiende a confundirse con η_{ch} .

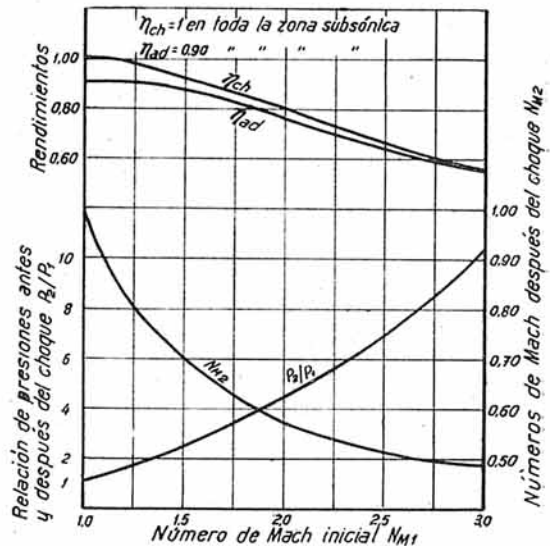


Figura 7.—Rendimientos, presiones y números de Mach en una onda de choque normal en la tobera de entrada de un turborreactor.

En la figura 7 están representados los dos rendimientos η_{ch} y η'_{ch} en función del número de Mach inicial, así como las presiones y números de Mach después del choque. Como puede apreciarse en ella es pequeña la diferencia entre ambos rendimientos, obteniéndose prácticamente los mismos resultados cuando se introduce uno u otro en los cálculos del rendimiento termodinámico del motor.

Cálculo del rendimiento termodinámico de los turborreactores con velocidades supersónicas de vuelo.

Una vez analizados los valores del rendimiento de la toma dinámica, basta introducirlos en la expresión del rendimiento ter-

modinámico de los turborreactores para que se pueda estudiar su variación con velocidades supersónicas de vuelo.

Existen numerosas fórmulas para el cálculo de dicho rendimiento termodinámico en función de diversos parámetros que representan las distintas clases de pérdidas que se producen en el funcionamiento del motor. Como es natural, el número de parámetros depende de la aproximación con que quiera establecerse la fórmula.

No es nuestro propósito pararnos a estudiar con detenimiento el ciclo de los tur-

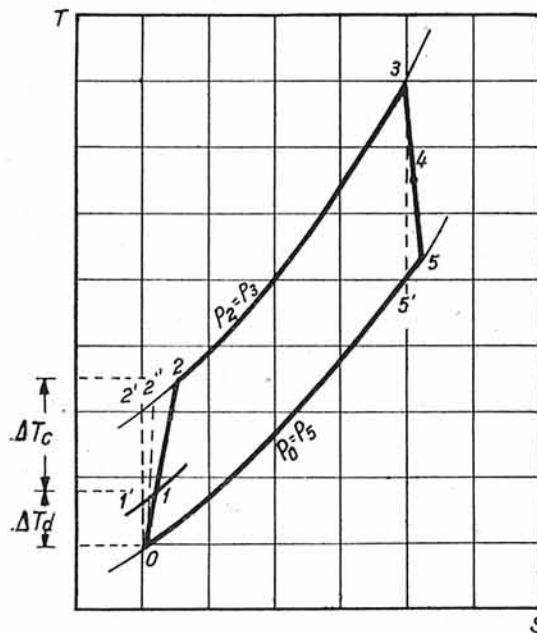


Figura 8.—Ciclo real de referencia 0-1-2-3-4-5: 0-1, toma dinámica; 1-2, compresión en el compresor; 2-3, combustión; 3-4, expansión en la turbina; 4-5, expansión en la tobera de salida. Las partes acentuadas se refieren a temperaturas teóricas o ideales de igual presión.

borreactores, ya de sobra conocido, sino únicamente determinar una fórmula de su rendimiento apropiada a nuestro caso. Como hemos visto, al producirse velocidades supersónicas disminuye grandemente el rendimiento de la toma dinámica. Más adelante, también veremos que para grandes alturas de vuelo podrán disminuir considerablemente los rendimientos del compresor y de la combustión. Por estas razones, hemos de destacar la influencia de estos tres parámetros en la fórmula del rendimiento, prescindiendo de simplificaciones que nor-

malmente se establecen en la fase de compresión, y no tomando, como a veces se efectúa, el rendimiento de la combustión igual a la unidad.

En cambio, admitiremos que los rendimientos de la turbina y de la tobera de salida permanecerán constantes, aunque se modifiquen las condiciones exteriores, velocidad y altura de vuelo, por lo cual, podremos introducir un rendimiento global de la fase de expansión de valor constante. Asimismo podremos admitir que el aire se comporta como un gas perfecto; no tendremos en cuenta la diferencia de gastos entre la compresión y expansión, ni la variación en sus propiedades termodinámicas, y despreciaremos, en todo caso, las pérdidas de calor por las paredes. Tampoco tendremos en cuenta la pequeña pérdida de presión que se produce en las cámaras de combustión, sensiblemente proporcional a la presión de entrada en ellas, y de muy pequeña influencia en los valores del rendimiento termodinámico del motor.

De acuerdo con esto, para definir por completo el ciclo de trabajo, y, por tanto, su rendimiento, necesitamos los parámetros siguientes:

- η_{ad} = rendimiento adiabático de la tobera de entrada (a partir de él y del número de Mach inicial, se calcula η_{ad}).
- η_{ac} = rendimiento adiabático del compresor.
- γ_{ig} = rendimiento de la combustión.
- η_{ae} = rendimiento adiabático global de la expansión.
- ΔT_c = incremento real de temperatura en el compresor.
- L = poder calorífico inferior del combustible, en kcal/kg.
- T_s = temperatura final de la fase de combustión, o bien, r = relación aire/combustible, en peso.
- T_a = temperatura absoluta del aire ambiente.
- V = velocidad de vuelo; o bien, N_M = número de Mach correspondiente a la velocidad V y temperatura T_a .

Conviene advertir que, de aquí en adelante, el subíndice 0 se referirá a las condiciones exteriores, mientras que los subíndices 1, 2, 3, 4 y 5 indican las diversas fases

del ciclo, el cual está representado en la figura 8, no debiendo confundirse con los sub-índices 1 y 2, correspondientes al choque, que anteriormente se insertaron.

Nosotros supondremos, como es norma general, que el régimen del motor es constante, aunque se modifiquen las condiciones exteriores. Por tanto, el incremento real de temperatura en el compresor permanece también prácticamente constante, razón por la cual lo hemos tomado como parámetro, en vez de a la relación de compresión.

Cuando se consideran valores variables de la velocidad y altura de vuelo, es norma usual tomar como parámetro independiente y de valor constante la temperatura T_3 de fin de combustión, bien por consideraciones de regulación del motor, y muy especialmente para fijar un límite máximo a las temperaturas de los gases en la admisión de la turbina. Nosotros así lo haremos, aunque también indicaremos los resultados que se obtienen tomando constante la relación aire/combustible, pues en esta forma las calorías suministradas al ciclo por kilogramo de aire son también constantes. De esta manera puede estudiarse exactamente el efecto beneficioso o perjudicial de cualquier variable, independizando el problema de cuestiones metalúrgicas o de regulación, y dejándolo reducido a un simple estudio termodinámico.

El rendimiento termodinámico del ciclo vendrá dado por la expresión:

$$\eta_{T'} = \eta_{T'} \frac{T_3 - T_2 - (T_5 - T_0)}{T_3 - T_2} = \eta_{T'} \left[1 - \frac{T_5 - T_0}{T_3 - T_2} \right]; \quad [11]$$

fórmula en la que hemos de expresar T_5 y T_2 en función de los parámetros funda-

mentales. Mediante las expresiones (ver figura 8):

$$\eta_{ac} = \frac{T_3 - T_5}{T_3 - T_3'}, \quad [12]$$

$$T_5' = T_3 \frac{T_0}{T_2'}, \quad [13]$$

resulta:

$$T_5 = T_3 \left[1 - \eta_{ac} \left(1 - \frac{T_0}{T_2'} \right) \right]. \quad [14]$$

En la fórmula anterior T_2' viene dada por

$$T_2' = T_1' \frac{T_2''}{T_1}. \quad [15]$$

Denominando ΔT_d al incremento de temperatura que se produce en la toma dinámica, o sea:

$$\Delta T_d = T_1 - T_0 = \frac{V^2}{2g\mathcal{F}c_p}. \quad [16]$$

\mathcal{F} = equivalente mecánico del calor.
 c_p = calor específico.

se obtiene como expresión de las temperaturas T_1 , T_1' y T_2'' :

$$T_1 = T_0 + \Delta T_d; \quad [17]$$

$$T_1' = T_0 + \eta_{ad} \Delta T_d; \quad [18]$$

$$T_2'' = T_1 + \eta_{ac} \Delta T_c = T_0 + \Delta T_d + \eta_{ac} \Delta T_c. \quad [19]$$

Por tanto:

$$T_2' = (T_0 + \eta_{ad} \Delta T_d) \frac{T_0 + \Delta T_d + \eta_{ac} \Delta T_c}{T_0 + \Delta T_d}. \quad [20]$$

Mientras que T_2 es igual a:

$$T_2 = T_0 + \Delta T_d + \Delta T_c. \quad [21]$$

Sustituyendo [20] en [14] para obtener el valor de T_5 , y con la expresión de T_2 dada en [21] ya podemos expresar el rendimiento del ciclo en función de los parámetros fundamentales que lo definen. Resulta:

$$\eta_{T'} = \eta_{T'} \left[1 - \frac{T_3 \left[1 - \eta_{ac} \left(1 - \frac{T_0 (T_0 + \Delta T_d)}{(T_0 + \eta_{ad} \Delta T_d) (T_0 + \Delta T_d + \eta_{ac} \Delta T_c)} \right) \right]}{T_3 - (T_0 + \Delta T_d + \Delta T_c)} \right]. \quad [22]$$

Al considerar variable la velocidad de vuelo, en la fórmula anterior solamente varían η_{ad} y ΔT_d . Esta variación se estudia en función del número de Mach con las fórmulas [7] ó [9] para η_{ad} , según se to-

me $\eta_{ad} = 1$ o su verdadero valor. En cuanto a ΔT_d , tenemos:

$$\Delta T_d = \frac{V^2}{2g\mathcal{F}c_p} = T_0 \left(\frac{\gamma - 1}{2} N_M^2 \right). \quad [23]$$

Ya tenemos establecidas todas las fórmulas que relacionan el número de Mach inicial con el rendimiento termodinámico del motor. En la figura 9 están expuestas gráficamente sus leyes de variación, para cuyo cálculo se han tomado:

$\eta_{ad} = \eta_{ch}$ (fórmula [7]); $\eta_{ac} = 0,80$; $\eta_{as} = 0,90$; $\eta_q = 1$; $\Delta T_c = 180^\circ$; $T_a = 288^\circ K$; $T_3 = 1.140^\circ K = \text{constante}$; $L = 10.300 \text{ kcal/kg}$.

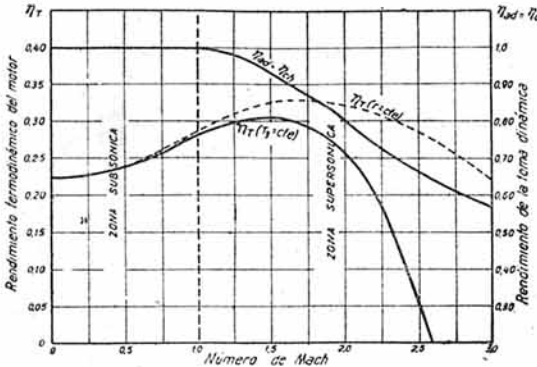


Figura 9.—Variación del rendimiento termodinámico del motor con el número de Mach.

También se han efectuado los cálculos tomando $r = \text{constante} = 60 : 1$, siendo en este caso variable la temperatura T_3 .

En la figura puede apreciarse cómo el rendimiento disminuye rápidamente cuando se sobrepasan números de Mach iguales a 2, anulándose cuando este número de Mach toma un valor del orden de 2,5. Este decrecimiento y anulación del rendimiento se debe a la disminución del rendimiento de la toma dinámica, y también a que cada vez va siendo menor la energía calorífica que se suministra al motor, pues al ser T_3 constante e ir aumentando las temperaturas de la fase de compresión a causa del incremento de temperatura de la toma dinámica, es necesario que la relación aire/combustible sea cada vez mayor a fin de compensar este efecto.

No obstante, aun para $L/r = \text{constante}$, o sea, introduciendo una energía calorífica constante en el ciclo (curva punteada de la figura) el rendimiento también llegaría a anularse, debido a que las pérdidas absolutas en el ciclo son cada vez mayores, llegando un momento en que igualan al valor

de la energía suministrada y anulándose, en consecuencia, el rendimiento del motor. Por otra parte, en este caso se alcanzarían temperaturas muy elevadas, incapaces de ser resistidas por los materiales de las cámaras de combustión y turbina.

En la figura 10 se muestra cómo disminuye el incremento de temperatura durante la combustión cuando aumenta el número de Mach y se mantiene constante la temperatura T_3 , así como el caso inverso, en el que al ser constante r o el incremento de temperatura ΔT_q , crece grandemente la temperatura T_3 de fin de combustión.

Indicaremos que para estos cálculos hemos tomado $\eta_{ad} = \eta_{ch}$, despreciando las pérdidas propias de la tobera de entrada, pero es que la pequeña diferencia existente entre estos dos rendimientos no da lugar a que se produzcan variaciones apreciables en los valores del rendimiento del motor.

Variación del gasto en peso de aire con la velocidad de vuelo.

Manteniendo constante el régimen del motor, y admitiendo, como ya mencionamos, que la velocidad del aire en la admisión del compresor era constante, también será constante el gasto volumétrico de aire. Por tanto, el gasto en peso será proporcional a la densidad del aire en dicha admisión del compresor. Si G_0 es el gasto para $V = 0$, o sea, cuando el avión está parado, y G , el gasto

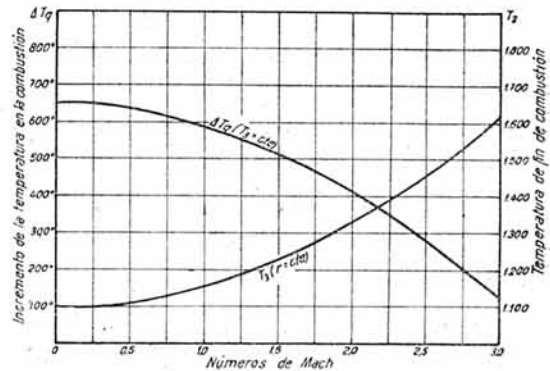


Figura 10.—Variación del incremento de la temperatura durante la combustión para $T_3 = \text{cte.}$ y de la temperatura de fin de combustión, para $r = \text{cte.}$ en función del número de Mach.

correspondiente a la velocidad V , tendremos:

$$\begin{aligned} \frac{G_v}{G_o} &= \frac{\rho_v}{\rho_o} = \frac{p_v}{p_o} \frac{T_o}{T_1} = \\ &= \frac{\left(1 + \eta_{ad} \frac{V^2}{2g\mathcal{F}c_p T_o}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{1 + \frac{V^2}{2g\mathcal{F}c_p T_o}} = \\ &= \frac{\left(1 + \eta_{ad} \frac{\gamma-1}{2} N_M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} N_M^2} \end{aligned} \quad [26]$$

El gasto crece notablemente cuando el número de Mach aumenta, pero no indefinidamente, pues cuando el número de Mach tiende a infinito el rendimiento η_{ad} tiende a cero. En régimen supersónico, y tomando $\eta_{ad} = 1$, la fórmula anterior se simplifica, puesto que puede tomarse para η_{ad} su valor dado en [7], o bien expresar directamente las presiones y temperaturas p_1 y T_1 mediante las fórmulas del choque. Resulta:

$$\frac{G_v}{G_o} = \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1 + \frac{2}{N_M^2}} \quad [27]$$

En esta expresión puede verse que cuando el número de Mach tiende a infinito el valor límite de la relación de gastos es igual a:

$$\left(\frac{G_v}{G_o}\right)_{lim} = \frac{\gamma-1}{\gamma+1} = 6 \quad (\gamma = 1,4); \quad [28]$$

es decir, que el gasto límite es igual a seis veces el valor inicial.

En la figura 11 está representada la función $G_v/G_o = f(N_M)$. Para su cálculo se ha supuesto $\eta_{ad} = \eta_{ch}$ en un caso, y también se ha considerado la hipótesis de tomar un rendimiento de la tobera η_{at} igual a 0,90. Como puede verse las diferencias obtenidas en los resultados son de muy escasa consideración.

Variación del empuje y conclusiones.

Cuando no se tiene en cuenta la diferencia de gastos entre la compresión y expansión, el empuje viene dado por:

$$E = \frac{G}{g} (w - V); \quad [29]$$

en la w es la velocidad de salida de los gases de escape, que se relaciona con el rendimiento termodinámico, mediante la expresión:

$$w = \sqrt{\frac{2g\mathcal{F}L\eta_T}{r} + V^2} \quad [30]$$

Con las expresiones anteriores podemos calcular la variación del empuje con la velocidad de vuelo o con el número de Mach, puesto que ya conocemos las leyes de variación del gasto de aire y del rendimiento termodinámico del motor. Fácilmente se observa que cuando este último es igual a cero, el empuje se anulará también por ser $w = V$.

Cuando se toma $T_3 = \text{constante}$, es r variable, interviniendo en esta forma en la fórmula [30]. Con la expresión:

$$T_3 = T_o + \Delta T_d + \Delta T_c + \eta_g \frac{L}{r c_p}$$

se obtiene para el cálculo de r :

$$r = \frac{\eta_g L}{c_p} \left[T_3 - \Delta T_c - T_o \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} N_M^2\right) \right]; \quad [31]$$

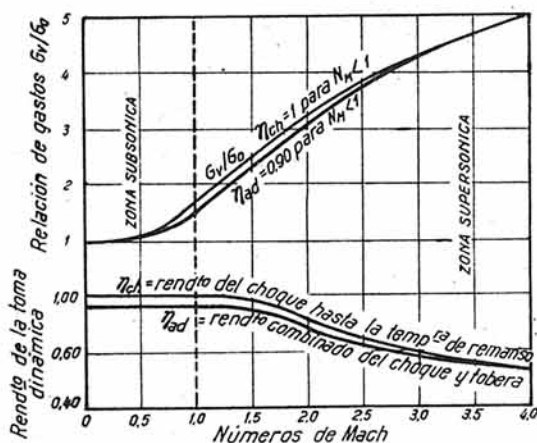


Figura 11.—Variación del gasto de aire con el número de Mach.

estando ya en posesión de todos los datos necesarios para el cálculo de la función $E = f(N_M)$. En la figura 12 están representadas estas curvas. Igual a lo que acontecía para el rendimiento termodinámico, el empuje disminuye cuando se superan nú-

meros de Mach próximos a 2, anulándose al mismo tiempo que dicho rendimiento.

Como vemos, existe un límite para la velocidad máxima de los aviones equipados con turborreactores, al que nunca se podrá sobrepasar. Es cierto que mejorando las ca-

que llegue a notarse la pérdida de características funcionales de los turborreactores cuando las velocidades de vuelo se aproximen a números de Mach del orden de 2.

Causas que limitan la altura máxima de vuelo. Rendimiento de la combustión.

Cuando aumenta la altura de vuelo, y, en consecuencia, disminuye la temperatura exterior, si los rendimientos orgánicos del turborreactor permanecieran constantes aumentaría el rendimiento termodinámico del ciclo, como puede comprobarse haciendo disminuir T_0 en la fórmula 22. De hecho es esto lo que acontece en la mayoría de los turborreactores modernos hasta alturas de vuelo del orden de los 12.000 metros, en las cuales su rendimiento termodinámico es un 50 por 100 superior a su correspondiente valor al nivel del mar.

Esta es la razón de que la altura económica de vuelo en los aviones equipados con turborreactores sea tan elevada, siendo, por ejemplo, en el avión comercial De Havilland "Comet" igual a dichos 12.000 metros.

No obstante, existen dos factores que impiden que dicho rendimiento termodinámico aumente indefinidamente. Nos referimos al rendimiento de la combustión y al rendimiento adiabático del compresor.

Al aumentar la altura de vuelo a régimen constante del motor, y siendo, en consecuencia, también constante el gasto volumétrico de aire, el gasto en peso disminuirá en la misma proporción que decrece la densidad del aire ambiente. Esto implica que haya que disminuir en forma análoga (un poco menos realmente) el gasto de combustible, a fin de mantener aproximadamente constante la temperatura de combustión y no dar lugar a que se embale el motor. De acuerdo con esto, el empuje de los turborreactores disminuye sensiblemente en igual proporción que la densidad del aire ambiente, y como la resistencia al avance decrece en la misma forma, resulta que las actuaciones de los turborreactores, velocidad máxima principalmente, permanecen casi constantes aunque varíe la altura de vuelo.

Ahora bien, lo anterior es cierto, pero nada

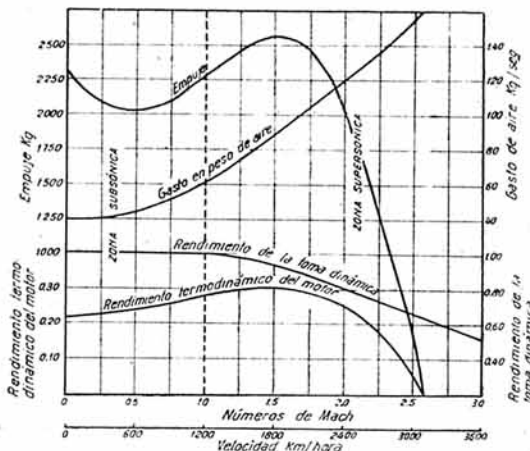


Fig. 12.

Variación del empuje, gasto de aire y rendimiento con el número de Mach. (Se ha tomado: $\eta_{at} = 1$, $\eta_{ac} = 0,80$, $\tau_{1q} = 1$, $\eta_{ac} = 0,90$, $T_3 = 1.140^\circ K = cte.$, $L = 10.300 \text{ kcal/kg.}$, $\Delta T_c = 180^\circ$, $T_0 = 288^\circ K.$)

racterísticas metalúrgicas de los materiales de los turborreactores, a fin de que puedan soportar mayores temperaturas, así como incrementando los rendimientos orgánicos del motor se podría aumentar algo dicho límite de velocidad máxima. También es posible conseguir alguna mejora mediante un diseño cuidadoso de la tobera de entrada, con objeto de provocar ondas de choque oblicuas de mayor rendimiento, pero en todo caso este límite de velocidad máxima seguirá siempre existiendo, y no muy por encima de los valores que aquí hemos señalado.

Puede afirmarse que será muy difícil sobrepasar, mediante aviones equipados con turborreactores, números de Mach superiores a 2, siendo más ventajoso, a partir de este valor, la utilización de otros sistemas motopropulsores, tales como los estatorreactores y cohetes. No obstante, todavía se está muy lejos de alcanzar dicho límite, puesto que los aviones actuales apenas si han sobrepasado las velocidades supersónicas, y es de esperar que pasen muchos años antes de

más que para alturas del orden de las citadas. Hay que considerar que la disminución progresiva del caudal del combustible se realiza a costa de una menor presión de inyección en los pulverizadores de las cámaras de combustión, puesto que éstos son de tobera u orificio de salida de sección fija. Al disminuir la presión de inyección se verifica en peores condiciones la pulverización del combustible, siendo mayores y con desigual distribución las gotitas formadas y teniendo menor penetración el chorro cónico de inyección. Esto da lugar a que disminuya notablemente el rendimiento de la com-

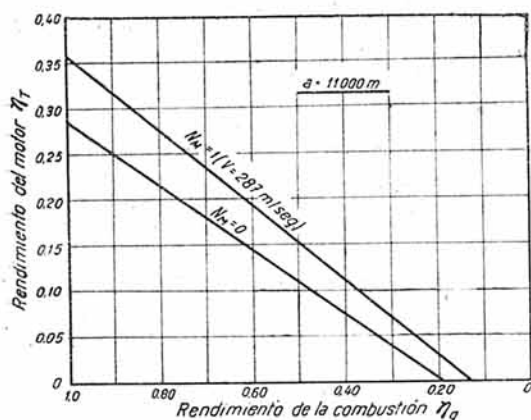


Figura 13.—Variación del rendimiento del motor con el de la combustión en alturas estratosféricas ($T_e = 216,5^\circ$, $\Delta T_c = 180^\circ$, $\eta_{ac} = 0,80$, $\eta_{ae} = 0,90$, $L/v_{cp} = 650^\circ = cte$).

bustión, contribuyendo también a ello, aunque en mucha menor proporción, la disminución progresiva de la presión y temperatura del aire de entrada en las cámaras de combustión.

La disminución del rendimiento de la combustión hace que decrezca grandemente el rendimiento termodinámico del motor (figura 13), y con él el empuje del turboreactor. Este efecto era muy marcado en los primeros prototipos de turboreactores, pero hoy se consigue mantener casi constante el rendimiento de la combustión hasta muy grandes alturas de vuelo mediante dispositivos que a continuación describiremos.

La primera razón de la mejora que se ha logrado en los rendimientos de la combustión es ajena a las características de la in-

yección, debiéndose al diseño, extremadamente cuidadoso de las cámaras de combustión actuales, con tubos de llamas y orificios mezcladores que permiten realizar la combustión con una relación aire/combustible muy poco superior a la necesaria para la combustión estricta, y consiguiéndose una perfecta homogeneización y mezcla del aire y gases de combustión.

Para contrarrestar el efecto perjudicial de la altura, especialmente para regímenes reducidos del motor, primeramente se pensó en una "cámara de ralentí", que mantuviera en todo caso una presión mínima de inyección. Esta cámara está representada en la figura 14, correspondiendo al modelo que estuvo instalado en los turboreactores Rolls-Royce Derwent V. La cámara va montada sobre la parte superior del motor, estando conectados sus conductos principales a la bomba de presión y a la rampa de alimentación de los inyectores. Está, pues, en derivación respecto a la válvula estranguladora con que el piloto regula el suministro de combustible, y, por tanto, el régimen del motor.

La cápsula manométrica indicada en la figura está en comunicación, por su parte interior, con el aire ambiente, y por su parte exterior está sometida a la presión del combustible, el cual llega a la cámara procedente de la bomba de presión y pasando a través de una válvula semiesférica gobernada por dicha cápsula. Cuando la diferencia de presiones entre el exterior e interior de la cápsula llega a ser igual a $2,5 \text{ kg/cm}^2$, se eleva la palanca y se cierra la válvula semiesférica, manteniendo en todo caso la cápsula una presión diferencial entre la del aire ambiente y la del combustible igual a di-

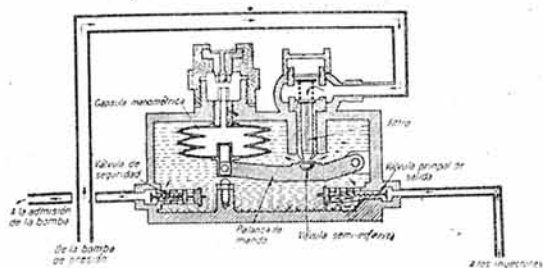


Figura 14.—"Cámara de ralentí" del turboreactor Rolls-Royce Derwent V.

chos $2,5 \text{ kg/cm}^2$. Para regímenes altos, o para bajas alturas de vuelo, la válvula principal de salida está cerrada, pero cuando la presión de inyección es pequeña se abre dicha válvula, hecho que acontece cuando la diferencia de presiones entre el combustible de la cámara y el de la rampa de alimentación es menor que $1,75 \text{ kg/cm}^2$. De esta manera se asegura un suministro suplementario de combustible a una mayor presión, produciendo el efecto de que el "ralenti" vaya aumentando con la altura de vuelo, a fin de evitar que pueda en algún caso extinguirse la combustión en la cámara. Por ejemplo, en el Derwent V se pasaba de 3.500 r. p. m., correspondientes a la marcha lenta al nivel del mar, a 6.000 r. p. m. como régimen de "ralenti" a 9.000 metros de altura.

Nos resta por indicar que la válvula de seguridad instalada en la parte izquierda de la cámara previene contra subidas anormales de la presión del combustible, que pudieran producirse por fallo de la cápsula o por defecto de cierre de la válvula semi-

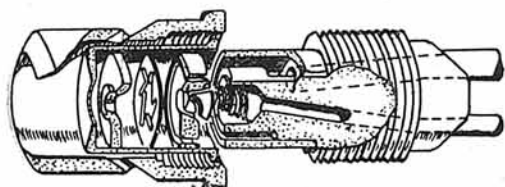
esférica. Dicha válvula abre cuando la diferencia de presiones entre el combustible de la cámara y el de los conductos de admisión de la bomba es igual a unos 4 kg/cm^2 . La válvula de bola, situada en la parte superior de la cápsula, tiene por objeto evitar fugas de combustible en caso de fallos de estanqueidad de la cápsula manométrica.

El sistema que acabamos de ver ha caído en desuso, sustituyéndose por los inyectores de dos toberas, los cuales aseguran una buena pulverización del combustible a cualquier régimen y hasta muy grandes alturas de vuelo. Con ello se busca aproximarse al caso ideal del inyector con orificio de salida de sección variable, que permitiría realizar siempre la inyección con presión constante para cualquier valor del gasto de combustible. Este inyector presentaría muy grandes dificultades mecánicas, por lo cual no ha sido llevado a la práctica.

En la figura 15 se muestra un inyector tipo "Duplex", utilizado en los motores Rolls-Royce y en otros muchos turborreactores modernos. Cuando el caudal de combustible es pequeño (grandes alturas de vuelo o regímenes reducidos), la inyección se verifica con el combustible de la tobera de sección pequeña, el cual se centrifuga en una pequeña cámara provista de conductos helicoidales. Para grandes gastos de combustible funcionan las dos toberas, centrifugándose el combustible procedente de la tobera principal mediante orificios dispuestos tangencialmente alrededor de la primera cámara.

El funcionamiento alternativo con una o con las dos toberas se manda mediante una válvula selectora gobernada por la propia presión del combustible (fig. 16). Cuando esta presión es grande se abre el cono de cierre y funcionan las dos toberas, mientras que cuando cae la presión dicho cono no permite el paso de combustible más que a la tobera pequeña. En esta misma válvula selectora existe un dispositivo de drenaje, visible en su parte inferior, que tiene por objeto poner en comunicación la rampa de inyectores con el exterior cuando se cierra la llave de parada del motor y cae totalmente la presión en dicha rampa. De esta manera se evita que el combustible pueda gotear por los inyectores, provocando explosiones y una anormal parada del motor.

Despiece de un inyector "Duplex"



Sección del inyector

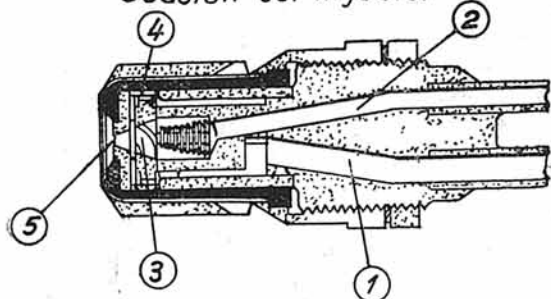


Figura 15.—Inyector "Duplex": 1, tobera principal; 2, tobera para gastos reducidos; 3, cámara de centrifugado de la tobera "2"; 4, orificios tangenciales para el centrifugado del combustible de la tobera "1"; 5, orificios de salida.

Disminución del rendimiento del compresor con la altura de vuelo.

Al aumentar la altura de vuelo, manteniendo constantes el régimen del motor y el gasto volumétrico de aire, la velocidad del

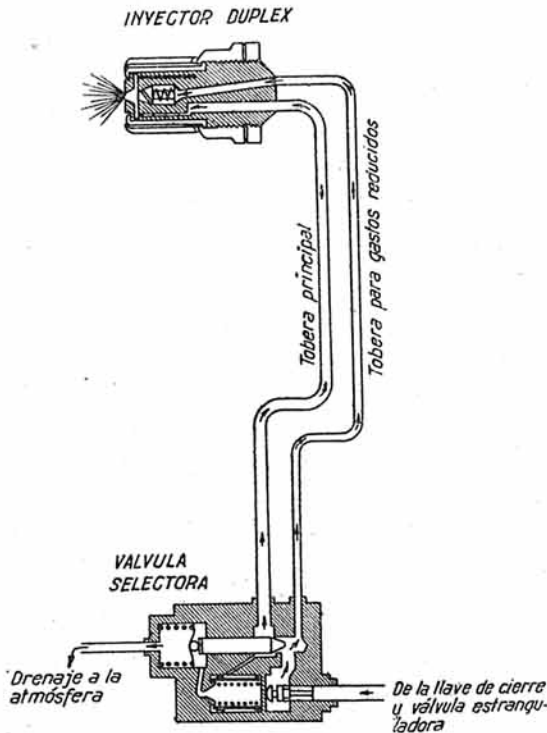
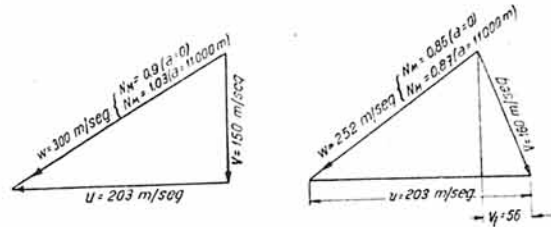


Figura 16.—Inyector "Duplex" y válvula selectora.

aire en la entrada del compresor será también constante. Esta velocidad ya hemos dicho que no es muy elevada, del orden de unos 150 m/seg. para los compresores centrífugos. Ahora bien, esto es en cuanto a la velocidad absoluta se refiere, pues la velocidad relativa respecto a los álabes es mucho mayor, por ser igual a la suma vectorial absoluta y la de giro de los propios álabes (figs. 17 y 18), pudiendo ya ser del orden de unos 300 m/seg.

Al nivel del mar estas últimas velocidades dan lugar a números de Mach relativos al compresor próximos a 0,9, pero al ir aumentando la altura de vuelo y disminuyendo la temperatura exterior, como la velocidad del aire sigue siendo la misma, el nú-

mero de Mach aumenta, existiendo el peligro de que se aproxime o sea igual a la unidad. Al acontecer esto se forman ondas de choque en los álabes y canales del compresor, con desprendimiento de la corriente y formación de torbellinos, que disminuyen grandemente el rendimiento del compresor,



Figuras 17 y 18.—Triángulos de velocidades sin y con álabes de prerrotación en el Rolls-Royce Nene: u = Velocidad periférica en el extremo de los álabes de la sección de entrada. v = Velocidad absoluta de entrada. w = Velocidad relativa de entrada.

dando lugar al decrecimiento progresivo del rendimiento termodinámico del motor (figura 19).

Para evitar este efecto en los turboreactores destinados a funcionar a grandes alturas de vuelo, se provoca una disminución de esta velocidad relativa de entrada. Esto

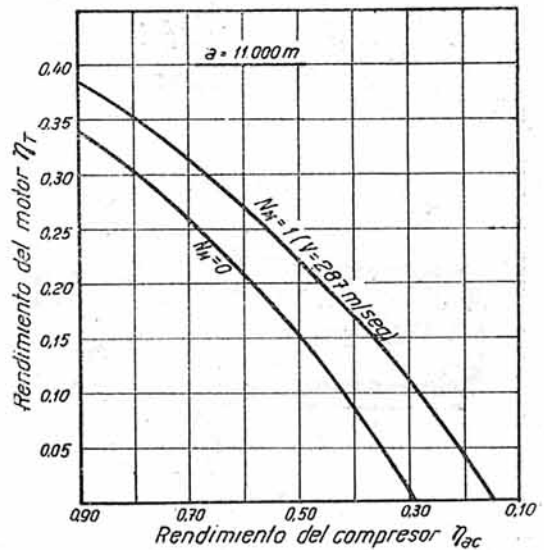


Figura 19.—Variación del rendimiento del motor con el del compresor, en alturas estratosféricas ($T_e = 216,5^\circ$, $\Delta T_e = 180^\circ = \text{cte.}$, $\eta_{ar} = 0,90$, $T_s = 1.040^\circ = \text{cte.}$).

puede conseguirse, como en el caso del Rolls-Royce Nene, disponiendo unos álabes de prerrotación (fig. 20), los cuales producen una componente tangencial del aire en el sentido del movimiento que reduce la velocidad relativa de entrada (fig. 18). No deben confundirse estos álabes con los álabes-guías, visibles también en la figura 20, cuya misión es el producir un mejor guiado axial de la corriente de aire.

Con este sistema se consigue disminuir el número de Mach relativo y mantener constante el rendimiento del compresor hasta

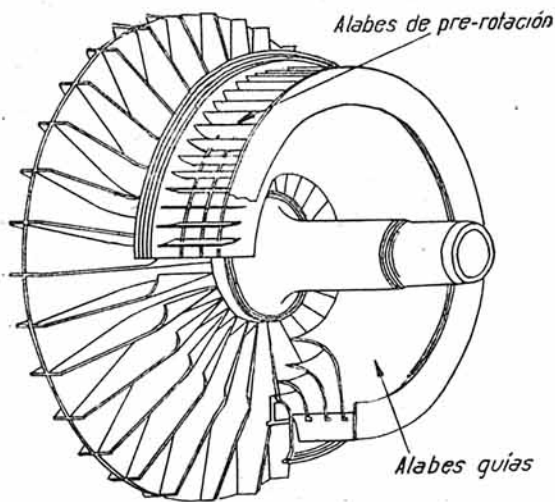


Figura 20.—Álabes de prerrotación para disminuir la velocidad relativa de entrada del aire en el compresor del turborreactor Rolls-Royce Nene.

muy grandes alturas de vuelo, pero a costa de una pequeña pérdida en la relación de compresión, que viene a ser del orden del 5 por 100 ($0,2 \text{ kg/cm}^2$) en el "Nene", correspondiendo a una pérdida constante a régimen nominal de 14° en el incremento de temperatura en la fase de compresión.

Otros sistemas para disminuir el número de Mach de entrada consisten en disponer un ventilador de prerrotación en la tobera de admisión antes del propio compresor, que provoque dicha componente tangencial de la velocidad del aire. Este sistema fué utilizado en el turborreactor alemán Heinkel-Hirth S-O. 11. También podría disminuirse el número de Mach calentando el aire

de entrada; pero tal sistema sería complicado y tendría el grave inconveniente de que se disminuiría notablemente el rendimiento termodinámico del motor.

Finalmente, indicaremos que lo que acaba de exponerse es perfectamente aplicable a los compresores axiales, a los cuales perjudica en forma análoga el aumento del número de Mach relativo a su velocidad de entrada.

Conclusiones finales.

Hemos analizado, con la brevedad que el espacio disponible permitía, las causas que limitan las velocidades y alturas de vuelo máximas cuando se utilizan turborreactores, así como los métodos utilizados para incrementar dichos valores límites. Destacaremos, por último, que así como para la velocidad máxima existe un límite bien definido, que puede fijarse en un número de Mach del orden de 2, no acontece lo mismo para la altura de vuelo, en la que si bien existe límite, no presenta un valor determinado, ya que depende esencialmente de las particularidades de cada motor. No obstante, y para concretar un poco más, puede afirmarse que será muy difícil sobrepasar alturas de vuelos superiores a los 20.000 metros mediante aviones equipados con turborreactores, pues en estas alturas se suman los efectos de la gran pérdida de potencia y la disminución de algunos rendimientos orgánicos del motor. En apoyo de esta conclusión puede observarse la parquedad y dificultad con que han ido estableciéndose las marcas de altura con turborreactores, las cuales, aunque superiores a las conseguidas por aviones equipados con motores alternativos, parece ser que están ya bastante cerca del límite de sus posibilidades. En cambio, para la velocidad máxima horizontal se está aún muy lejos de su límite teórico, no habiéndose llegado por ahora más que hasta su valor mitad. Esto se debe a las dificultades derivadas de la enorme potencia que sería necesaria para alcanzar números de Mach iguales a 2, así como a problemas constructivos de las propias células de los aviones, pero no a limitación alguna que pudiera presentarse en el funcionamiento intrínseco de los turborreactores.