VII.- APLICACIONES DE LAS TURBINAS DE GAS

pfernandezdiez.es

VII.1.- SOBREALIMENTACIÓN DE MOTORES Y CALDERAS

En las instalaciones que utilizan fluidos compresibles, las cantidades de energía utilizadas y, por tanto, las dimensiones de las máquinas, son proporcionales al flujo másico; para reducir las dimensiones conservando la potencia o para aumentar la potencia manteniendo las dimensiones, se puede:

- *Aumentar las velocidades de circulación*, que para secciones de paso iguales, implica un aumento del flujo másico, lo que supone un aumento de las pérdidas de carga, y una reducción del rendimiento.

- *Aumentar la presión de funcionamiento* y, por tanto, el peso específico de los gases y el flujo másico, sin cambiar las velocidades de circulación, posibilidad que constituye una de las principales ventajas de la turbina de gas en circuito cerrado.

En las máquinas que funcionan con aire en condiciones atmosféricas, el aumento de la presión de funcionamiento o sobrealimentación se consigue colocando un compresor a la entrada de la instalación. Para accionarlo se necesita energía que se obtiene de la energía térmica residual de los gases antes de ser lanzados a la atmósfera.

La primera aplicación de la sobrealimentación fue la de los motores de aviación (1916) mediante un compresor accionado por una turbina alimentada por los gases de escape del motor, apareciendo en 1930 las primeras calderas sobrealimentadas por grupos turbocompresores.

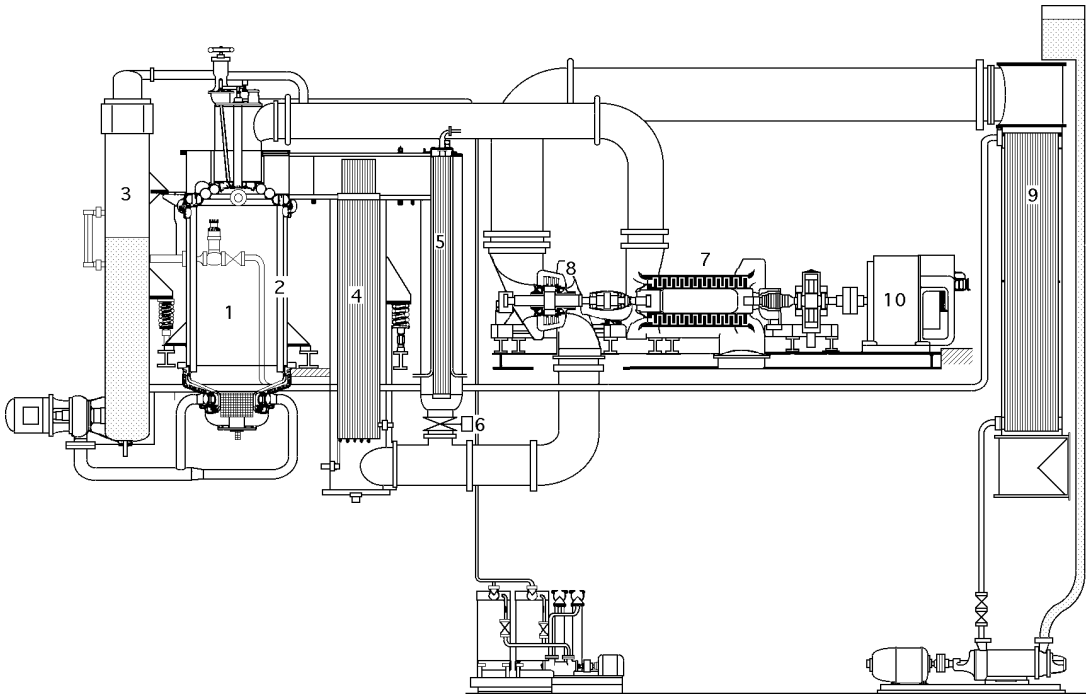
Turbocompresor de sobrealimentación.- Estas máquinas constan de una turbina de gas de un escalonamiento, generalmente de inyección total y de un compresor centrífugo para relaciones de compresión entre $1,5 \div 2,5$.

El sistema de sobrealimentación que se aplicó a los motores Diesel de cuatro tiempos hacia 1920, también se emplea en los motores Diesel de dos tiempos desde 1950.

Sobrealimentación de calderas.- Una *caldera Velox* es un generador de vapor con circulación forzada de agua y circulación forzada de gas, obtenida esta última mediante un grupo turbocompresor, Fig VII.1.

- La combustión se realiza bajo presión, 1 a 2 atm

- La velocidad de circulación de los gases es muy elevada, del orden de 200 m/seg en lugar de 15 m/seg en los generadores ordinarios, con lo que resultan flujos de calor muy elevados, del orden de 300.000 Kcal/h.m^2 en lugar de los 32.000 Kcal/h.m^2 en las calderas clásicas.



1.- Cámara de combustión; 2.- Tubos vaporizadores verticales; 3.- Separador de agua con bomba de desagüe; 4.- Sobrecalentador; 5.- Evaporador de regulación; 6.- Válvula mariposa de regulación; 7.- Compresor de aire; 8.- Turbina de gases de escape; 9.- Recalentador del agua de alimentación; 10.- Motor de arranque del compresor

Fig VII.1.- Generador de vapor tipo Velox, con regulación automática de la temperatura del vapor

- El peso del generador es más reducido, pero las calderas Velox presentan inconvenientes que han limitado su empleo en instalaciones de potencias moderadas, como la obligación de quemar un combustible gaseoso o líquido debido al peligro de abrasión que constituye un combustible sólido accionado a gran velocidad, o el que la recuperación del calor de escape se haga mediante un economizador, perdiéndose así la posibilidad de un recalentamiento por trasiego del vapor, por lo que se reduce el rendimiento del ciclo.

Para cargas pequeñas no es suficiente la potencia de la turbina y se necesita un motor de arranque y de punta para mover el compresor.

Para cargas grandes la potencia de la turbina se hace superior al consumo y se puede devolver energía a la red; si se aumenta la potencia de la turbina de gas, es posible combinarla con una turbina de vapor en una misma instalación de generación de energía, aunque hay que encontrar un punto de funcionamiento que haga ventajosa esta combinación.

VII.2.- CICLO COMBINADO TURBINA DE VAPOR Y TURBINA DE GAS

Turbina de gas con instalación de turbina de vapor aguas abajo.- Se puede suponer que el vapor de agua se produce únicamente por el calor de escape de la turbina de gas, Fig VII.2.

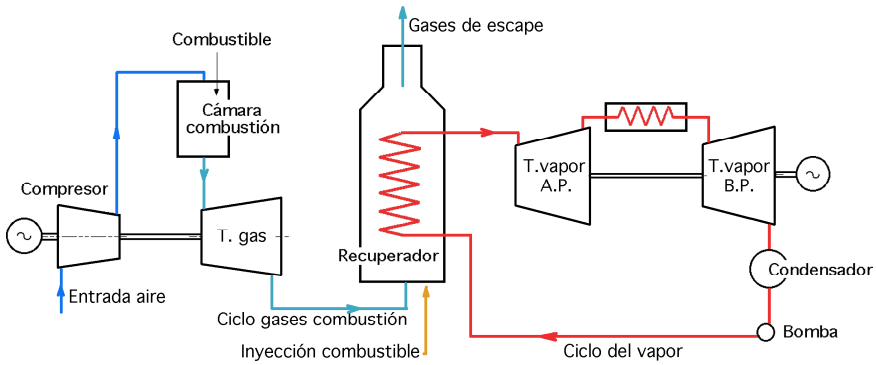


Fig VII.2.- Turbina de gas con instalación de vapor aguas abajo

Un balance de la entalpía del aire entre la entrada del compresor y la salida del recuperador, es de la forma:

$$\Delta i_{Compresor} + \eta_c \ \Delta i_{Combustión} = \Delta i_{Turbina\ gas} + \Delta i_{Recuperador} + \Delta i_{Pérdidas\ escape}$$

La *energía generada en toda la instalación* es:

$$N_1 = (\Delta i_{Turbina} + \Delta i_{Compresor}\ )\ \eta_g + \Delta i_{Recalentador}\ \ \eta_R - N_{Elementos\ auxiliares}$$

siendo: $\begin{cases} \eta_g & \text{el rendimiento del generador eléctrico} \\ \eta_R & \text{el rendimiento global del ciclo de vapor con funcionamiento en recuperación} \\ \eta_c & \text{el rendimiento de la combustión} \end{cases}$

En estas circunstancias, el *rendimiento de la instalación* es: $\eta^* = \dfrac{N_1}{\Delta i_{combustión}}$

Si se aporta una cierta cantidad de calor en la cámara del recuperador de la forma, $\eta_c\ \Delta_{1^*}$, la potencia del vapor aumenta en:

$$\Delta N = \eta_c\ \ \eta_{ciclo\ vapor}\ \ \Delta i^*_{comb.}$$

por lo que la *potencia total* N suministrada es:

$$N = N_1 + \Delta N = \Delta i_{comb.}\ \eta^* + \eta_c\ \eta_{ciclo\ vapor}\ \ \Delta i^*_{comb.}$$

y el *rendimiento*:

$$\eta = \frac{\Delta i_{comb}\ \eta^* + \eta_c\ \eta_{ciclo\ vapor} \Delta i^*_{comb}}{\Delta i_{comb} + \Delta i^*_{comb}}$$

La postcombustión en el recuperador provoca un aumento del rendimiento en la forma:

$$\eta - \eta^* = (\eta_c \ \eta_{ciclo\ vapor} - \eta^*) \frac{\Delta i^*_{comb}}{\Delta i_{comb} + \Delta i^*_{comb}}$$

por lo que habrá que aportar la postcombustión siempre que:

$$\eta_c \ \eta_{ciclo\ vapor} > \eta^*$$

siendo normal elegir Δi^*_{comb} tan grande como sea posible, o lo que es lo mismo, que la combustión se realice con un mínimo de exceso de aire en la cámara.

Instalación combinada con caldera en horno a presión.- Vamos a comparar una instalación mixta, con otra instalación de vapor (*), Fig VII.3, tomando como términos comunes los siguientes:

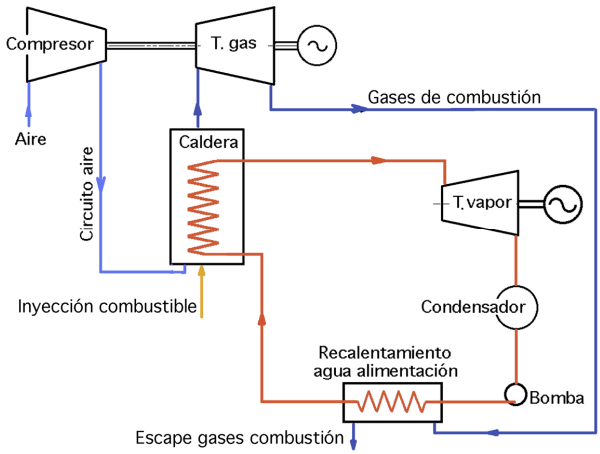


Fig VII.3.- Instalación combinada con caldera en horno a presión

- *Calor aportado por el combustible:* $\Delta i_{comb} = \Delta i^*_{comb}$

- *Potencia de los elementos auxiliares:* $N_{elem.aux.} = N^*_{elem.aux.}$

- *Calor evacuado y perdido por los humos:* $\Delta i_{evac.\ humos} = \Delta i^*_{evac.\ humos}$

- *Balance energético de la instalación mixta:*

$$\Delta i_{comp} + \eta_c \ \Delta i_{comb} = \Delta i_{transm.\ al\ ciclo\ de\ vapor} + \Delta i_{turbina\ gas} + \Delta i_{comp} + \Delta i_{rec.\ agua} + \Delta i_{pérd.\ escape}$$

- *Potencia de la instalación mixta:*

$$N = (\Delta i_{turbina\ gas} - \Delta i_{comp}) \ \eta_g + \Delta i_{transm.\ al\ ciclo\ de\ vapor} \ \eta_{ciclo\ vapor} + \Delta i_{rec.agua} \ \eta_R - N_{elem.\ aux.}$$

- *Instalación de vapor:*
$$\begin{cases} \Delta i^*_{comb} \ \eta_c = \Delta i_{trans.\ ciclo\ vapor} + \Delta i^*_{pérd.humos} \\ N^* = \Delta i_{trans.\ ciclo\ vapor} \ \eta_{ciclo\ vapor} - N^*_{elem.\ aux.} \end{cases}$$

y como:

$$\Delta i_{comb} = \Delta i^*_{comb} \quad ; \quad N_{elem.aux.} = N^*_{elem.aux.} \quad ; \quad \Delta i_{evac.humos} = \Delta^*_{evac.humos}$$

$$N - N^* = (\Delta i_{turb.\,gas} - \Delta i_{comp})(\eta_g - \eta_{ciclo\ vapor}) - \Delta i_{rec.\,agua}(\eta_{ciclo\ vapor} - \eta_R) =$$

$$= \left| \alpha = \frac{(\Delta i_{turb.gas} - \Delta i_{comp})\,\eta_g + \Delta i_{rec.agua}\,\eta_R}{\Delta i_{turb.gas}} \right| = \Delta i_{turb.gas}(\alpha - \eta_{ciclo\ vapor}) - \eta_{ciclo\ vapor}(\Delta i_{rec.agua} - \Delta i_{comb})$$

La diferencia $(\Delta i_{rec.agua} - \Delta i_{comb})$ es, en general, positiva y conviene sea lo menor posible, ya que la diferencia de temperaturas en el recalentador puede ser más importante que el aumento de temperatura producido por la compresión.

Admitiendo en el límite que:

$$\Delta i_{rec.\,agua} = \Delta i_{comb}$$

la superioridad del rendimiento de la instalación mixta viene dada por:

$$\eta - \eta^* = \frac{N - N^*}{\Delta i_{comb}} = \frac{\Delta i_{turb.\,gas}(\alpha - \eta_{ciclo\ vapor})}{\Delta i_{comb}}$$

Cuando: $\begin{cases} \alpha < \eta_{ciclo\ de\ vapor}\text{, } \textit{sólo instalación de vapor} \\ \alpha > \eta_{ciclo\ de\ vapor}\text{, } \textit{instalación combinada de gas-vapor} \end{cases}$

Para la elección del tipo de instalación es necesario tener en cuenta el rendimiento, pero no es suficiente, por cuanto también se han de considerar los gastos de instalación; una solución interesante es la combinación de una caldera a presión y una turbina de gas aguas abajo.

La combinación de una turbina de gas con una turbina de vapor, permite pasar de un rendimiento térmico del orden del 27,5% que es el rendimiento de las turbinas de gas a plena carga, al 32,6%.

VII.3.- OTRAS APLICACIONES INDUSTRIALES DE LA TURBINA DE GAS

La combustión de los gases de alto horno se puede aplicar a la obtención de energía eléctrica, y/o a la obtención de grandes cantidades de aire a presión necesario para diversas aplicaciones en las fábricas siderometalúrgicas. A principios de siglo se utilizaban soplantes que eran combinación de un motor de combustión interna que funcionaba con dichos gases y de un compresor alternativo, máquinas lentas y de grandes dimensiones; posteriormente, para el accionamiento de las turbosoplantes se utilizó una turbina de vapor alimentada por una caldera que quemaba el gas del horno alto. Hoy en día estos gases se queman en una turbina de gas acoplada a una turbosoplante, y/o a un alternador, en la que las condiciones de servicio, y el orden de magnitud de las potencias necesarias para el accionamiento de la turbosoplante y/o el alternador a gran velocidad, las hace idóneas para su utilización.

Turbina de gas para generación de energía.- Cuando la turbina de gas se utilice para generar energía eléctrica, la instalación se complementa con un compresor de gas de pequeñas dimen-

siones, que puede girar a mayor velocidad accionado mediante un multiplicador de engranajes. Los gases de escape calientan el aire y el gas combustible; la regulación del gasto de combustible se efectúa mediante un *by-pass* en la aspiración; se puede realizar un ahorro de energía dotando al compresor de combustible de una turbina de recuperación.

Turbina de gas para la producción de viento.- La turbina de gas acciona en acoplamiento directo a la turbosoplante de viento, Fig VII.4, que alcanza una presión del orden de 1,2 atm, y mediante un multiplicador de engranajes acciona al compresor. Como no hay alternador, la potencia generada en la turbina acciona a la turbosoplante, que no está sujeta a una velocidad de rotación determinada, por lo que se puede adaptar a las necesidades de viento de la instalación, tanto desde el punto de vista del gasto másico, como de la presión. Como el gasto másico de viento está entre un 33% a un 45% del gasto másico total del compresor, las fluctuaciones que se pueden producir en el servicio no influyen sensiblemente en el funcionamiento de la turbina.

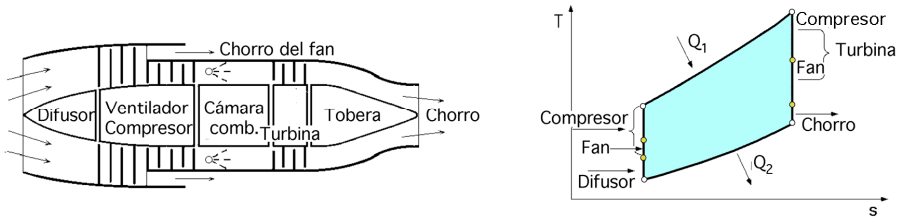


Fig VII.4.- Esquema de una turbosoplante

Turbina de gas para la producción simultánea de energía y aire comprimido.- En esta instalación, Fig VII.5, el grupo gira a velocidad constante y la regulación del gasto másico de viento se efectúa en la turbosoplante, por el escape, mediante una turbina de recuperación combinada con una toma en el compresor de aire.

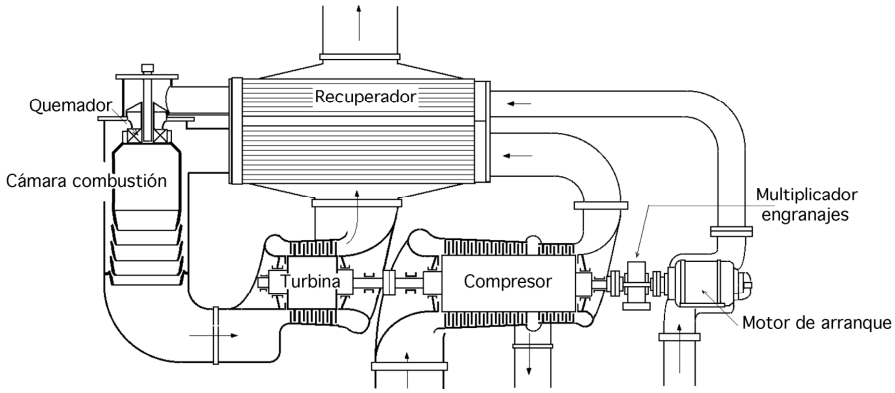


Fig VII.5.- Turbina de gas para la producción simultánea de energía y aire comprimido

La combinación de la generación de energía y viento ofrece la posibilidad de hacer funcionar el alternador como motor, accionando la soplante en caso de una parada imprevista de la turbina de gas. Los combustibles gaseosos, gases de horno alto o gas natural, no presentan en general los inconvenientes de los combustibles líquidos en lo que concierne a la corrosión. Los gases de horno alto

se deben depurar y las temperaturas vienen limitadas por la resistencia metalúrgica de los metales que con frecuencia llegan a 750ºC.

VII.4.- GENERADOR DE GAS DE PISTONES

El generador de pistones de gases calientes que alimenta una turbina de gas situada sobre el conducto de escape, es un motor Diesel sobrealimentado, conjunto constituido por una máquina de pistones cuyo único papel es alimentar una turbina de gas que suministre por sí misma toda la potencia motriz.

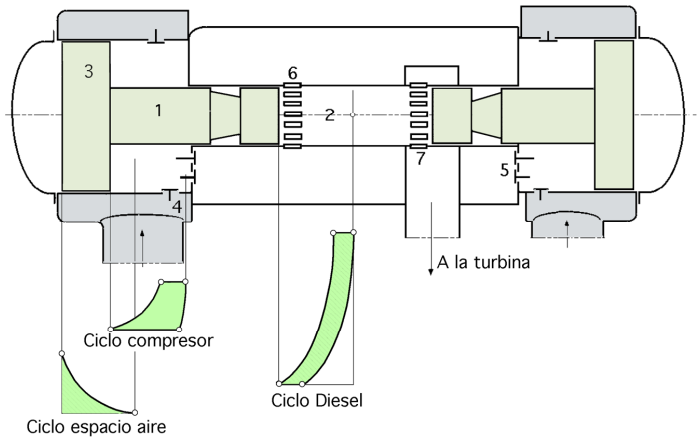


Fig VII.6.- Sistema de funcionamiento del generador de pistones libres

En la Fig VII.6 se esquematiza un generador de este tipo que lleva dos pistones escalonados de movimientos opuestos y simétricos; en la parte central un cilindro funciona según un ciclo Diesel de dos tiempos. Los pistones de barrido están dispuestos a ambas partes.

El aire es aspirado a través de unas válvulas al espacio anular que rodea el cilindro Diesel que está alimentado por las aberturas, verificándose el escape por una canalización que alimenta la turbina. El barrido se asegura por una disposición conveniente de las aberturas 6 y 7 que, en un momento dado, están simultáneamente abiertas. Durante su desplazamiento hacia el exterior, los pistones 3 comprimen el aire que, durante la carrera de vuelta, asegura por su expansión el barrido y la compresión en el cilindro Diesel así como la compresión del aire de barrido. Los movimientos de los pistones se sincronizan mediante un sistema de bielas exterior que, teóricamente, no recibe ningún esfuerzo y que se utiliza del mismo modo para el mando de los inyectores.

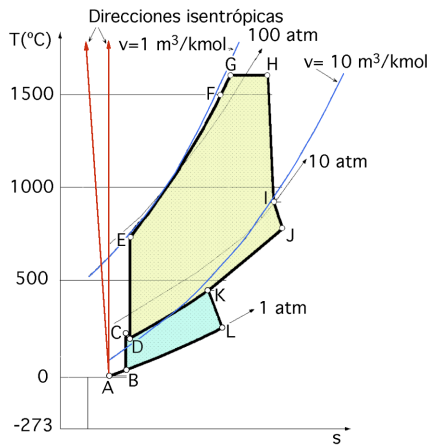


Fig VII.7.- Ciclo de un grupo turbina de gas-generador de pistones libres

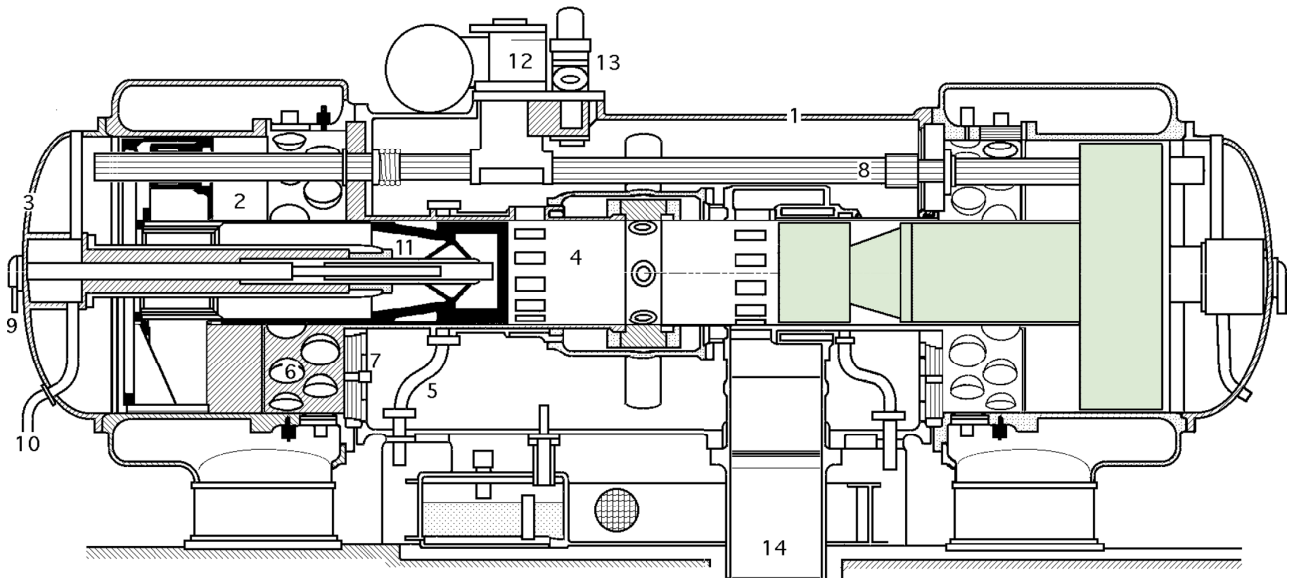
En la Fig VII.7 se representa el diagrama termodinámico; suponiendo que el punto A representa el estado del aire ambiente, se observa que:

- La fase de aspiración del aire viene representada por la transformación (AB)

- La compresión del aire en el cilindro compresor por (BC)

- La inyección del aire entre el compresor y el cárter por (CD)

En el punto D la masa de aire que evoluciona se subdivide en otras dos, cuya relación varía con la carga, una sigue el ciclo Diesel (DEGH13'), y la otra sirve para el barrido del cilindro motor y se añade a los gases de escape del ciclo Diesel, punto J, para conformar la mezcla gaseosa, punto K, que se va a expansionar en la turbina siguiente (KL).



1.- Cárter; 2.- Cilindro compresor; 3.- Culata; 4.- Cilindro motor; 5.- Depósito de aire de barrido; 6.- Compuerta de aspiración; 7.- Compuertas de inyección; 8.- Tubo-guía; 9.- Llegada de aceite de refrigeración; 10.- Salida de aceite de refrigeración; 11.- Prensaestopas; 12.-. Motor de arranque; 13.- Estabilizador; 14.- Conducto de gases de escape

Fig VII.8.- Generador de pistones libres

El conjunto generador-turbina de gas presenta un rendimiento elevado, del orden del 35%, próximo al del motor Diesel, comparable al obtenido por las turbinas de gas de ciclos complejos que llevan recuperación prolongada y compresión y expansión escalonadas.

El montaje de varios generadores para alimentar una misma turbina permite realizar instalaciones cuya potencia puede llegar a 10.000 CV. En algunas centrales se encuentran aplicaciones como elemento en horas punta o en emergencias.

VII.5.- MOTORES DE PROPULSIÓN POR TURBINA DE GAS

Propulsión de barcos.- Las aplicaciones de la turbina de gas en la propulsión de navíos son poco numerosas, debido fundamentalmente a dos situaciones:

La primera es que la turbina marina debe estar provista de un elemento de marcha atrás que, cuando está inutilizado en funcionamiento normal, produce pérdidas por ventilación; en la turbina de vapor estas pérdidas son pequeñas, pues los elementos de marcha atrás giran en un espacio don-

de reina la presión del condensador, es decir, prácticamente el vacío; sin embargo no ocurre lo mismo en los grupos de gas donde estas pérdidas son sensibles, ya que las aletas están, cuando menos, a la presión atmosférica. No obstante, en algunos casos se puede evitar este inconveniente utilizando rotores de palas orientables.

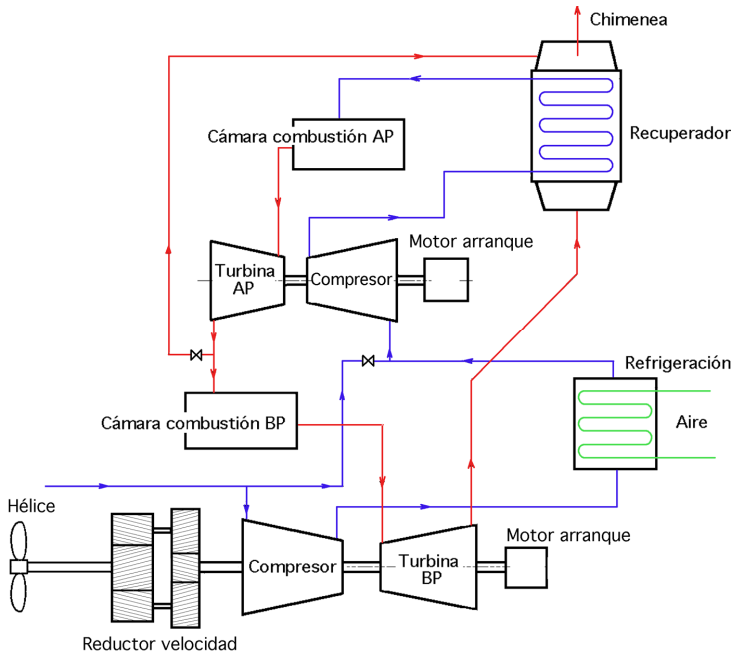


Fig VII.9.- Grupo marino de turbina de gas

La segunda característica consiste en que la inercia térmica de una turbina de gas de disposición clásica es grande, sobre todo cuando la instalación tiene dos líneas de ejes. En estas condiciones, se facilita la adaptación del generador de pistones libres, pues este aparato posee una inercia calorífica y mecánica pequeña, análoga a la del motor Diesel, y la inercia del grupo turboreductor de gas que mueve es idéntica a la de una turbina de vapor. De esta manera se han equipado un cierto número de barcos de pequeño tonelaje. El aparato propulsor con grupo clásico lleva el generador de gas *AP* y el turboreductor BP; la Fig VII.9 representa un esquema de esta disposición.

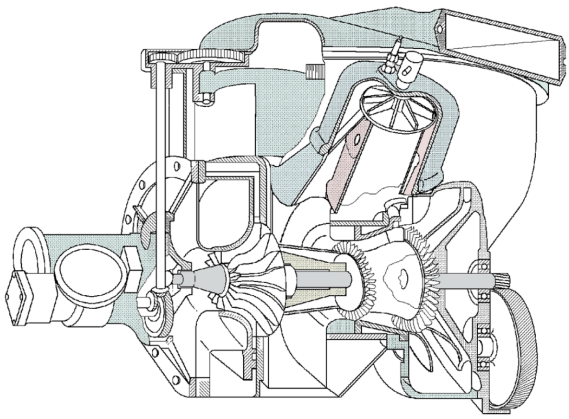


Fig VII.10.- Turbina de gas para automóvil

Propulsión de automóviles.- La técnica actual permite adaptar la turbina de gas para potencias pequeñas con rendimientos muy aceptables en máquinas pequeñas con velocidad de rotación elevada. Pero los tipos que no llevan recuperador tienen un consumo exagerado que hace imposible todo desarrollo en la industria del automóvil.

El problema de la aplicación de la turbina de gas al automóvil radica en el recuperador, que debe ser ligero, de dimensiones reducidas y de precio moderado.

La mayor parte de los grandes constructores han construido y experimentado prototipos, que básicamente constan de:

- Un generador de gases calientes constituido por un grupo de AP de un escalonamiento, compresor centrífugo de aletas radiales, un recuperador rotativo cuyas células, calentadas por los gases de escape de la turbina BP, recalientan el aire que sale del compresor, una cámara de combustión

- Una turbina de potencia útil de un escalonamiento BP con álabes distribuidores regulables

- Elementos auxiliares, motor de arranque, bomba de combustible

La originalidad de la máquina consiste en la presencia de los álabes distribuidores regulables que permiten hacer variar el par sobre la rueda de BP, e incluso ejercer un momento de frenado, particularidad interesante cuando se sabe que la falta de freno motor es uno de los principales inconvenientes que se encuentran en la turbina de gas aplicada para la tracción automóvil.

VII.6.- PROPULSIÓN POR REACCIÓN

TURBORREACTORES.- La turbina de gas ha encontrado su utilización más espectacular en el campo de la propulsión aeronáutica. Inicialmente utilizada en aparatos militares rápidos, pero con radio de acción reducido, se extiende en la actualidad a recorridos de largo alcance dentro del campo de la aviación comercial y militar.

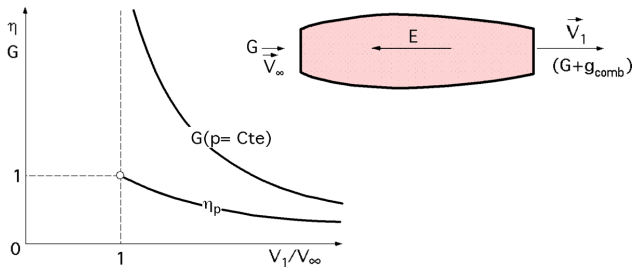


Fig VII.11

En general, un propulsor de reacción es un aparato que produce un chorro de gas de gasto másico G que sale a la velocidad $\vec{V}_1$ y produce un empuje, $E = G\,V_1$.

El chorro de gas es el resultado de una combustión:

- En un cohete, el combustible y el comburente están en el interior del aparato, lo que le hace independiente de la atmósfera

- Por el contrario, el reactor toma el comburente del aire ambiente que penetra en la máquina debido:

a) A la velocidad de desplazamiento (estatoreactor)

b) Al efecto de un compresor accionado por una turbina que toma su energía de los gases de propulsión (turborreactor), que se reduce a una turbina de gas que genera gases calientes; la turbina de potencia útil y el recuperador, se sustituyen por una tobera de expansión donde el chorro de propulsión adquiere la velocidad $\vec{V}_1$, Fig VII.12

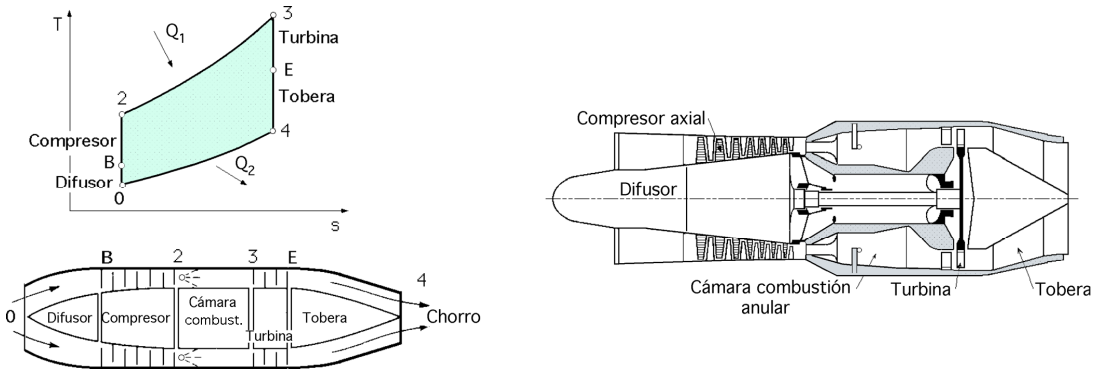


Fig VII.12.- Ciclo y esquemas de un turborreactor

El empuje E^* de un aparato de este tipo que se desplace a la velocidad $\vec{V}_{avión}$ absorbiendo un gasto másico de aire G_{aire} y lanzando hacia atrás un gasto másico $G_{aire} + G_{combustible}$ con una velocidad $\vec{V}_1$, es de la forma:

$$E^* = \frac{G_{aire}\ (V_1 - V_{avión}) + G_{comb}\ V_1}{g}$$

En lo que sigue se despreciará, en primera aproximación, el gasto másico G_{comb}, por lo que la energía transmitida al fluido por el reactor sería:

$$N = G_{aire}\ \frac{V_1^2 - V_{avión}^2}{2\,g}$$

$$\textit{Potencia de propulsión: } N_p = E^*\,V_{avión} = \frac{G_{aire}\ (V_1 - V_{avión})\,V_{avión}}{g}$$

$$\textit{El rendimiento de la propulsión es: } \eta_p = \frac{N_p}{N} = \frac{G_{aire}\ (V_1 - V_{avión})\,V_{avión}}{G_{aire}\ \frac{V_1^2 - V_{avión}^2}{2}}$$

que no tiene sentido más que para, $V_1 > V_{avión}$

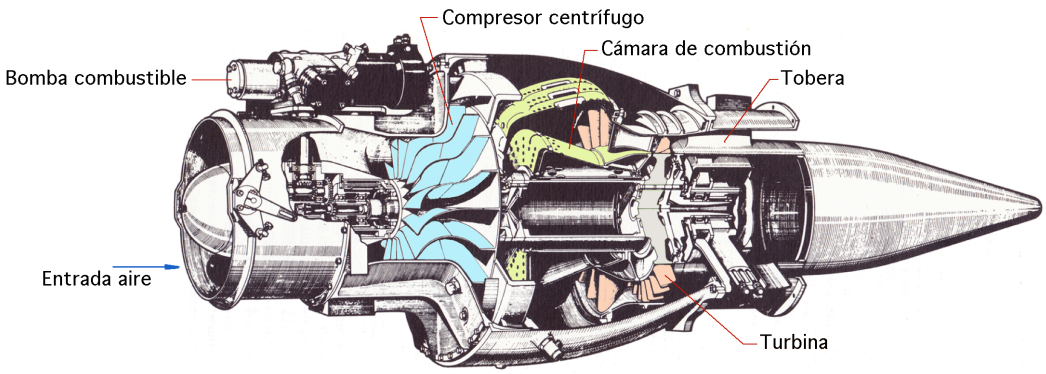


Fig VII.13a.- Corte de un turborreactor Marboré

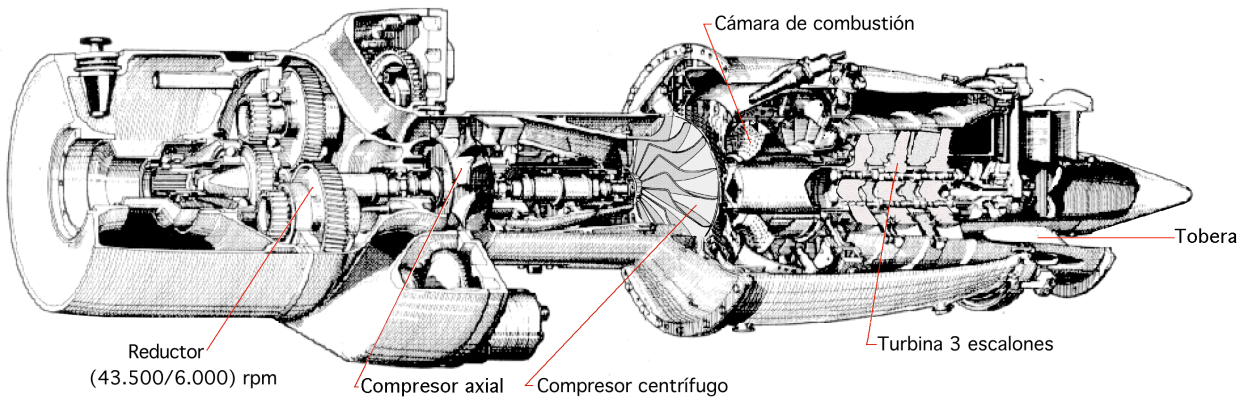


Fig VII.13b.- Corte de un turborreactor Astazou, 350 kW

Este rendimiento mejora cuando aumenta la velocidad $\vec{V}_{avión}$, es decir, el propulsor de reacción es conveniente para grandes velocidades, observándose que:

$$V_1 = \frac{E^*}{G_{aire}} + V_{avión}$$

por lo que, con empuje constante, el gasto másico G_{aire} aumenta con la velocidad del aparato.

TURBORREACTOR DE UN FLUJO.- El diagrama entrópico de un turborreactor de un flujo viene esquematizado en la Fig VII.14. *En el difusor de entrada, la energía cinética del aire se transforma en presión*. Si la transformación fuese perfecta, se tendría la evolución isentrópica (0B'), de forma que:

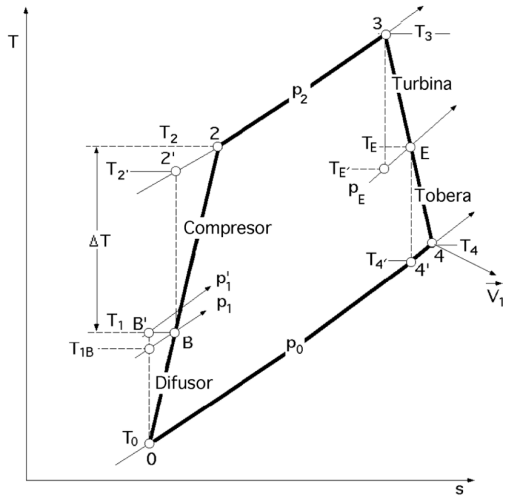


Fig VII.14.- Ciclo de un turborreactor

$$c_{p1}\,(T_{1B} - T_0) = \frac{V_\infty^2}{2\,g}$$

y la presión obtenida sería $p_{1'}$. Debido a las pérdidas de carga en el difusor la presión disminuye, por ejemplo a p_1, siendo la evolución real (0B); el rendimiento isentrópico del difusor es:

$$\eta_{dif} = \frac{T_{1B} - T_0}{T_B - T_0}$$

La compresión viene representada por la transformación (B2), siendo el rendimiento isentrópico del compresor de la forma, $\eta_{comp} = \dfrac{T_{2'} - T_1}{T_2 - T_1}$

El trabajo del compresor es, $T_{comp} = c_p\,(T_2 - T_1) = i_2 - i_1$

De 2 a 3 a lo largo de la isobara p_2 se realiza la combustión en la cámara de combustión, a presión constante.

$$Q_1 = c_p\,(T_3 - T_2)$$

La expansión en la turbina viene representada por (34), siendo el *rendimiento de la turbina*:

$$\eta_{turb} = \frac{T_3 - T_E}{T_3 - T_{E'}}$$

El *trabajo de expansión en la turbina* es, $T_{turb} = c_{p'} \ (T_3 - T_E) = i_3 - i_E$

La *expansión en la tobera* se efectúa según (E4), de donde:

$$\frac{V_1^2}{2\,g} = c_p\,(T_E - T_4) = \eta_{turb}\ c_p\,(T_E - T_{4'}) = \eta_{turb}\ c_p\ T_E\,(1 - \frac{T_{4'}}{T_E}) = \eta_{turb}\ c_p\ T_E\,\{1 - (\frac{p_0}{p_E})^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}\}$$

La *potencia útil de propulsión* para 1 kg de aire es, $N_p = \frac{V_{avión}\,(V_1 - V_{avión})}{g}$

El rendimiento global es, $\eta_{global} = \frac{N_p}{Q_1} = \frac{V_{avión}\,(V_1 - V_{avión})}{g\ c_p\,(T_3 - T_2)}$

La energía transmitida al fluido es: $N_{fluido} = \frac{V_1^2 - V_{avión}^2}{2\,g}$

El rendimiento térmico es, $\eta_t = \frac{N_{fluido}}{Q} = \frac{V_1^2 - V_\infty^2}{2\,g\,c_p\,(T_3 - T_2)}$

El rendimiento de la propulsión es, $\eta_{prop} = \frac{2}{1 + \frac{V_1}{V_{avión}}}$

El rendimiento total es, $\eta_{total} = \eta_{propulsión}\ \eta_{térmico}$

El rendimiento térmico varía con las relaciones $\Delta = (\frac{p_2}{p_0})^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}$ y $\Phi = \frac{T_3}{T_1}$, igual que en un ciclo de turbina de gas normal.

El rendimiento de la compresión $\eta_{difusor}$ y expansión η_{tobera} de los dispositivos estáticos, son superiores a los de las máquinas rotativas η_{comp} y $\eta_{turbina}$, por lo que para aumentar la velocidad del avión es más importante la parte de los dispositivos estáticos.

El foco frío está a un nivel térmico bajo; por ejemplo a 12.000 m de altitud se tiene una presión atmosférica $p_0 = 0{,}197$ atm y temperatura $T_0 = 216$ºK; como se admiten temperaturas de admisión elevadas $T_3 = 850ºC \div 900ºC$, el valor de $\alpha = \frac{p_2}{p_0} = 4{,}5 \div 5{,}5$, factores que favorecen la obtención de un rendimiento elevado superior al de las turbinas de gas terrestres simples.

El rendimiento de la propulsión se puede expresar en función de la relación de velocidades $\frac{V_1}{V_{avión}}$ y el rendimiento térmico en función de la diferencia $V_1^2 - V_{avión}^2$, por lo que estos dos rendimientos están relacionados y varían en sentido inverso cuando varían Δ ó Φ, Fig VII.15.

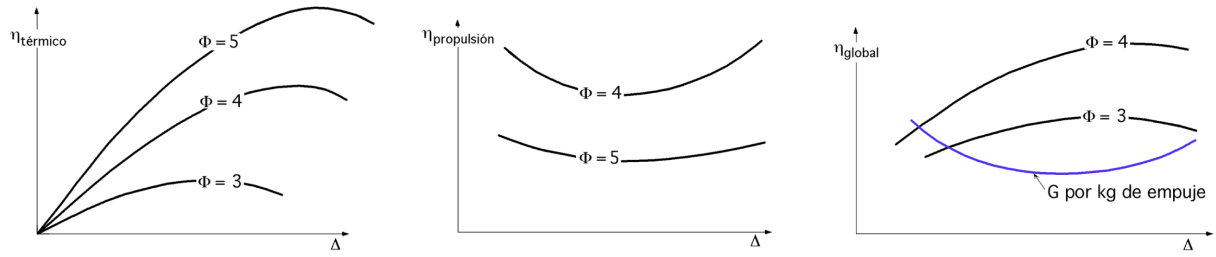


Fig VIII.15.- Rendimientos en función del grado de compresión Δ

El *rendimiento global*, producto de los dos anteriores, se puede expresar en función de Δ tomando Φ como parámetro, existiendo para cada valor de Φ un valor óptimo de p_2. El empuje máximo se obtiene para un grado de compresión inferior al de rendimiento máximo.

Los rendimientos $\eta_{térmico}$ y de $\eta_{propulsión}$ varían en sentido inverso; un aumento de Φ para un valor dado de $\frac{p_2}{p_1}$ no implica una mejora del η_{global}; sin embargo, un aumento del área del ciclo, disminuye el gasto másico de aire necesario, disminuyendo también las dimensiones de la máquina.

Rendimiento térmico teniendo en cuenta la velocidad de desplazamiento $\vec{V}_{avión}$ **.-** Consideraremos un ciclo determinado por la relación de compresión Δ y por la relación de temperaturas Φ, Fig VII.16; si se supone un aumento de la velocidad del avión $\vec{V}_{avión}$, el punto B pasa a la posición B_1 y el punto 2 a la 2', por lo que la diferencia de temperaturas en el compresor se reduce en los incrementos $\Delta T_B + \Delta T_2$. La caída de temperatura en la turbina se reduce en el mismo valor si los calores específicos c_p y $c_{p'}$ son iguales, es decir en el decremento $\Delta T_E = \Delta T_B + \Delta T_2$, pasando el punto E a la posición E_1 y el 4 a la 4', con lo que la caída de temperatura en la tobera aumenta en $\Delta T_E + \Delta T_4$.

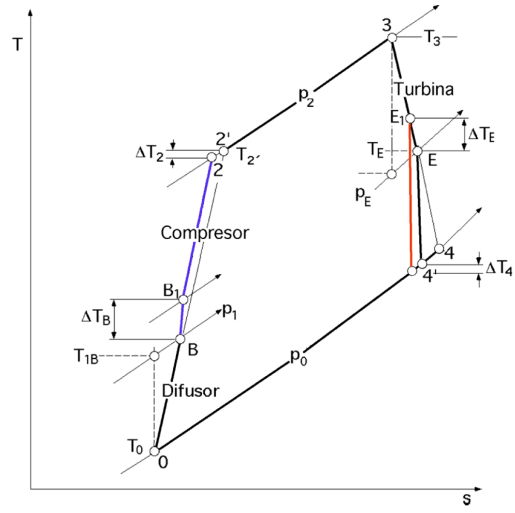


Fig VII.16
Influencia del aumento de la velocidad del avión V_∞

La energía comunicada al fluido aumenta en:

$$\frac{(V_1 + \Delta V_1)^2 - (V_{avión} + \Delta V_{avión})^2 - (V_1^2 + V_{avión}^2)}{2\,g} = c_p\,(\Delta T_4 + \Delta T_E - \Delta T_B) = c_p\,(\Delta T_4 + \Delta T_2)$$

y la cantidad de calor a suministrar para aumentar la velocidad del avión, aumenta en $\Delta Q = c_p \Delta T_2$, por lo que el *rendimiento térmico* queda en la forma:

$$\eta_{térm} = \frac{\frac{V_1^2 - V_{avión}^2}{2\,g} + c_p\,(\Delta T_4 + \Delta T_2)}{c_p\,(T_3 - T_{2'}) + c_p \Delta T_2}$$

modificación que es debida únicamente al hecho de que los elementos estáticos, difusor y tobera, po-

seen un rendimiento propio superior al de las máquinas rotativas.

Si se supone un aumento de la velocidad del avión $\vec{V}_{avión}$ suficiente para hacer inútil la presencia del grupo TC, se tiene un *estatorreactor*, de forma que:

$$\frac{V_1^2}{V_\infty^2} = \frac{\Phi}{\Delta}\ \eta_{tobera}\ \eta_{difusor}$$

Si Φ se mantiene constante y crece $\vec{V}_{avión}$, la relación $\frac{V_1}{V_{avión}}$ podría alcanzar la unidad, por lo que:

$$\Delta = \Phi\ \eta_{tobera}\ \eta_{difusor}$$

y un aumento del número Mach del avión produciría un aumento del rendimiento de propulsión que tiende hacia la unidad, al mismo tiempo que el rendimiento global tendería al rendimiento térmico.

Características de funcionamiento.- En el funcionamiento de un turborreactor se pueden considerar las siguientes variables independientes:

- *p_0 y T_0 ó la altitud que permite definirlas (atmósfera normal)*
- *$\vec{V}_{avión}$, velocidad de desplazamiento del avión*
- *n, velocidad de rotación de la turbina*

Ensayos en suelo.- Los ensayos en el suelo, ensayos en laboratorio, permiten obtener:

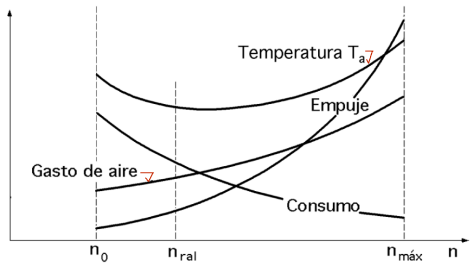


Fig VII.17.- Curvas características a nivel del suelo

- *La temperatura a la entrada de la* $\begin{cases} turbina\ T_a \\ tobera\ T_e \end{cases}$
- *El empuje*
- *El consumo en kg/hora, por kg de empuje*
- *El gasto másico de aire*

en función de la velocidad n de rotación Fig VII.17, siendo n_n la velocidad de funcionamiento normal (régimen de crucero), n_0 la velocidad de arranque ($0{,}3\ n_n$), n_r la velocidad de ralentí, y $n_{máx}$ la velocidad máxima.

En estas condiciones el número de Mach es, $M = \frac{V_{avión}}{c_s} = 0$ y $\begin{cases} T_0 = T_1 \ ;\ p_0 = p_1 \\ E = G_{aire}\ V_1 \end{cases}$

siendo $\vec{c}_s$ la velocidad del sonido (celeridad) de la onda de presión en condiciones ambientales.

Empuje total, teniendo en cuenta la velocidad de desplazamiento del avión $\vec{V}_{avión}$.- Suponiendo transformaciones isentrópicas, y que el punto 1, Fig VII.18, representa la entrada al compresor del estatorreactor, definido por su presión p_1 y temperatura T_1, siendo n la velocidad de rotación y que la velocidad de expulsión de los gases de la turbina, punto E, es igual a la velocidad de entrada en la tobera $\vec{V}_{0\,tob}$ siendo $\vec{V}_{1tob}$ la velocidad de salida de los gases en la misma, la expansión en

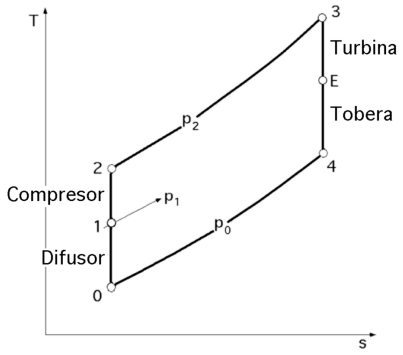


Fig VII.18.- Diagrama de un estatoreactor

la tobera es de la forma:

$$\frac{V_1^2 - V_{1tob}^2}{2\,g} = c_p\,(T_E - T_4) = \left| \begin{array}{l} \dfrac{T_1}{T_0} = \dfrac{T_E}{T_4} \\ T_4 = T_E\ \dfrac{T_0}{T_1} \end{array} \right| = c_p\ T_E\ \frac{T_1 - T_0}{T_1} =$$

$$= \left| \frac{V_{avión}^2}{2\,g} = c_p\,(T_1 - T_0) \right| = \frac{T_E}{T_1}\ \frac{V_{avión}^2}{2\,g}$$

$$V_1 = \sqrt{V_{1tob}^2 + \frac{T_E}{T_1}\ V_{avión}^2}$$

Empuje proporcionado por V_{1tob}, $E_0 = \dfrac{G_{aire}\ V_{1tob}}{g}$

Empuje total, $E = \dfrac{G_{aire}\ (V_1 - V_{avión})}{g} = \dfrac{G_{aire}}{g}\ (\sqrt{V_{1tob}^2 + \dfrac{T_E}{T_1}\ V_{avión}^2} - V_{avión})$

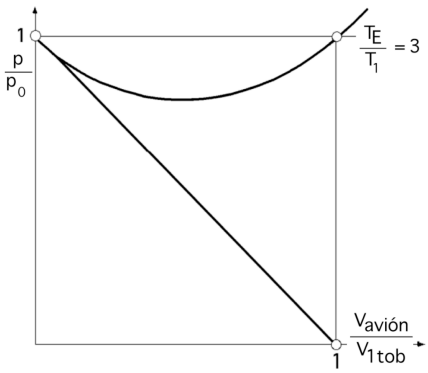


Fig VII.19.- Variación del empuje con la velocidad del avión

resultando

$$\frac{E}{E_0} = \sqrt{1 + \frac{T_E}{T_1}\ \frac{V_{avión}^2}{V_1^2}} - \frac{V_{avión}}{V_{1tob}})$$

La curva de la Fig VII.19, para $\dfrac{T_E}{T_1} = 3$ (que es un valor bastante normal), muestra que el empuje varía poco con la velocidad del avión, disminuyendo ligeramente al principio, y creciendo para valores del número Mach, $M \geq 1$.

Influencia de la altitud.- A velocidad de rotación constante, el gasto másico que atraviesa el compresor es independiente de la presión y de la temperatura a la entrada del mismo (p_1, T_1), por lo que el empuje es proporcional a la masa de aire a la entrada del compresor, deduciéndose las condiciones (p_1, T_1) a partir de las (p_0, T_0), que son las condiciones a la altura considerada.

Los resultados de un turborreactor se pueden representar en un diagrama $(\dfrac{p}{p_0}, \dfrac{V}{V_{1tob}})$, que proporcionan el empuje en función del número Mach de vuelo para distintas altitudes, a un régimen de funcionamiento determinado, definido por la velocidad de rotación de la máquina.

La hélice, Fig VII.20, se hace inutilizable en las proximidades de $M = 1$.

Sin embargo, el turborreactor evita los fenómenos relativos al sonido:

- *Ralentizando* $\vec{V}_{avión}$ *en el difusor de entrada*
- *Eligiendo una velocidad adecuada para el compresor*

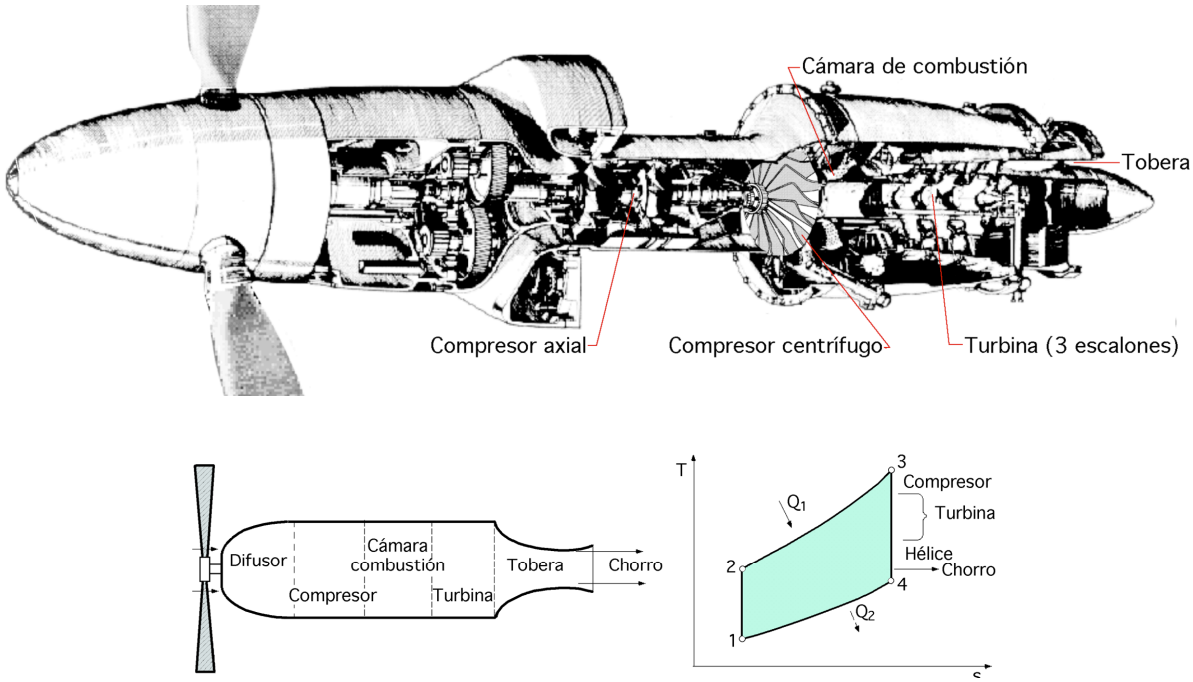
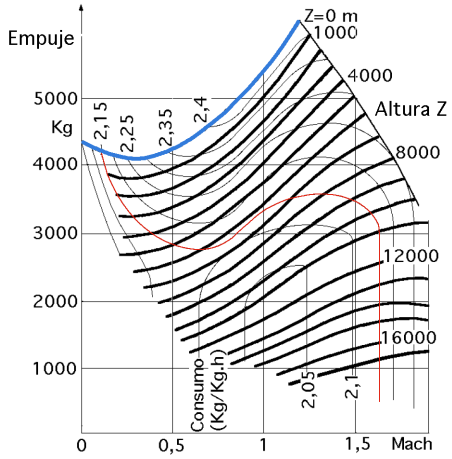
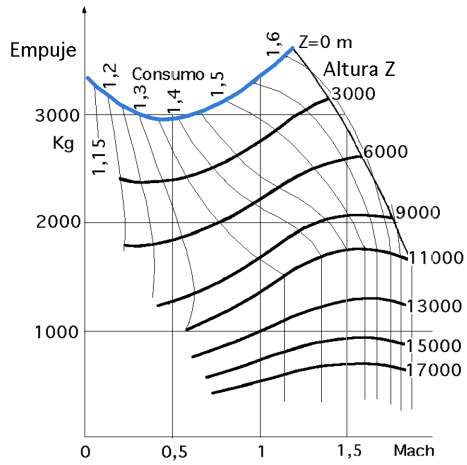


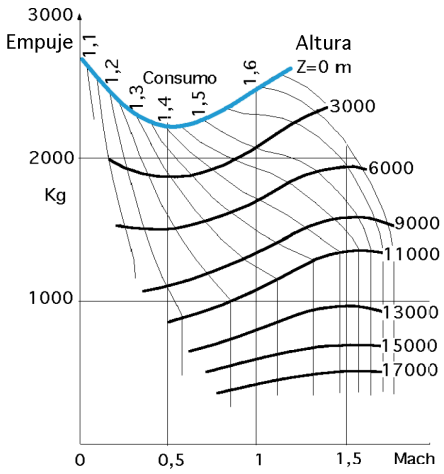
Fig VII.20.- Turbohélice



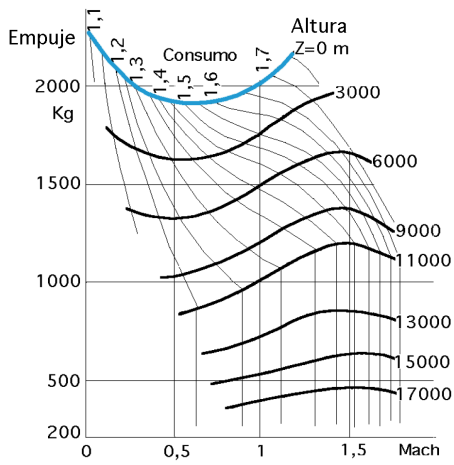
Régimen máximo con postcombustión (8.400 r.p.m.)



Régimen máximo sin postcombustión (8.400 r.p.m.)



Régimen máximo continuo (8.050 r.p.m.)



Régimen de crucero (7.850 r.p.m.)

Fig VII.21.- Curvas para diversos regímenes de funcionamiento de un turborreactor

obteniéndose el grado de compresión multiplicando el número de escalonamientos que suelen estar comprendidos entre 7 y 17

El gasto másico del compresor viene fijado por la propia máquina y, por lo tanto, es independiente de la velocidad del avión. La potencia máxima del turborreactor viene limitada por los efectos mecánicos de la fuerza centrífuga sobre las aletas de los rotores y la temperatura de admisión de los gases. Los resultados se pueden mejorar mediante un aumento del empuje y del rendimiento.

Aumento del empuje.- Para aumentar temporalmente el empuje se pueden utilizar los siguientes métodos:

- Inyectar agua a la entrada del compresor, resultando una relación de compresión más elevada y, por lo tanto, un aumento del gasto másico y del empuje, siendo necesario aumentar la cantidad de combustible inyectado. Es interesante sobre todo para el despegue del avión en tiempo cálido, pudiéndose alcanzar un empuje suplementario de hasta un 20%

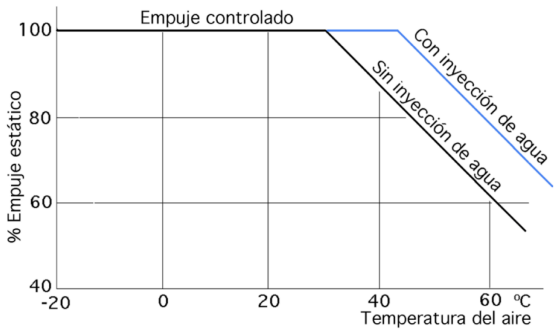


Fig VII.22.- Restauración del empuje añadiendo agua

- Inyectar agua a la entrada de la turbina, por lo que se superpone al ciclo del gas un ciclo de vapor de agua, sin condensación. Si la sección de los distribuidores de la turbina permanece constante, un aumento del gasto másico de la turbina exige una elevación de la presión a la salida del compresor y el punto de funcionamiento se acerca al límite de bombeo

Ambos sistemas se han sustituido por la ***postcombustión***, que consiste en quemar una cierta cantidad de combustible a la salida de la turbina y antes de la tobera. El ciclo se desarrolla como se indica en la Fig VII.23; la temperatura de los gases aumenta sensiblemente, siendo $T_{a'}$ del orden de 1400ºC, temperatura perfectamente admisible ya que la soportan paredes fijas y no los álabes móviles; a su vez, la inyección de combustible en la tobera se puede regular de forma que proporcione un reparto heterogéneo de las temperaturas más elevadas en la parte central. *La velocidad de salida aumenta considerablemente, así como el empuje, pero el rendimiento de propulsión y el rendimiento térmico disminuyen, siendo mucho mayor el consumo de combustible.*

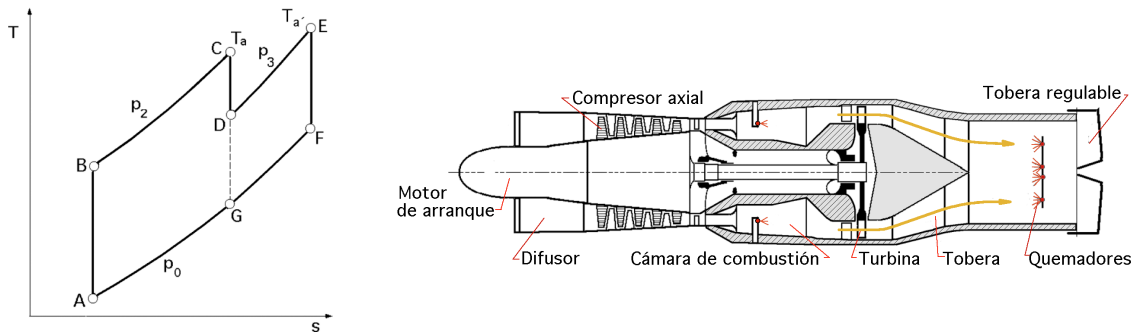


Fig VII.23.- Ciclo de un turborreactor de postcombustión

Este dispositivo lleva consigo algunas complicaciones constructivas, por lo que es necesario moderar suficientemente la velocidad de los gases a la salida de la turbina para permitir la postcombustión y crear una turbulencia suficiente, fuente de pérdidas cuando la sobrecarga no está en servicio.

La elevación de la temperatura hasta $T_{0'}$ tiende a producir un aumento del gasto másico en la tobera, de donde resulta un aumento de la contrapresión a la salida de la turbina y una estrangulación de ésta, por lo que es necesario disponer una tobera de sección variable y un dispositivo de regulación especial que mantenga una relación entre la abertura de la tobera y el suplemento de combustible inyectado. La postcombustión permite alcanzar un suplemento de empuje del 40% en el punto fijo, y del 100% en $M = 1$, con un aumento del consumo específico del 50% y un aumento del peso del aparato del orden del 15%.

Aumento del rendimiento.- El rendimiento global es bajo porque un buen rendimiento térmico es incompatible con un buen rendimiento de propulsión. Si se pudiese imaginar un aparato en el que se pudiesen diferenciar el gasto másico de la tobera G y el de la cámara de combustión G', (que en un turborreactor de un solo flujo son iguales); el rendimiento térmico de dicho aparato sería:

$$\eta_{térm} = \frac{G\,(V_1^2 - V_{avión}^2)}{2\,g\,c_p\,G'\,(T_3 - T_2)}$$

y el rendimiento de la propulsión, $\eta_{prop} = \dfrac{1}{1 + \dfrac{V_1}{V_{avión}}}$

TURBORREACTOR DE DOBLE FLUJO.- La situación anterior conduce al *turborreactor de doble flujo*, en el que un aumento del rendimiento del propulsor implica una disminución de V_1; ésto se puede conseguir sin reducir el $\eta_{térmico}$, aumentando la relación $\dfrac{G}{G'}$, lo que implica un *turborreactor de dos flujos*, Fig VII.24.

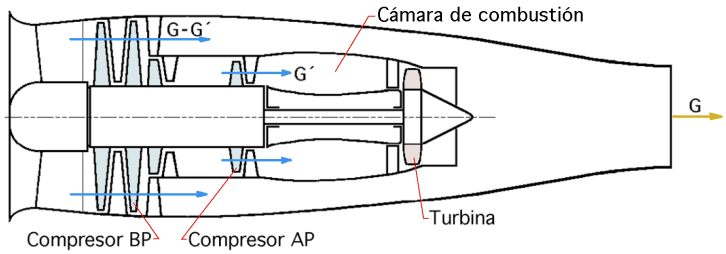


Fig VII.24.- Turborreactor de doble flujo

- *La parte de baja presión BP del compresor impulsa el gasto másico G' hacia la parte de alta presión AP*
- *La cámara de combustión impulsa el gasto másico G' directamente hacia la turbina*
- *A la salida de la turbina se mezclan los flujos y por la tobera sale el gasto másico G*

El consumo específico para el turborreactor de $\begin{cases} un\ flujo\ es\ del\ orden\ de\ 0{,}9 \div 1\ kg/kg.hora \\ dos\ flujos\ se\ reduce\ a\ 0{,}5 \div 0{,}8\ kg/kg.hora \end{cases}$

El turborreactor de dos flujos, ideado en 1945 y después abandonado durante algunos años, se vuelve a considerar actualmente por la mayor parte de los constructores.

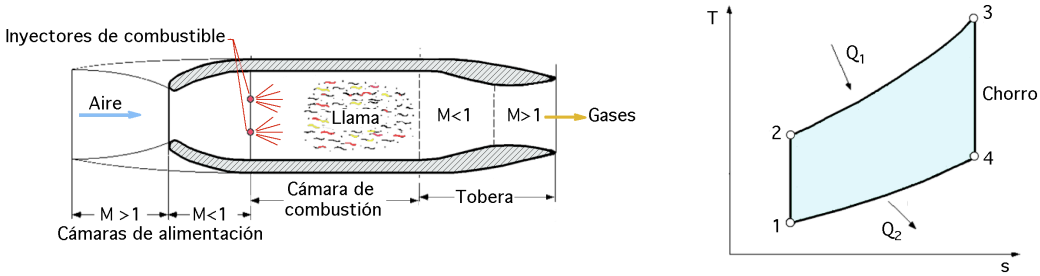


Fig VII.25.- Esquema de una máquina de chorro