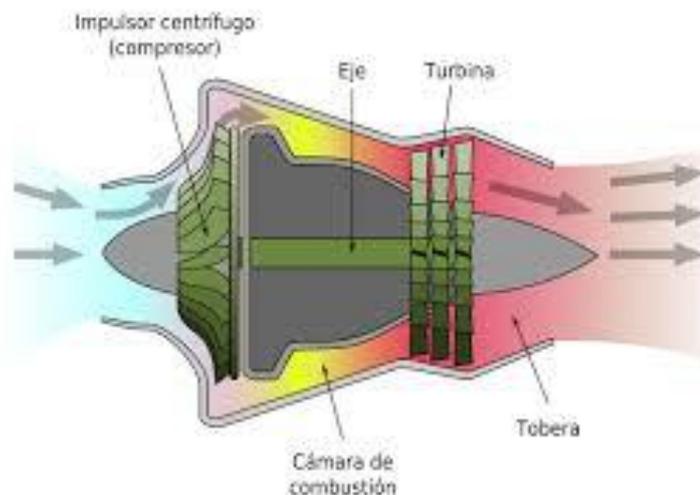




ASIGNATURA: MÁQUINAS TÉRMICAS –AÑO 2020

UNIDAD TEMÁTICA N° 11: TURBINA DE GAS

Turbinas de gas. Ciclo Brayton, teórico y real, trabajo y rendimiento. Ciclo regenerativo, regeneradores y calentadores. Proceso de combustión, cámara de combustión, Ciclo abierto. Accesorios de la turbina de gas. Ciclos combinados gas-vapor. Mantenimiento, limpieza de compresores de aires. Ensayos. Cogeneración.



11.1 GENERALIDADES:

Como la definimos oportunamente la turbina de gas es una turbomáquina de fluido motora la unidad física turbina es semejante a la unidad física turbina de vapor Por lo cual lo estudiado para esta última es aplicable a la primera

(Triángulo de velocidades, ecuaciones de Euler: escalonamiento etcétera). La única diferencia con la turbina de vapor en la que la sustancia de trabajo es el vapor es que en este caso es una mezcla de gases de combustión y gases no quemados. Como las características de esta mezcla es similar a la que se utiliza en los motores Otto, Diesel, etcétera se considera a la turbina de gas como un motor de combustión interna, aun cuando la misma, cómo estudiaremos posteriormente, se produzca en forma separada al elemento físico.



Como la máquina motora la turbina de gas presenta con respecto a los motores Otto, Diesel, etcétera, la ventaja del movimiento giratorio que permite obtener velocidades de rotación elevada que conduce a una máquina de mucho menor volumen y peso para una misma potencia.

Según la forma en que se produce el proceso de combustión de la mezcla aire combustible, se clasifica para las turbinas de gas en:

- Turbina de gas de combustión isocórica.
- Turbina de gas de combustión isobárica.

En el primer caso se envía a la cámara de combustión una cierta cantidad de la mezcla combustible comburente y se provoca su inflamación en forma artificial, por ejemplo, por la acción de una chispa eléctrica. La combustión de la mezcla provoca una sobrepresión que lleva a la apertura de la válvula de entrada a la turbina en forma automática atravesando los gases de combustión los conductos de admisión para actuar posteriormente sobre los álabes del rotor. cuando todos los productos de la combustión han sido eliminados se introducía una nueva cantidad de mezcla en la cámara. Es decir, el proceso de disco es discontinuo. Este es el motivo por el cual este tipo de turbina no alcanzado gran Progreso ni y difusión.

En la combustión isobárica la mezcla combustible comburente es alimentada en forma continua, Por lo cual para un régimen determinado de alimentación la presión en la cámara de combustión se mantiene constante, Daisy su nombre. Su desventaja en cierta manera es la necesidad de utilizar un compresor para enviar el aire a cierta presión a la cámara de combustión. Como este compresor es accionado por la primera turbina, disminuye el salto entalpico útil. No estante ello el balance final indica la conveniencia de utilizar las turbinas de combustión isobárica qué es la que ha adquirido verdadero desarrollo tecnológico y son las que más se utilizan actualmente.

11.2 CICLO DE FUNCIONAMIENTO:

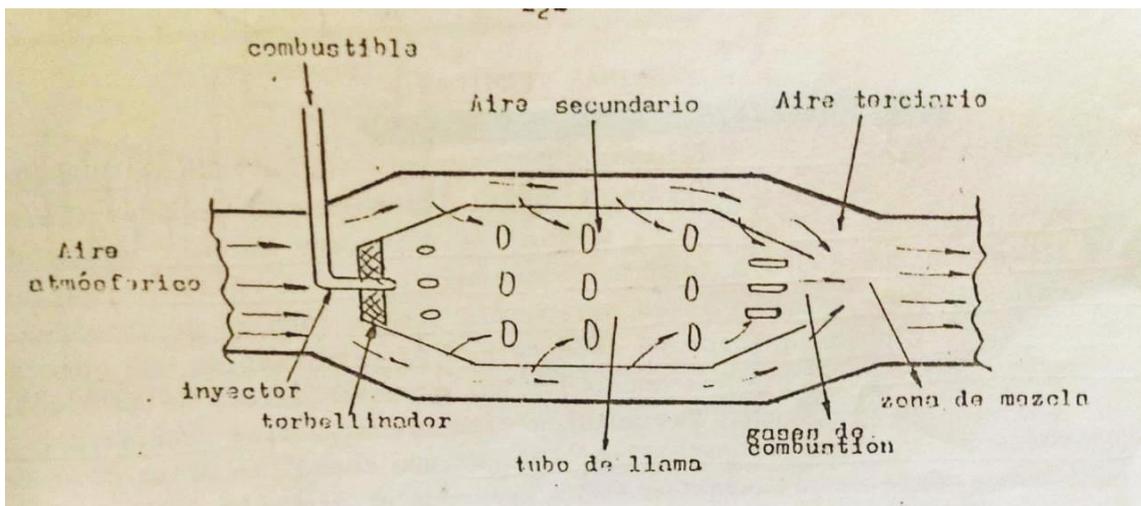
como toda máquina térmica el funcionamiento de una turbina de gas requiere un ciclo de funcionamiento que permita la transformación de la energía en forma de calor en forma de trabajo en este caso el ciclo de funcionamiento es el de joule (teórico). O el Brayton (práctico). Los elementos físicos necesarios son los siguientes:

1) Turbocompresor: qué suministra el aire comprimido a la temperatura conveniente necesario para el proceso de combustión.

2) Cámara de combustión: en cuyo tubo central denominado tubo de llama, se inyecta El combustible a través de un pico pulverizador, mezclándose posteriormente con una cierta cantidad de aire comprimido denominado aire primario que penetra en forma de torbellino para asegurar el intercambio más íntimo y

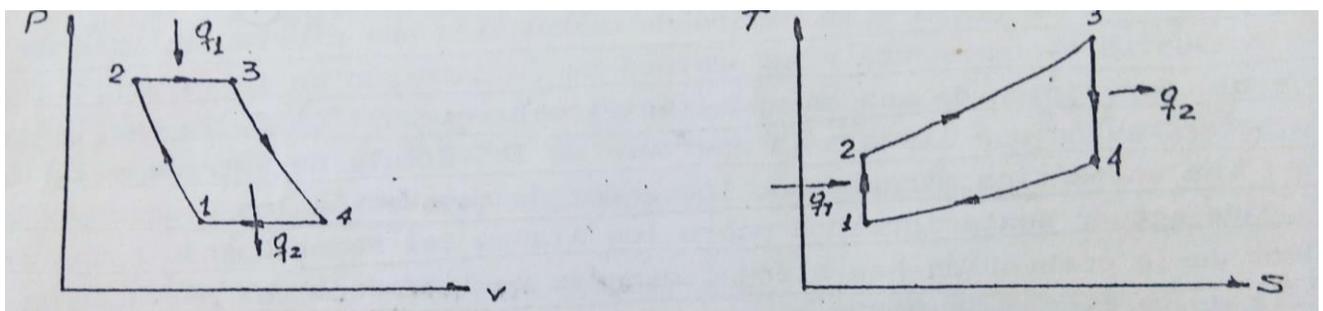


térmico. El aire primario provoca primero la vaporización del combustible pulverizado y luego su inflamación. El aire secundario, necesario para que se produzca la combustión se introduce por orificios laterales del tubo de llama construidos en todo su perímetro circunferencia. La temperatura en la cámara de combustión alcanza 1600° a 1900°C . Los gases de combustión generados pasan a la de mezcla o de dilución, donde se agrega aire teórico para reducir su temperatura a la de trabajo en la turbina ($\pm 1000^{\circ}\text{C}$).



3) Turbina: generalmente son turbinas axiales que ya se estudió en el tema anterior. En la misma los gases de combustión se expanden desarrollando una cierta potencia, parte de la cual se utiliza para el accionamiento del compresor.

La representación gráfica del ciclo básico en el diagrama p-v y t-s cómo se estudió en termodinámica son los siguientes.



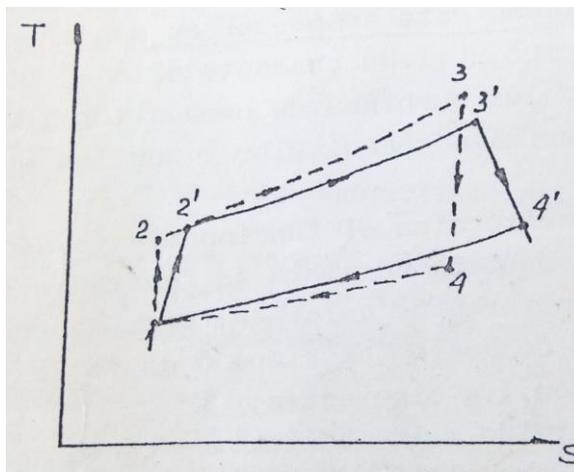
Es lo mismo la devolución 1-2 representa la compresión adiabática isoentrópica que experimenta el aire en el turbocompresor. La 2-3 la combustión isobárica en la cámara de combustión (fuente caliente donde el sistema recibe q_1 kilocalorías)

La 3-4 la expansión adiabática isoentrópica en la turbina de gas y la 4-1 la expulsión de los gases (fuente fría donde el sistema cede q_2 kilocalorías) a la atmósfera por tratarse de un ciclo abierto.

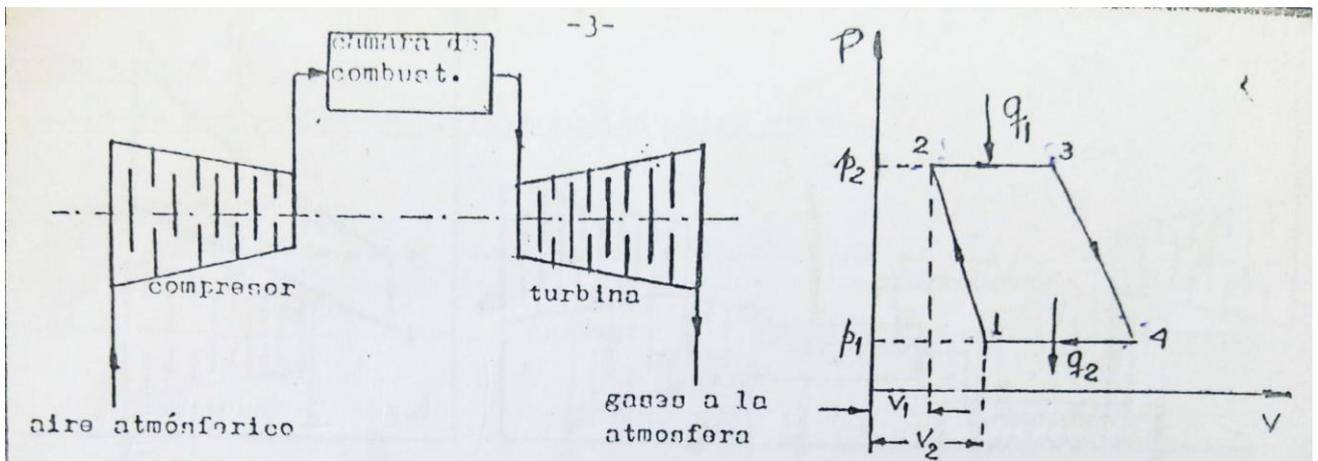
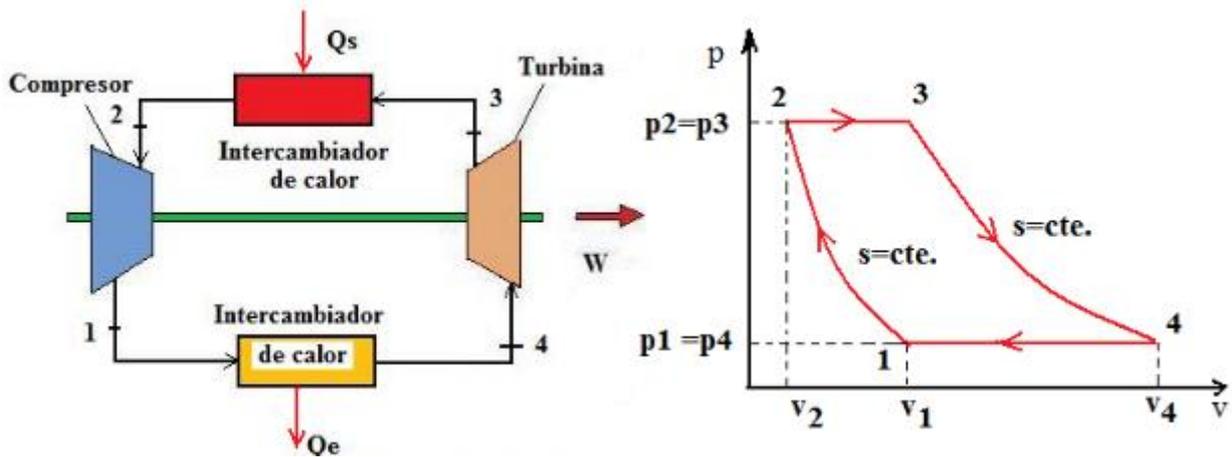
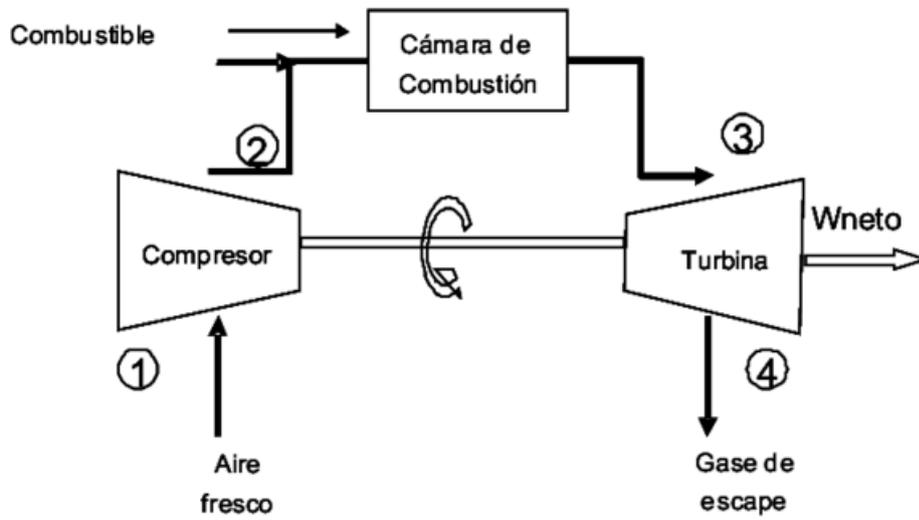


El ciclo real representa las siguientes diferencias con respecto al ciclo ideal:

- El proceso de combustión 1-2 el compresor es prácticamente adiabático, pero no isoentrópico porque al ser el ciclo reversible aumenta la entropía.
- El proceso de combustión no es isobárico por pérdida en el sistema de combustión de los gases antes de la turbina.
- La expansión tampoco es isoentrópico por ser la evolución irreversible.
- La 4-1 tampoco es isobárico por pérdida de presión en el escape.



Rendimiento térmico del ciclo ideal: el aire en los problemas de la turbina de gas se puede suponer sin cometer mayores errores, que se comporta como un gas perfecto y que la sustancia de trabajo es la misma en todo el ciclo (en realidad primero tenemos aire y luego gases de combustión) no se tiene en cuenta la variación del calor específico de los gases con su composición y temperatura. Con esta suposición se puede admitir la invariabilidad de los calores específicos a volumen y a presión constante y por lo tanto constante la relación $k = c_p/c_v$. esta simplificación podemos establecer las siguientes relaciones para llevar a una expresión del rendimiento térmico del ciclo ideal:



$$N_t = 1 - \frac{q_2}{q_1};$$

$$q_1 = C_p(T_3 - T_2),$$



$$q_2 = -C_p(T_1 - T_4) = C_p(T_4 - T_1)$$

$$N_t = 1 - \frac{(T_4 - T_1)}{(T_3 - T_2)}$$

Para un gas cualquiera el rendimiento se puede determinar en base a los calores absorbidos y cedidos.

$$\frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{1-k}{k}} \rightarrow T_2 = T_1 = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} = T_1 R_p^{\frac{k-1}{k}}$$

$$\frac{T_3}{T_4} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{1-k}{k}} \rightarrow T_3 = T_4 = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} = T_2 R_p^{\frac{k-1}{k}}$$

$$N_t = 1 - \frac{(T_4 - T_1)}{T_4 R_p^{\frac{k-1}{k}} - T_1 R_p^{\frac{k-1}{k}}} = 1 - \frac{1}{R_p^{\frac{k-1}{k}}} = 1 - \frac{1}{E^{k-1}}$$

$E =$ relación de compresión volumétrica

El compresor absorbe una porción importante del trabajo desarrollado por la turbina 30 o 40%, consecuencia que la compresión se realiza en fase gaseosa.

$$N_t = \frac{q_a - q_c}{q_a} = \frac{q_1 - q_2}{q_1}; q_c = q_2 = -(h_1 - h_4) = (h_4 - h_1), q_a = q_1 = (h_3 - h_2)$$

$$N_t = \frac{(h_3 - h_2) - (h_4 - h_1)}{(h_3 - h_2)} = \frac{h_3 - h_2 - h_4 + h_1}{h_3 - h_2} = \frac{(h_3 - h_4) - (h_2 - h_1)}{h_3 - h_2}$$

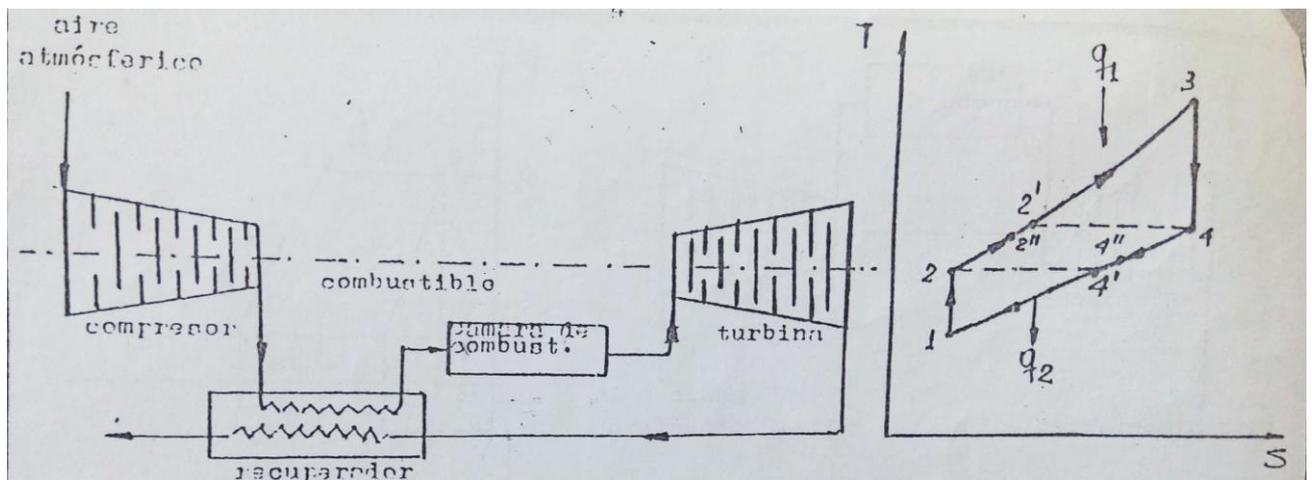
$$N_t = \frac{L_T - L_C}{h_3 - h_2} = \frac{L_{neto}}{q_a}$$

$L_T =$ Trabajo desarrollado por la turbina

$L_C =$ Trabajo absorbido por el compresor



CICLO ABIERTO REGENERATIVO: en el ciclo abierto básico, descripto anteriormente, los gases de escape que salen de la turbina lo hacen con temperatura, con la cual se pierde energía en forma de calor a la atmósfera. Su recuperación puede efectuarse calentando con los mismos el aire comprimido antes de enviarlo a la turbina. Con esta disposición el calor que se debe generar en la cámara de combustión para una misma temperatura entrada a la turbina será menor, con el consiguiente ahorro de combustible. Este ciclo se lo denomina, Como se estudió en termodinámica, regenerativo, y el intercambiador de calor regenerador o recuperador. El gas que sale de la turbina se enfría teóricamente hasta la temperatura de salida del aire del compresor, que a su vez se calienta hasta la temperatura de salida de los gases de la turbina.



El gas que sale de la turbina cede calor al aire que sale del compresor, enfriándose desde la temperatura T_3 hasta T_4 . a su vez el aire comprimido aumenta su temperatura desde la temperatura T_1 hasta T_2 . En la práctica nos alcanza a elevar la temperatura del aire hasta T_2 sino hasta una temperatura menor que T_2 . lo mismo ocurre con la temperatura de los gases que van a la atmósfera a una temperatura T_3 mayor, por este motivo se considera una eficiencia del recuperador regenerador dada por la siguiente relación.

$$e_R = \frac{\text{Incremento real de la temperatura}}{\text{Incremento teorico de la temperatura}} = \frac{T_{2''} - T_2}{T_4 - T_2}$$



En la práctica el número de ciclos posible de los motores de turbina de gas es numeroso. En efecto combinando determinado número de compresores y o turbinas y recuperadores se puede obtener diversos ciclos, mucho de los cuales se ha llevado a la práctica con resultados aceptables. Lógicamente todo dependerá del balance económico final.

RENDIMIENTO DEL CICLO ABIERTO REGENERATIVO:

a) Considerando el aire como gas perfecto:

$$N_t = 1 - \frac{q_2}{q_1};$$

$$q_1 = C_p(T_3 - T_2'),$$

$$q_2 = -C_p(T_1 - T_4') = C_p(T_4' - T_1);$$

$$T_2' = T_4; T_4' = T_2$$

$$N_t = 1 - \frac{(T_2 - T_1)}{(T_3 - T_4)}; \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} = R_p^{\frac{k-1}{k}}$$

$$T_2 - T_1 = T_1 \left(\frac{T_2}{T_1} - 1\right); T_3 - T_4 = T_3 \left(1 - \frac{T_4}{T_3}\right); \frac{T_4}{T_3} = \frac{1}{R_p^{\frac{k-1}{k}}}$$

$$N_t = 1 - \frac{T_1}{T_3} \frac{\left(\frac{T_2}{T_1} - 1\right)}{\left(1 - \frac{T_4}{T_3}\right)} = 1 - \frac{T_1}{T_3} \frac{\left(R_p^{\frac{k-1}{k}} - 1\right)}{\left(1 - \frac{1}{R_p^{\frac{k-1}{k}}}\right)} = 1 - \frac{T_1}{T_3} R_p^{\frac{k-1}{k}}$$

$$N_t = 1 - \frac{T_1}{T_3} R_p^{\frac{k-1}{k}} = 1 - \frac{T_1}{T_3} E^{k-1}$$

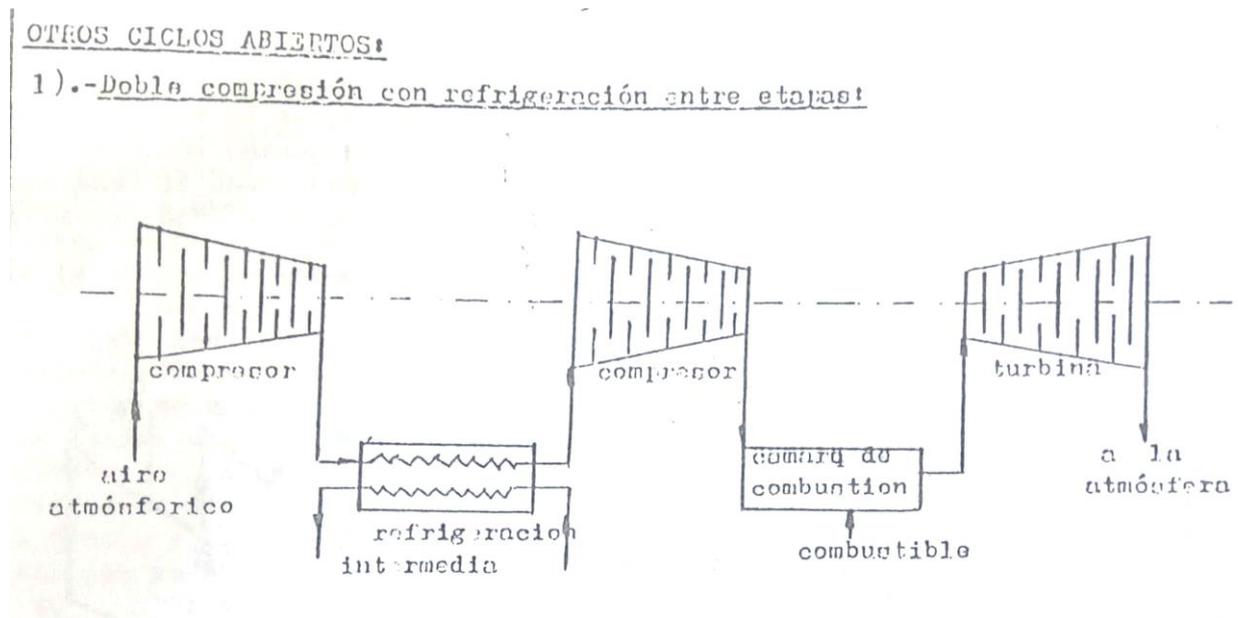
Para un gas cualquiera será:

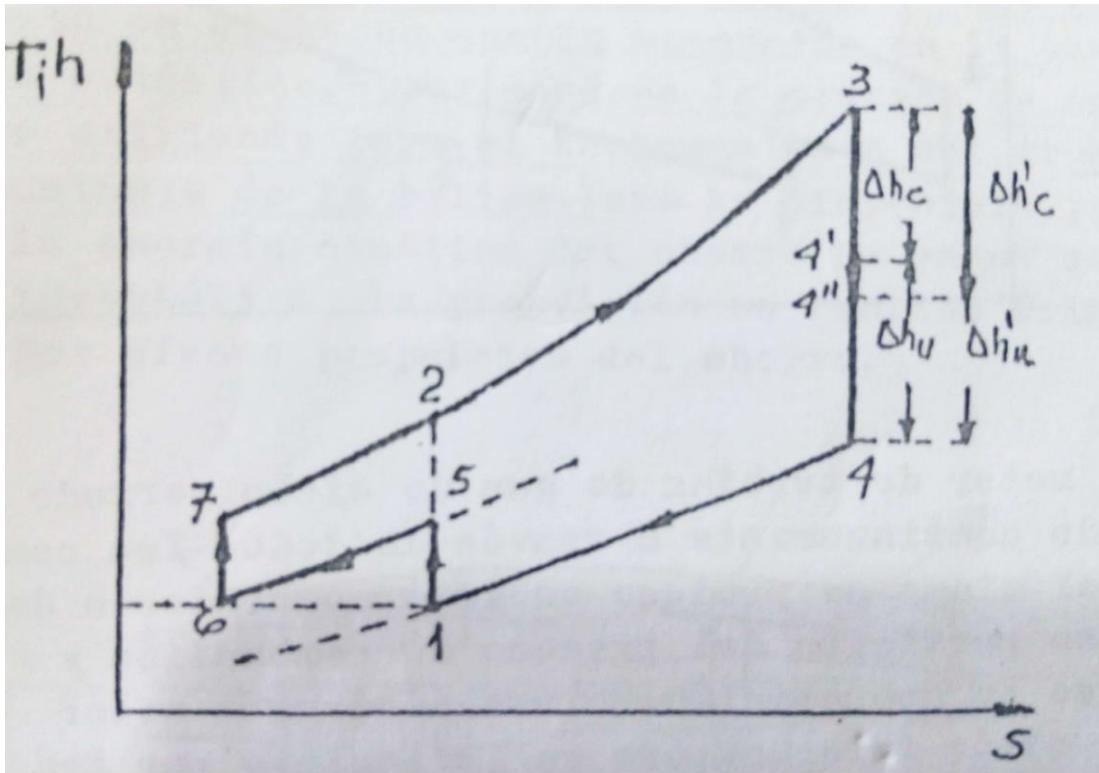
$$N_t = \frac{q_a - q_c}{q_a} = \frac{(h_3 - h_4) - (h_2 - h_1)}{h_3 - h_2} = \frac{L_T - L_C}{q_a} = \frac{L_{neto}}{q_a}$$



OTROS CICLOS ABIERTOS:

1) Doble Compresión con refrigeración entre etapas:





En la compresión sin enfriamiento intermedio el trabajo suministrado al compresor será:

$$L_c = h_2 - h_1$$

Con refrigeración intermedia resulta:

$$L_c = (h_5 - h_1) + (h_7 - h_6)$$

Pero por la divergencia de las isobaras

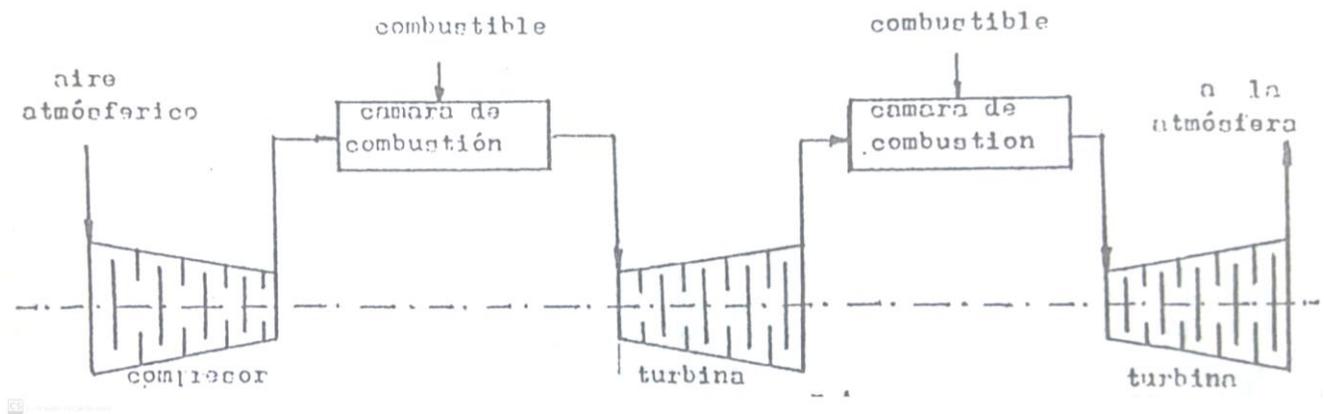
$$h_2 - h_5 > h_7 - h_6$$

Y en consecuencia el trabajo total de compresión será menor que el utilizado en la evolución 1-2. Además, para un mismo valor de T_3 el salto entalpico de la turbina utilizado para el accionamiento del compresor será menor $\Delta h_c < \Delta h'_c$ resultando un trabajo útil mayor. hay que tener en cuenta sin embargo

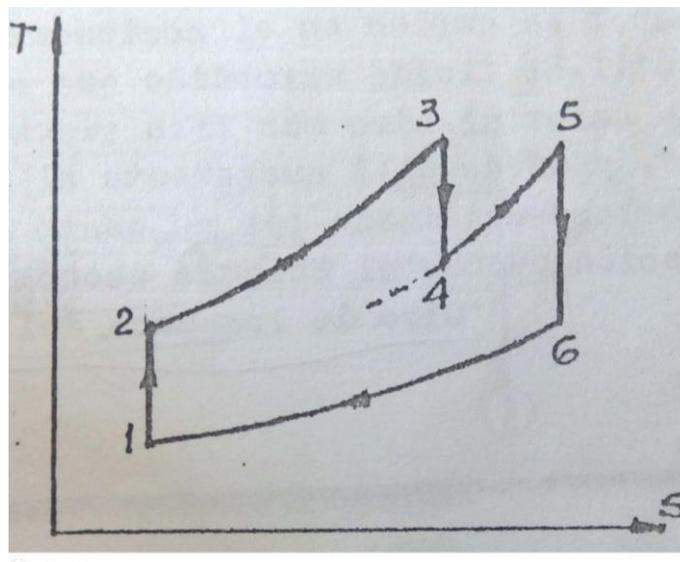


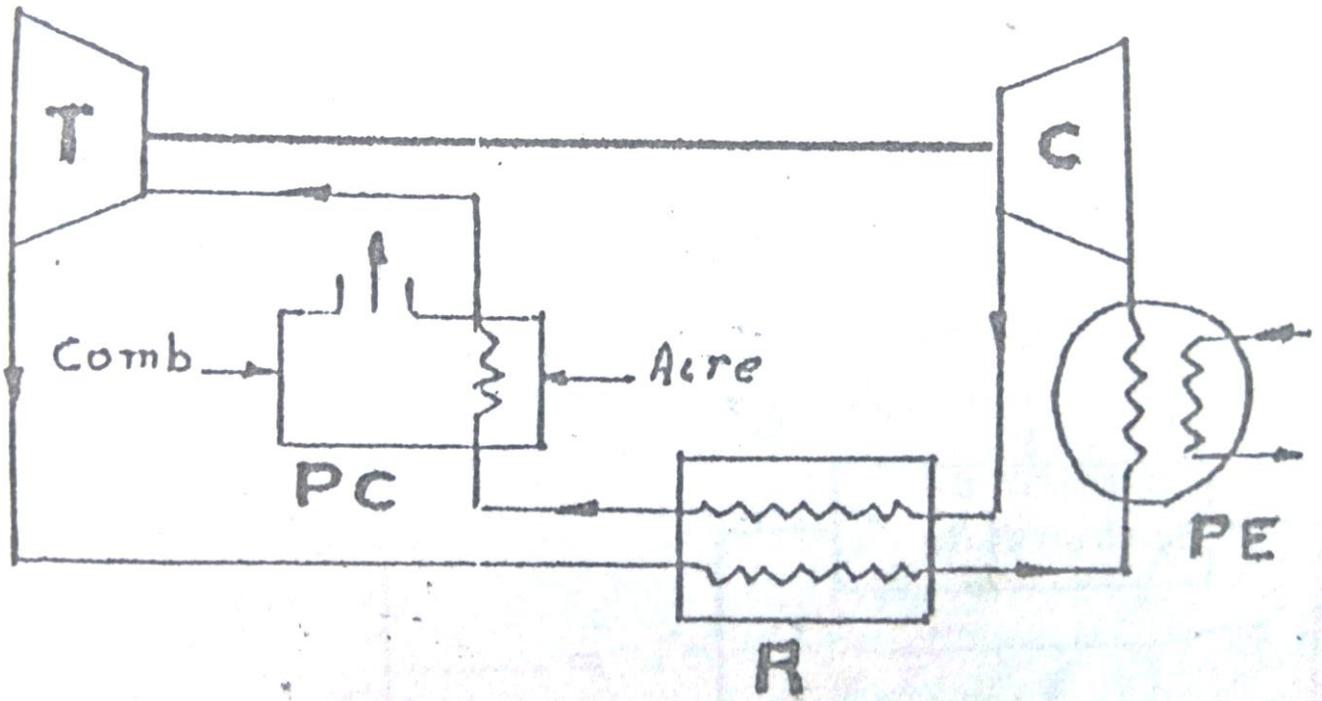
que al disminuir la temperatura inicial del proceso de combustión T_3 se necesita mayor cantidad de calor, es decir mayor consumo de combustible y por lo tanto menor rendimiento total del ciclo.

2) Expansión en etapas con recalentamiento intermedio: (dos cámaras de combustión)



Cómo es la primera cámara de combustión se utiliza aire en exceso, es posible efectuar la expansión en etapas con recalentamiento intermedio en una segunda cámara de combustión donde no es necesario agregar aire, porque por el exceso utilizado en la primera, siempre habrá oxígeno disponible para la combustión. Si bien se incrementa la potencia a obtener, es necesario mayor consumo de combustible. Este ciclo es conveniente con el agregado de un regenerador, porque el Salto térmico es mayor.





El fluido de trabajo normalmente, aire es admitido al compresor "C", dónde es comprimido y luego enviado al recuperador "R" dónde es precalentado incrementándose su entalpía. El fluido pasa luego al precalentador "PC", donde su temperatura aumenta hasta el valor de trabajo de la turbina "T" (660-720°C), por combustión externa de un combustible y aire. En la turbina se expande entregando trabajo una parte de la cual se emplea en el accionamiento del compresor y el resto realiza un trabajo útil. El fluido expandido que sale de la turbina pasa por el recuperador donde cede calor al aire más frío proveniente del compresor. Pasa luego al pre enfriador PE, y desde allí nuevamente al compresor para iniciar de nuevo el ciclo. es un sistema poco utilizado por su costo de instalación, es decir, sólo se justifica su utilización cuando el balance económico así lo indica.

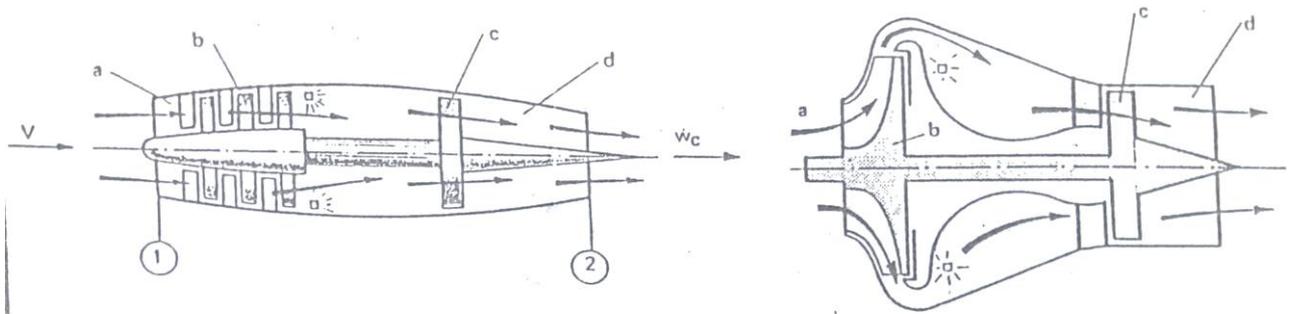
Otro de los usos del motor de turbina de gas es como motor en la industria aeronáutica, donde además de los elementos básicos mencionados, se debe agregar a continuación de la turbina una TOBERA, cuya finalidad es obtener el empuje por reacción. en la turbina parte del salto entalpico se convierte en trabajo para accionamiento del compresor; a la salida de la turbina los gases de combustión todavía poseen elevada entalpía; presión muy superior a la atmosférica y su temperatura puede ser superior a 800 grados

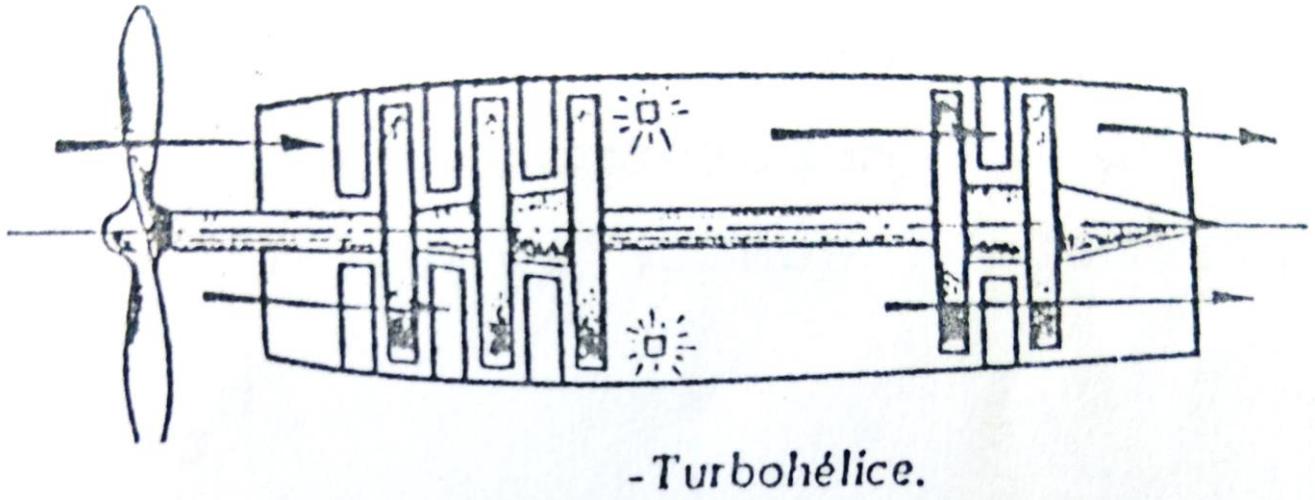


centígrados. Este salto entálpico todavía disponible se transforma en la tobera en energía cinética originando el efecto o chorro propulsivo.

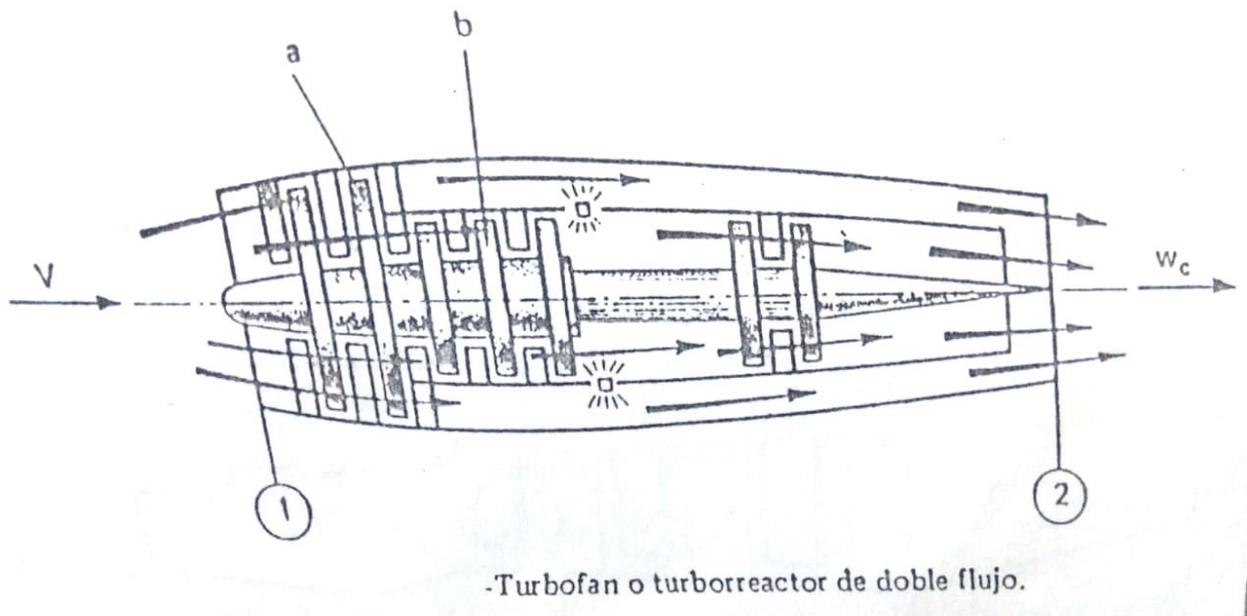
Los motores de aviación comúnmente son los turboreactores y los turbohélices. En los primeros la combustión del aire se realiza en un turbocompresor que puede ser axial y centrífugo. Si viene el compresor axial requiere para una misma relación de compresión mayor número de escalonamiento, tiene menor área frontal, lo que facilita su instalación en el motor, Por lo cual es el más utilizado. El aire comprimido pasa a la cámara de combustión que puede ser una única anular o varias individuales dispuestas periféricamente. los gases de combustión pasan a la turbina de escape y finalmente al exterior a través de la tobera, provocando el efecto de reacción ya mencionado.

El motor de turbohélice es una variante del turboreactor. la diferencia está en el hecho que la expansión en la turbina es mayor, es decir es mayor el Salto entálpico, aproximándose la presión de salida a la atmosférica. El remanente de los utilizado para el accionamiento del turbocompresor se lo emplea para el accionamiento de la hélice, pero lo disponible para la expansión en la tobera y con eso la energía cinética del zorro es menor que en el turboreactor. En el turbohélice la propulsión se realiza principalmente por la hélice y principalmente por efecto propulsivo del chorro.





Reactor de doble flujo: conocido corrientemente como turbofán, en el cual el aire que entra al motor se bifurca en dos flujos el flujo interior o flujo principal y el flujo exterior o flujo secundario. el flujo principal no se diferencia en principio del flujo de un turbo hélice, salvo que en el turbofán la potencia sobrante de accionamiento del turbocompresor se utiliza para el accionamiento de otro turbocompresor de baja presión o ventilador (de allí el nombre de turbofán) dispuesto en el flujo secundario. El empuje del motor se produce de esta manera, no sólo por el chorro de gas que sale de la tobera de escape un flujo principal, sino también por el chorro de aire proveniente del turbo fan o flujo secundario. Como variante se puede realizar una combustión suplementaria en el flujo secundario que aumenta aún más el empuje y lo hace apropiado para velocidades supersónicas de vuelo. Los turbocompresores, los turbohélices y los turbofán forman el grupo de las turbinas de gas de aviación.



ANÁLISIS DE LOS PROCESOS DE UN MOTOR CON TURBINA DE GAS: Para simplificar su estudio se puede suponer sin abrir en errores mayores que los procesos que se producen en un motor con turbina de gas responden a las condiciones de un volumen de control en circulación a régimen permanente, es decir la de un sistema cuyas propiedades no varían con el tiempo y en consecuencia el caudal másico será constante. por esta causa cada elemento físico que constituye el ciclo estará continuamente en contacto con las sustancias de trabajo en un determinado estado. Este fue el motivo por el cual el motor con turbina de gas adquirió desarrollo recién cuando el avance tecnológico permitió el empleo de alabes capaces de resistir altas temperaturas generadas en el proceso. De acuerdo con lo estudiado en termodinámica, la ecuación general de la energía aplicada a un volumen de control por unidad de caudal másico establece que:

$$q + h_1 + \frac{c_1^2}{2} + z_1 = W_t + h_2 + \frac{c_2^2}{2} z_2$$

Normalmente $Z_1=Z_2$ por lo tanto la ecuación la podemos expresar también de la siguiente manera:

$$q = h_2 - h_1 + \frac{c_2^2 - c_1^2}{2} + W_t = C_p(T_2 - T_1) + \frac{c_2^2 - c_1^2}{2} + W_t$$



Y ordenando según sub- índice

$$q = (C_p T_2 + \frac{c_2^2}{2}) + (C_p T_1 + \frac{c_1^2}{2}) + W_t$$

En la ecuación anterior $P_p.T$ es la entalpía y

$$\frac{c_2^2}{2}$$

es de uso común en los problemas Aero termodinámicos, y normalmente se lo utiliza como un único parámetro que se lo denomina entalpía total o de impacto que se indica por:

$$h_t = h + \frac{c_2^2}{2}$$

Este concepto de entalpía total o de impacto simplifica la ecuación general de la energía en el estudio de los procesos que se producen durante el funcionamiento de un motor con turbina de gas.

teniendo en cuenta el concepto anterior analizaremos los distintos procesos que se producen en un turbo reactor que es el que posee el mayor número de componentes físicos. Para un motor con turbina de gas fijo, el análisis es similar incluyendo los elementos difusores y toberas que no lo poseen.

El esquema de un turborreactor indica lo siguiente:

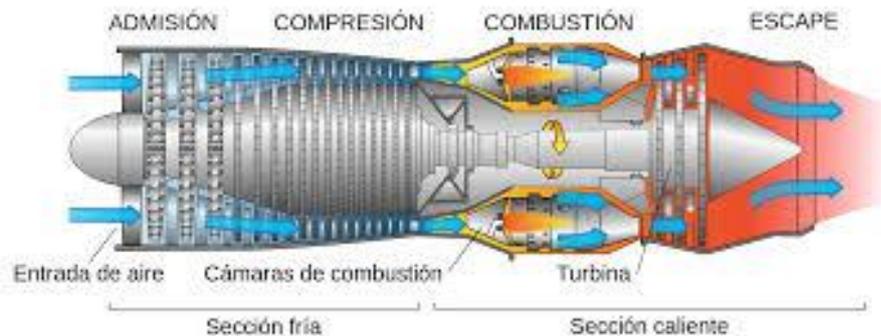
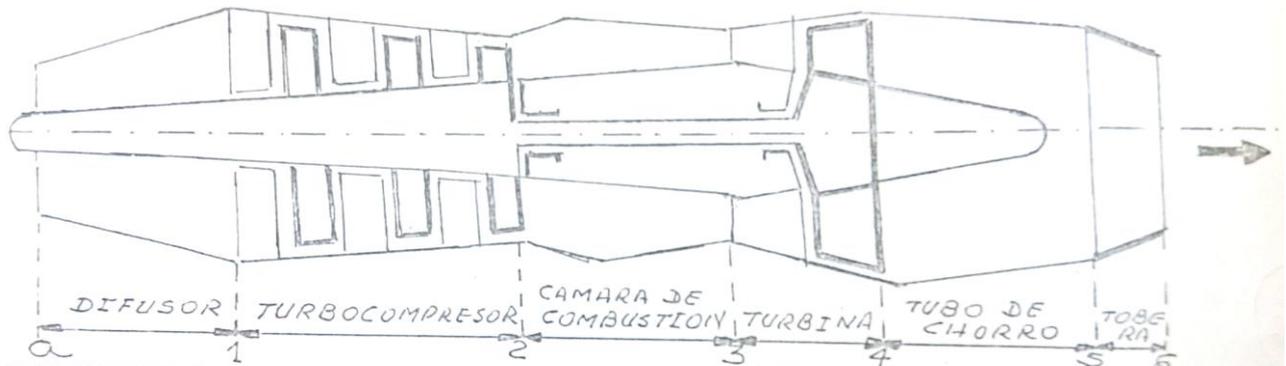


Ilustración 1 Turborreactor



Las secciones por considerar son:

- a- Entrada al difusor
- 1- Entrada al turbocompresor
- 2- Entrada a la cámara de combustión.
- 3- Entrada a la turbina
- 4- Entrada al conducto de escape o tubo de chorro
- 5- Entrada a la tobera

En el caso del turboreactor y con el fin de simplificar el análisis, supondremos que el calor agregado o sustraído al motor considerado como sistema, por transferencia al medio es despreciable en comparación con el total generado en el proceso. es decir la simplificación permite considerar que todos los procesos de cambio termodinámico que se producen en el turboreactor son adiabáticos con respecto al medio, pero irreversibles.

Para el análisis supondremos que el aire entra al difusor con una velocidad C_a , y los gases de combustión salen de la tobera con una velocidad C_6 . Los elementos para considerar son:

a) **Difusor de entrada:** el aire entra al difusor con una velocidad V_a y por eso esto del desplazamiento de la aeronave experimenta una primera compresión (finalidad del difusor) para compensar las pérdidas por fricción a fin de que la corriente mantenga supresión total hasta su entrada al turbocompresor. En el difusor además de condiciones adiabáticas no se produce trabajo por lo tanto la ecuación del P.P se reduce a:

$$h_a = h + \frac{c_a^2}{2} = h_1 + \frac{c_1^2}{2} = h_{t1}$$



b) **Turbocompresor:** el aire que llega al turbocompresor con una entalpía total h_{t1} sufre en el mismo una compresión dinámica para incrementar su nivel de energía, de tal manera que en el proceso siguiente experimenta una expansión para obtener energía mecánica. En el turbocompresor el sistema recibe un trabajo del medio exterior, por lo tanto, la ecuación del P.P indica que:

$$h_{t2} = h_{t1} + W$$

O bien;

$$h_2 + \frac{c_2^2}{2} = h_1 + \frac{c_1^2}{2}$$

El trabajo W es el entregado por el turbocompresor a la sustancia de trabajo (en este caso aire) y no el recibido por este en eje, que lógicamente será mayor.

c) **Cámara de combustión:** en este elemento del ciclo se suministra energía en forma de calor a la sustancia de trabajo proveniente de su combustión, transportada por los gases. En el proceso intervienen tres elementos o fluidos: aire combustible gas de combustión. El balance de energía para esta etapa indica:

$$G_a h_{t2} = G_c h_c + q = h_1 + (G_a h_c) h_{t3}$$

Donde:

G_a = caudal de aire aspirado por el turbocompresor.

G_c = caudal de combustible suministrado a la cámara de combustión.

h_c = entalpía del combustible

h = entalpía del aire a la temperatura de combustión.

h_{t3} = entalpía de los gases de combustión a la salida de la cámara de combustión.

Si la ecuación anterior la dividimos por G_a tendremos los parámetros referidos a la unidad de peso.

$$\frac{G_a}{G_a} h_{t2} + \frac{G_c}{G_a} h_c + \frac{q}{G_a} = \frac{G_a}{G_a} + \frac{G_c}{G_a} h_{t3}$$



Y si a la reacción $\frac{G_a}{G_a}$, la indicamos con la letra "f" llegamos finalmente a

$$h_{t2} + fh_c + q_c = (1 + f)h_{t3}$$

Como en la práctica existe una limitación tecnológica de materiales a utilizar a la salida de la cámara, es necesario disminuir la temperatura de los gases de combustión a la salida de esta para lo cual se inyecta (diluye) un gran volumen de aire, por lo que normalmente el valor del coeficiente “f” es muy pequeño y se lo puede despreciar. Con eso la ecuación anterior se reduce a:

$$h_{t2} + q_c = h_{t3}$$

d) **Turbina:** En la turbina de los gases provenientes de la cámara de combustión se expanden suministrando un cierto trabajo. La ecuación de la energía se expresa por:

$$h_{t3} = h_{t4} + W$$

W es el trabajo suministrado por los gases de la turbina y no el que se transmite al medio.

e) **Tobera:** es el elemento final en el turborreactor y su finalidad es comunicar alta velocidad a los gases de combustión (escape) para lograr el efecto de empuje por reacción. Se considera que, entre la salida de la turbina y la entrada a la tobera, que se denomina comúnmente tubo de chorro, no se produce pérdida de presión. Como el proceso en la tobera se considera adiabático, la velocidad del chorro de gases debe formar parte de la ecuación de la energía, Es decir será:

$$h_{t4} = h_{t6} + \frac{c_6^2}{2}$$



Resumiendo, tenemos:

En el Difusor:

$$h_{t1} - h_a = \frac{c_a^2}{2}$$

En el Turbocompresor:

$$h_{t2} - h_{t1} = W$$

(Energía suministrada por el compresor)

En la Cámara de combustión:

$$h_{t3} - h_{t2} = q$$

(Calor generado)

En la turbina:

$$h_{t3} - h_{t4} = W$$

(Energía suministrada por los gases)

En la tobera:

$$h_{t4} - h_{t6} = \frac{c_6^2}{2}$$

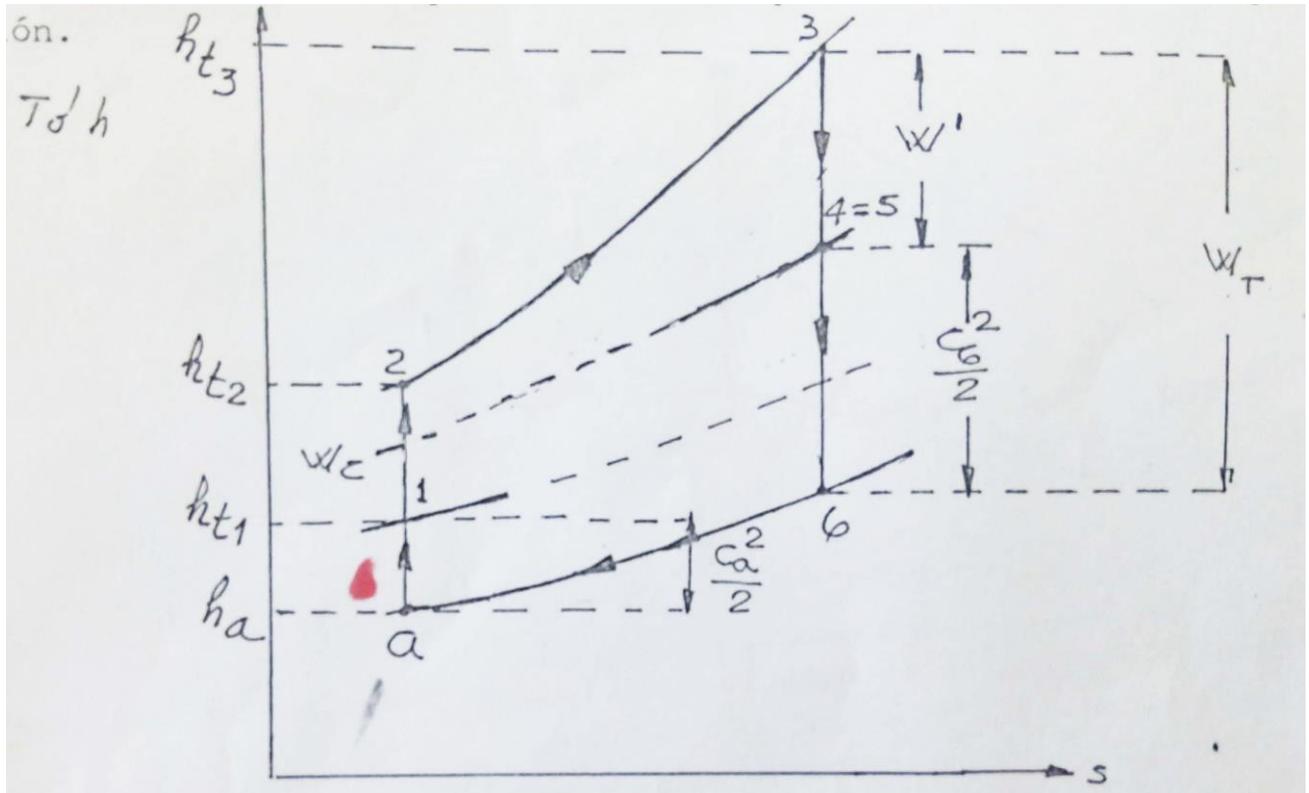
(Aumento de velocidad)

La velocidad "C_a" correspondería a la del vuelo de la aeronave.

Canción Total que se produce en el ciclo Brayton se divide en dos etapas:

a) la parcial que se produce en la turbina, y por la cual se entrega al exterior energía en forma de trabajo mecánico que se utiliza para el accionamiento del turbocompresor y;

b) expansión final en la tobera para acelerar el flujo de gases de escape de la turbina y obtener empuje por el principio de reacción.



De acuerdo con el diagrama anterior será $W' = W_c$ (trabajo entregado por la turbina al compresor)

El rendimiento térmico del ciclo ideal del turborreactor será:

$$\eta_t = \frac{w_u}{q} = \frac{w_t - w_c}{q} = \frac{(h_{t3} - h_{t6}) - (h_{t2} - h_a)}{(h_{t3} - h_{t2})}$$

Pero;

$$h_{t6} = h_{t4} = \frac{c_6^2}{2}$$

y

$$h_a = h_{t1} = \frac{c_a^2}{2}$$

Reemplazando y operando tendremos:



$$W_t = h_{t3} - \left(h_{t4} - \frac{c_6^2}{2}\right) = h_{t3} - h_{t4} + \frac{c_6^2}{2}$$

$$W_c = h_{t2} - \left(h_{t1} - \frac{c_a^2}{2}\right) - (h_{t2} - h_{t1}) - \frac{c_a^2}{2}$$

$$\eta_t = \frac{(h_{t3} - h_{t4}) + \frac{c_6^2}{2} - (h_{t2} - h_{t1}) - \frac{c_a^2}{2}}{(h_{t3} - h_{t2})}$$

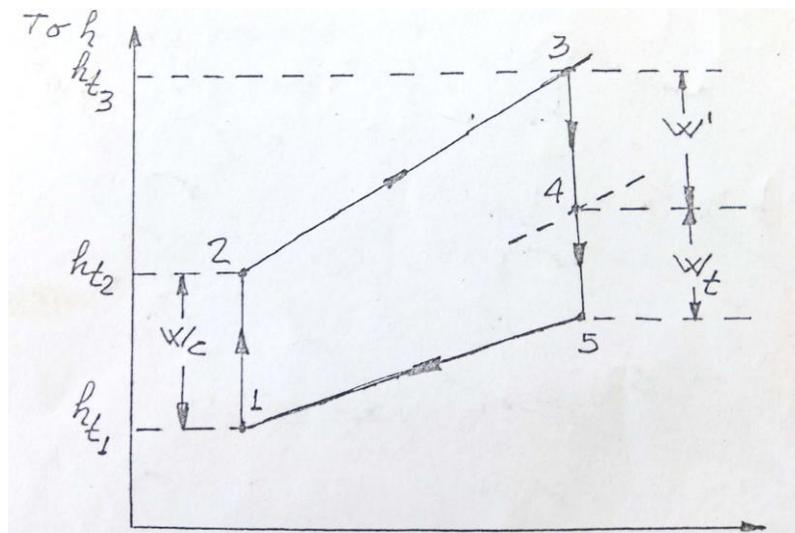
Pero;

$$h_{t3} - h_{t4} = W_t = W_c = h_{t2} - h_{t1}$$

Resultando finalmente

$$\eta_t = \frac{c_6^2 - c_a^2}{2(h_{t3} - h_{t2})}$$

Para un motor industrial con turbina de gas (planta estacionaria) tendremos lo siguiente, anóche tigre difusor me tobera:





La expansión 4-5 puede realizarse en otra turbina, que se denomina turbina libre o eventualmente todo el Salto 3-5 en una turbina.

El rendimiento ideal del motor sería en este caso:

$$\eta_t = \frac{(h_{t3} - h_5) - (h_{t2} - h_{t1})}{(h_{t3} - h_{t2})}$$

Como:

$$h_{t3} - h_{t4} = W_t = W_c = h_{t2} - h_{t1}$$

Resulta también:

$$\eta_t = \frac{h_{t3} - h_5 - h_{t3} + h_{t4}}{(h_{t3} - h_{t2})} = \frac{h_{t4} - h_5}{h_{t3} - h_{t2}}$$



BIBLIOGRAFIA

- Combustión y Generación de Vapor. Torreguitar Weiss. Ed. M. Goodwin-1968
- Generación del Vapor. Marcelo Mesny. Ed. Marimar-1976
- Fundamentos de Termotecnia. F. Gascón Latasa. Ed. Tecnos-1976
- Problemas de Ingeniería Química. Ocom Tojo. Tomo I-II- .Aguilar-1980
- Termotecnia. L. Del Arco Vicente. Ed. Mitre- 1984
- Termotecnia. Ignacio Lira C. Ed. Universidad Católica de Chile - 1991
- Manual de Ingeniero Químico. Perry. Ed. Mc Graw Hill - 1992
- Centrales Térmicas de ciclo combinado- S. Sabugal García, F.Gomez Monux-Ed.Endesa 2006
- Thermodynamics with Chemical Application. Abbott- Van Ness- Mc Graw Hill-1989