

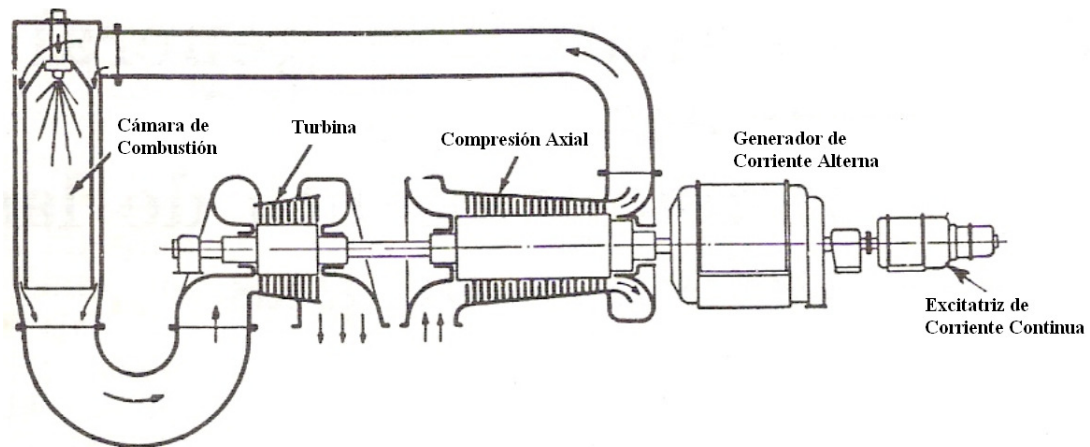
## ANEXO 8

### ESTUDIO DEL FUNCIONAMIENTO DE UNA TURBINA DE GAS

#### CONCEPTOS GENERALES

La turbina de gas más sencilla que podamos imaginar es la denominada de ciclo abierto simple, y está representada en la figura A.8.1. esta consta de los siguientes elementos:

- A. Compresor de aire.
- B. Cámara de combustión.
- C. Turbina.
- D. Dispositivos auxiliares: lubricación, regulación de velocidad, alimentación de combustible, puesta en marcha, etc.



**Figura A.8.1. Turbina de gas Brown Boveri de ciclo abierto simple [11].**

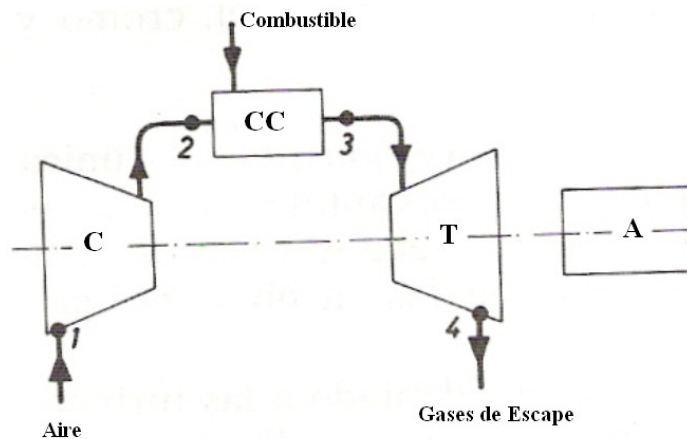
El aire atmosférico aspirado por el compresor alimenta la cámara de combustión a una presión que puede ser, según el tipo de máquina, de 5 a 8

atmósferas. En la cámara de combustión, se inyecta combustible de forma continua, por medio de una bomba adecuada. La combustión, que se inicia eléctricamente durante el arranque, continúa a presión constante, con temperaturas que alcanzan de 650° a 750°C. El gas obtenido se expansiona sobre el rotor de la turbina y sobre el rotor del compresor, es decir, que este gas suministra la potencia necesaria para la compresión y la potencia útil en el árbol de la turbina, valiéndose esta última solamente un tercio de la potencia total desarrollada.

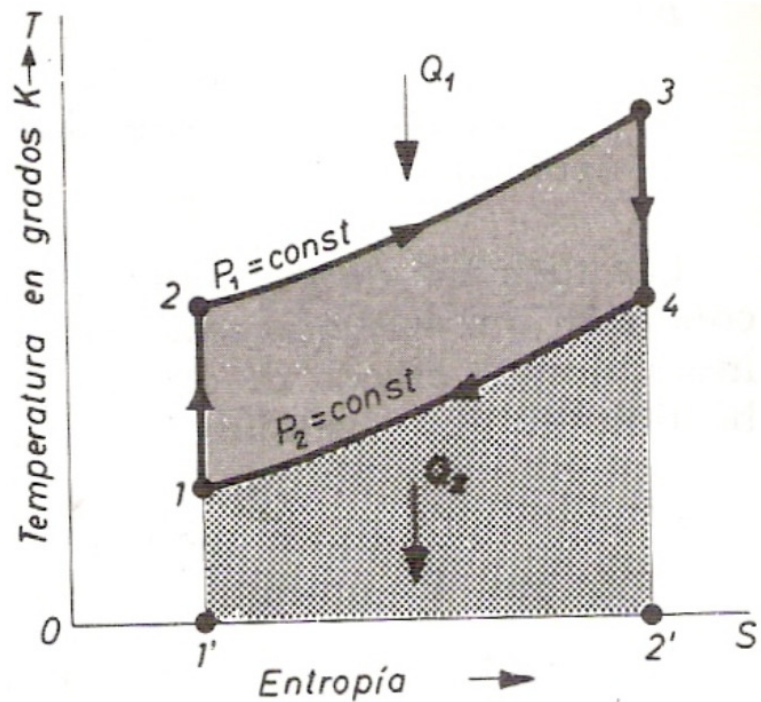
### CICLO DE LA TURBINA DE GAS

El ciclo teórico de funcionamiento de la turbina de gas es el ciclo a presión constante, denominado ciclo Brayton.

En la figura A.8.2. se ha representado esquemáticamente una turbina de gas de ciclo simple y en la figura A.8.3. su ciclo de funcionamiento en un diagrama entrópico.



**Figura A.8.2. Representación esquemática de una turbina de gas de ciclo abierto simple. C–Compresor. CC–Cámara de combustión. T–Turbina. A–Alternador [11].**



**Figura A.8.3. Diagrama entrópico del ciclo abierto simple [11].**

El aire entra al compresor a la presión atmosférica y es comprimido adiabáticamente desde el punto 1 al punto 2 del diagrama. En el punto 2 comienza la combustión, que tiene lugar a presión constante desde el punto 2 al punto 3 del diagrama, con introducción de una cierta cantidad de calor  $Q_1$ , que produce un aumento en el volumen del fluido. La expansión es adiabática y se produce a través de los conductos de la turbina, según la línea adiabática 3 – 4. En el punto 4, los gases se descargan al exterior o bien, eventualmente refrigerados a presión constante, según la línea 4 – 1, vuelven al estado inicial para reiniciar el ciclo. Por lo tanto, y de acuerdo con lo dicho, en este diagrama tendremos:

$$\text{Trabajo de compresión} = T_2 - T_1$$

$$\text{Calor introducido } Q_1 = T_3 - T_2$$

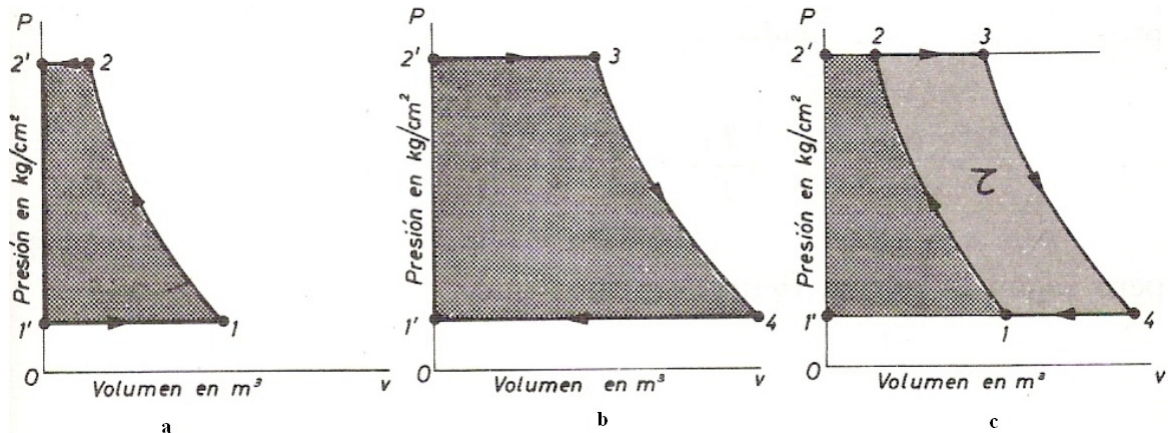
$$\text{Trabajo de expansión} = T_3 - T_4$$

$$\text{Calor devuelto } Q_2 = T_4 - T_1$$

En el diagrama dinámico de la figura A.8.4. tenemos que el trabajo del compresor (figura A.8.4.a) es la superficie comprendida entre los puntos 1' - 1 - 2 - 2'. El aire entra a la presión atmosférica (punto 1') y va aumentando de volumen hasta el punto 1. Aquí sufre una condición adiabática, según la, línea 1 - 2 y, a partir del punto 2' se expandiona en la cámara de combustión, hasta el punto 1'.

Este trabajo en el compresor vale:

$$\tau_c = C_p \cdot (T_1 - T_2)$$



**Figura A.8.4. Representación del ciclo abierto simple en el diagrama dinámico.**

**a) Trabajo del compresor. b) Trabajo de la turbina. c) Trabajo útil [11].**

El trabajo total realizado por la turbina está indicado en la figura A.8.4.b y representado por la superficie comprendida entre 2' - 3 - 4 - 1'. En 3 es decir, a la entrada de la turbina, el gas se expandiona adiabáticamente hasta 4 (salida de la turbina).

El trabajo en la turbina vale:

$$\tau_t = C_p \cdot (T_3 - T_4)$$

Donde

$C_p$ : calor específico a presión constante.

El trabajo útil será, naturalmente la diferencia entre el trabajo total y el trabajo necesario para el compresor, es decir, según la figura A.8.4.c la superficie comprendida entre 1 – 2 – 3 – 4.

$$\tau_i = C_p \cdot (T_3 - T_4 + T_2 - T_1)$$

La expresión general del **rendimiento ideal de un motor térmico** es:

$$\eta_\varepsilon = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1}$$

Como hemos visto en nuestro caso

$$Q_1 = T_3 - T_2$$

$$Q_2 = T_4 - T_1$$

Sustituyendo y reacomodando la ecuación tenemos

$$\eta_\varepsilon = 1 - \frac{T_4 - T_1}{T_3 - T_2}$$

$$\eta_\varepsilon = 1 - \frac{T_1}{T_2} \cdot \left( \frac{\frac{T_4}{T_1} - 1}{\frac{T_3}{T_2} - 1} \right)$$

Según la figura A.8.4. para la transformación adiabática de compresión entre 1 y 2 tendremos

$$\frac{T_2}{T_1} = \left( \frac{v_1}{v_2} \right)^{\gamma-1}$$

Pero según la misma figura, tenemos que

$$v_1 = v_4$$

$$v_2 = v_3$$

Y por lo tanto

$$\left( \frac{v_1}{v_2} \right)^{\gamma-1} = \left( \frac{v_4}{v_3} \right)^{\gamma-1}$$

O lo que es lo mismo

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{T_3}{T_4}$$

$$\frac{T_4}{T_1} = \frac{T_3}{T_2}$$

Con lo que la expresión del rendimiento ideal queda simplificada así

$$\eta_\epsilon = 1 - \frac{T_1}{T_2}$$

O bien

$$\eta_{\varepsilon} = 1 - \left( \frac{v_2}{v_1} \right)^{\gamma-1}$$

De la termodinámica tenemos que

$$\left( \frac{v_2}{v_1} \right) = \left( \frac{p_1}{p_2} \right)^{\gamma-1}$$

Y sustituyendo en la expresión anterior

$$\eta_{\varepsilon} = 1 - \frac{1}{\left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

Llamaremos grado de compresión, a la relación

$$\beta = \frac{p_2}{p_1}$$

Y sustituyendo en la expresión anterior tendremos, finalmente

$$\eta_{\varepsilon} = 1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

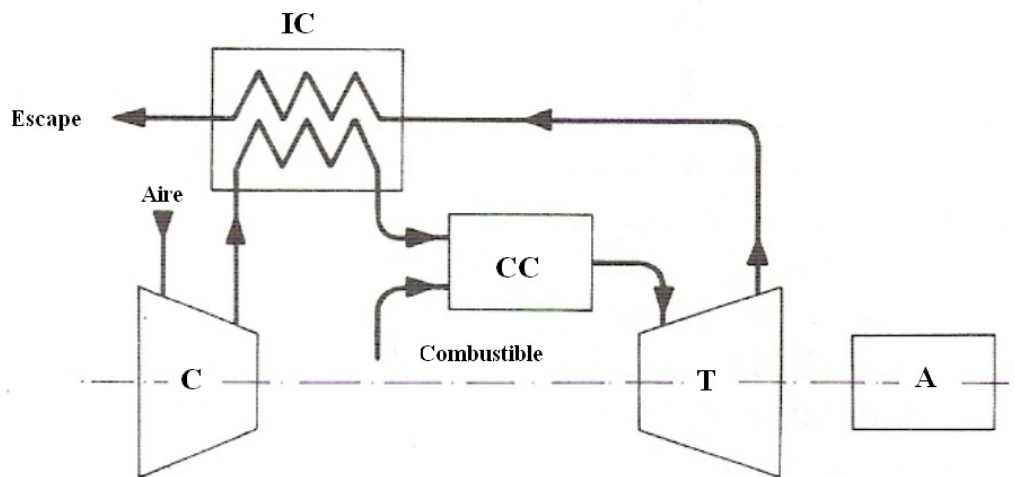
$\eta_{\varepsilon}$ : rendimiento de la turbina.

$\beta$ : relación de compresión.

$$\beta = \frac{p_2}{p_1} \quad (4.5)$$

### Turbina de gas con regeneración

Un procedimiento utilizado para mejorar el rendimiento de una turbina de gas, consiste en recuperar parte del calor perdido en los gases de escape a alta temperatura. Para ello se utilizan uno o varios regeneradores o intercambiadores de calor entre la salida del compresor y la entrada de la cámara de combustión, calentándose el aire por la acción de los gases de escape de la turbina.



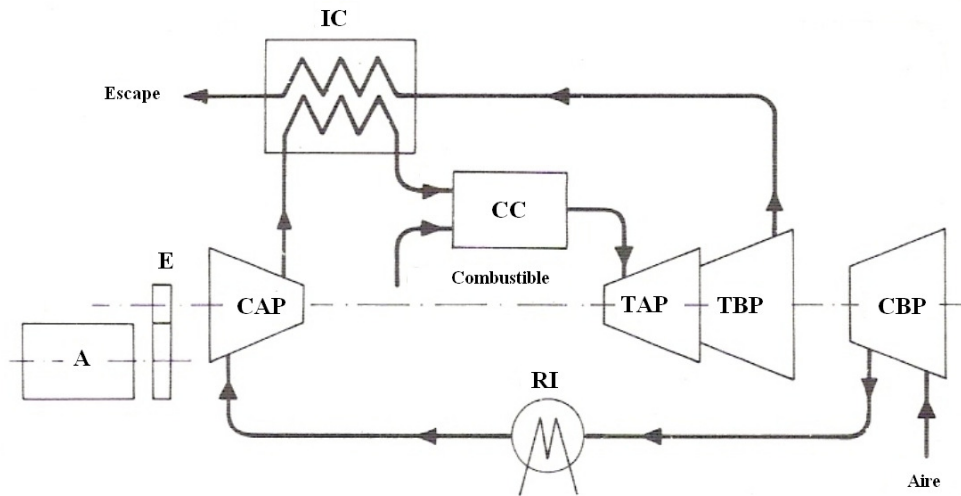
**Figura A.8.5. Representación esquemática de una turbina de gas de ciclo abierto con regeneración. C–Compresor. CC–Cámara de combustión. T–Turbina. IC–Intercambiador de calor. A–Alternador [11].**

### Turbina con refrigeración y regeneración

También puede aumentarse el rendimiento de la turbina de gas, refrigerando el aire de salida del compresor e inyectándolo en otro compresor de alta presión; los



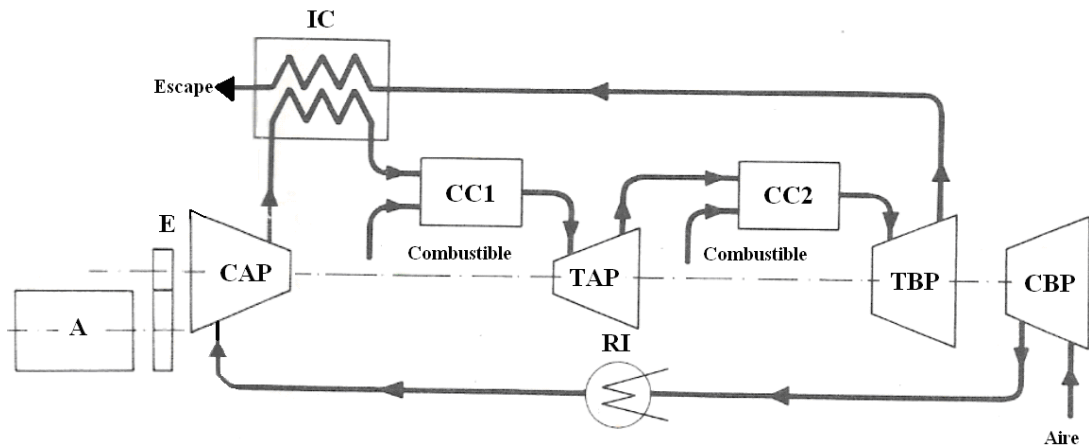
interrefrigeradores trabajan a contracorriente y, por lo general, las turbinas correspondientes son de dos o más ejes y están provistas también de regeneradores.



**Figura A.8.6. Representación esquemática de una turbina de gas de ciclo abierto con refrigeración y regeneración. CBP–Compresor de baja presión. CAP–Compresor de alta presión. TBP–Turbina de baja presión. TAP–Turbina de alta presión. CC–Cámara de combustión. IC–Intercambiador de calor. RI–Refrigerador intermedio. E–Engranaje de reducción. A–Alternador [11].**

### **Turbina de gas con refrigeración, regeneración y recalentamiento**

Aun puede aumentarse más el rendimiento de una turbina de gas si se aprovecha el calor de los gases de escape, introduciéndolos en una nueva cámara de combustión a cuya salida accionan una nueva turbina de baja presión.



**Figura A.8.7. Representación esquemática de una turbina de gas de ciclo abierto con refrigeración, regeneración y recalentamiento.**

**CBP**–Compresor de baja presión. **CAP**–Compresor de alta presión.

**TBP**–Turbina de baja presión. **TAP**–Turbina de alta presión.

**CC1**–Camara de combustión de alta presión.

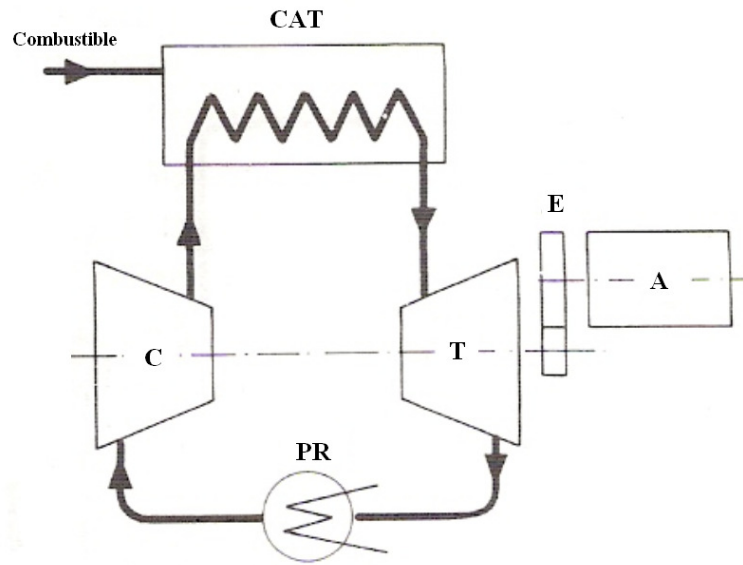
**CC2**–Camara de combustión de baja presión. **IC**–Intercambiador de calor.

**RI**–Refrigerador intermedio. **E**–Engranaje de reducción. **A**–Alternador [11].

### **Turbina de gas de ciclo cerrado**

En la turbina de gas de ciclo cerrado se recircula prácticamente todo el agente de transformación, de forma continua.

El calor procedente del calentador de alta temperatura, que sustituye a la cámara de combustión, o de un reactor nuclear se transmite a la turbina; los gases de escape de esta se refrigeran antes de introducirlos nuevamente en el compresor, a la salida del cual se introduce nuevamente en la cámara de combustión.



**Figura A.8.8. Representación esquemática de una turbina de gas de ciclo cerrado.**

**C-Compresor. T-Turbina. CAT-Calentador de alta temperatura.**

**PR-Refrigerador previo. E-Engranaje de reducción. A-Alternador [11].**

En el ciclo cerrado pueden emplearse otros gases, además del aire, como helio, anhídrido carbónico y nitrógeno, lo que representa una especial ventaja con una fuente de calor nuclear. Las otras ventajas del ciclo cerrado son:

- A. Limpieza del fluido agente.
- B. Regulación de la presión y de la composición del fluido agente.
- C. Elevada presión del fluido agente.
- D. Rendimiento constante para amplias variaciones de carga.

El mayor inconveniente de la turbina de gas de ciclo cerrado es el elevado coste y dimensiones del calentador de alta temperatura.

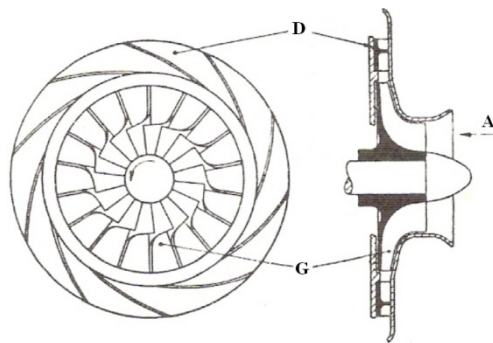
## ELEMENTOS PRINCIPALES DE LA TURBINA A GAS

A continuación estudiaremos los órganos más importantes que constituyen una turbina a gas.

### Compresor

El compresor de una turbina de gas puede ser centrífugo y axial.

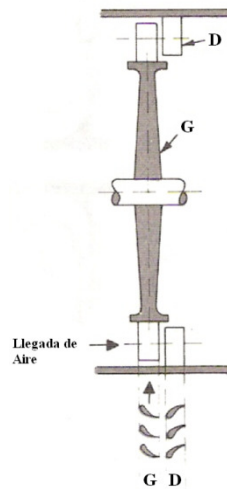
El compresor centrífugo (figura 4.8.) está compuesta por dos elementos principales: el rotor G y el difusor D. El aire entra por A y es acelerado en los conductores comprendidos entre las paletas del rotor; en el difusor la energía cinética se transforma gradualmente en energía de presión. El grupo rotor difusor constituye una de los saltos del compresor.



**Figura A.8.9. Compresor centrífugo. G–Rotor. D–Difusor. A–Entrada de aire [11].**

En las turbinas de gas para centrales térmicas, el compresor centrífugo, generalmente está constituido por varios saltos, lo que permite la instalación de interrefrigeradores que mejoran el rendimiento de la instalación, al reducir la temperatura del aire entre una y otra compresión.

También los elementos principales del compresor axial (figura 4.9.) son el rotor G y el difusor D. tanto el rotor como el difusor están constituidos por una corona de paletas radiales con perfil de ala. Las paletas del rotor están fijadas a un disco o tambor rotativo, mientras que las del difusor lo están a la cubierta exterior.

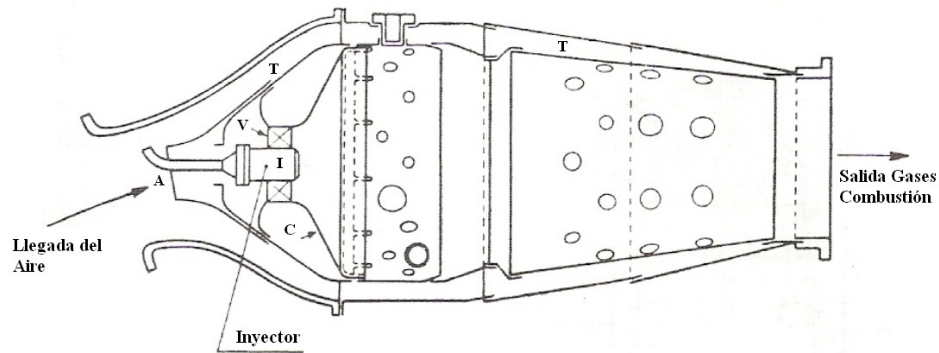


**Figura A.8.10. Compresor axial. G–Rotor. D–Difusor [11].**

Respecto al centrífugo, el compresor axial tiene la ventaja de un rendimiento más elevado.

### **Cámara de combustión**

La cámara de combustión puede ser simple o múltiple. Las múltiples son siempre tubulares y las simples pueden ser tubulares y anulares. A su vez, todos estos tipos pueden ser de construcción horizontal o de construcción vertical. Las de construcción horizontal se montan encima o alrededor de la turbina; las de construcción vertical, al lado de la turbina.



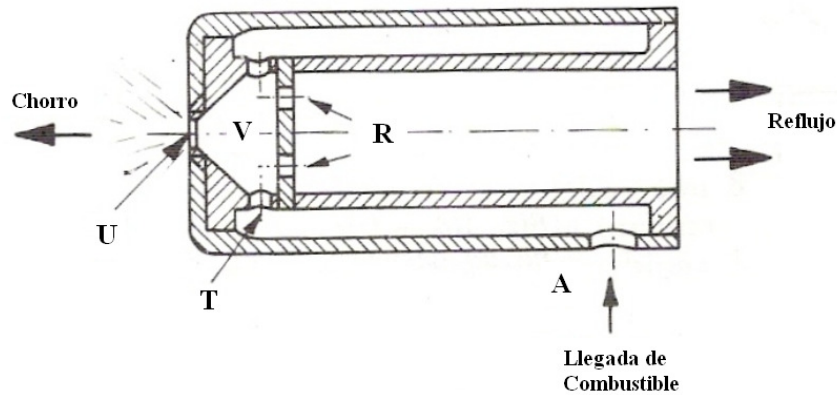
**Figura A.8.11. Cámara de combustión tubular, de construcción horizontal, para turbina de gas [11].**

Normalmente, en la primera mitad de la cámara de combustión se encuentra un inyector, que introduce el combustible a presión, pulverizado o en forma de gas. La inyección puede realizarse, según los tipos de turbinas, en el mismo sentido de la corriente de aire, o a contracorrientes.

En las turbinas de gas empleadas en las centrales eléctricas se utilizan con más frecuencia las cámaras tubulares. Para terminar, podemos añadir que las cámaras múltiples tubulares se adaptan mejor a los compresores centrífugos, mientras que las simples anulares son más apropiadas para compresores axiales.

### **Sistema de alimentación de combustible**

En las turbinas de gas hay que procurar siempre una buena combustión y, por lo tanto, una buena pulverización del combustible, con caudales de combustible inyectado muy variables. Para ello se emplea el dispositivo conocido como pulverizador de reflujo, representado esquemáticamente en la figura 4.11.



**Figura A.8.12. Pulverizador de reflujo para turbina de gas.**

**A**–Conducto de entrada de combustible. **V**–Cámara anterior de la torbera.

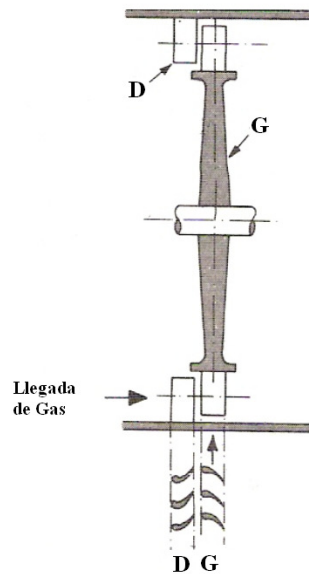
**T**–Orificios de entrada de combustible a la cámara **V**. **U**–Torbera.

**R**–Orificios para reflujo de combustible [11].

El combustible bajo presión llega por el conducto **A** y entre en la cámara **V**, a través de los orificios **T**, que le imprimen un movimiento muy rápido. Parte del combustible sale pulverizado por la torbera **U** a la cámara de combustión, mientras que la parte restante vuelve al depósito, pasando a través de los orificios **R**. Generalmente, el caudal que llega al inyector es constante y las variaciones del caudal de combustible inyectado se efectúan variando el caudal de reflujo mediante una válvula intercalada en el conductor de retorno al depósito.

## **Turbina**

La turbina puede ser axial o radial, siendo la de tipo axial la más empleada para la producción de energía eléctrica.



**Figura A.8.13. Turbina axial elemental de gas. G–Rotor. D–Difusor [11].**

La turbina axial está constituida por un estator y un rotor provistos, respectivamente, de paletas o alabes distribuidores o directrices D y de paletas o alabes motrices G. los gases calientes entran en D con cierta velocidad, y salen desviados con una velocidad mucho más alta. La energía cinética así obtenida y la que se obtiene al chocar los gases contra las paletas del rotor, es cedida bajo forma de energía mecánica al mismo rotor.

Las turbinas axiales pueden ser turbinas de acción y turbinas de reacción. En las turbinas de acción, toda la energía de presión disponible en el gas se transforma en energía cinética en las paletas directrices; en las turbinas de reacción, una parte de la transformación de la energía de presión en energía cinética tiene lugar en las paletas motrices.

### **Intercambiador de calor**

En las turbinas de gas, la temperatura del gas a la salida de la turbina es mayor que la del aire a la salida del compresor. Esta circunstancia puede ser



aprovechada para mejorar el rendimiento de la turbina, interponiendo un intercambiador o regenerador que produzca un calentamiento del aire que se inyecta en la cámara de combustión, a expensas del calor contenido en los gases de escape.

La construcción de estos regeneradores es bastante parecida a la de los radiadores normales; en ellos las corrientes calientes y frías están separadas por paredes conductoras, a través de las cuales se realiza directamente el intercambio de calor.

### **Refrigeradores**

El calor de compresión, así como el resto del calor de los gases que salen del cambiador, son eliminados en refrigeradores. Normalmente la superficie de intercambio de calor está formada por tubos de aletas helicoidales, recorridos por el agua de refrigeración. Estos se agrupan en haces amovibles y se montan en una envoltura, perpendicularmente a la corriente de aire.

### **Órganos auxiliares de las turbinas de gas**

Los principales órganos auxiliares de una turbina son: el motor de arranque y el encendedor.

El motor de arranque debe imprimir al rotor del compresor una velocidad de rotación correspondiente a una suficiente relación de compresión. La velocidad que debe alcanzarse antes de que la turbina comience a funcionar por si sola es aproximadamente de 10 a 30% de la velocidad máxima. El tipo de motor de arranque más utilizado es el motor eléctrico que, normalmente, esta acoplado al extremo del generador. Otras veces, se utilizan pequeños motores de explosión acoplados al rotor de la turbina solamente durante el periodo de arranque.

El encendedor es un órgano situado en el interior de la cámara de combustión, que sirve para encender la llama durante el proceso de arranque. Generalmente está constituido por un inyector auxiliar situado de forma inclinada respecto al inyector principal, pero fuera del tubo de llama y accionado electromagnéticamente, y de una bujía de chispa, parecida a la utilizada en los motores de explosión. Cuando por medio del motor de arranque, la turbina ha alcanzado una velocidad oportuna, entra en función el inyector auxiliar cuyo chorro de combustible, encendido por la bujía incide sobre el chorro del inyector principal, encendiéndolo; el inyector principal recibe el combustible por medio de una bomba siempre unida a la turbina.

Entre los demás órganos auxiliares de las turbinas de gas, podemos citar la bomba de alimentación de aceite lubricante. Como en una turbina a gas no hay partes deslizantes y el número de cojinetes es limitado, basta con un consumo de aceite muy pequeño.