

## VIII.- CÁMARAS DE COMBUSTIÓN DE TURBINAS DE GAS

### VIII.1.- INTRODUCCIÓN

Una cámara de combustión de turbina de gas consta de:

- *Un armazón exterior que resiste las presiones de los gases y que puede ser de acero ferrítico*
- *Un armazón interior sometido a temperaturas elevadas que, al menos en su parte superior en las verticales, o donde van los quemadores en las horizontales, se debe construir de acero austenítico o de material refractario. La sustentación del armazón interior debe permitir la libertad de las dilataciones.*

Los principales factores a tener en cuenta en el diseño de la cámara de combustión de una turbina de gas, dependen de sus condiciones operativas, de entre las que podemos destacar las siguientes:

*La combustión tiene que ser estable, para permitir las fuertes variaciones de la relación aire-combustible que para los ciclos regenerativos está entre 60/1 y 120/1, y para los no regenerativos entre 100/1 y 200/1.*

*La velocidad del fluido oscila, en la mayor parte de los casos, entre 30 y 60 m/seg.*

En las turbinas de gas usadas en aviación, el problema de la estabilidad de la llama es aún más complejo, a causa de la variación de las presiones de combustión debido a la altura, a la velocidad de vuelo, y al grado de carga (despegue, ascensión, aproximación).

### VIII.2.- AIRE UTILIZADO EN EL PROCESO DE COMBUSTIÓN

La masa de aire teóricamente necesaria para la combustión de 1 kg de combustible se determina a partir de las reacciones estequiométricas de la combustión; para los combustibles líquidos utilizados normalmente en las turbinas de gas, la relación aire-combustible estequiométrica está entre 14,7 y 15 pudiéndose tomar 14,9 como valor medio. La cantidad de aire real suministrada al combustible es mayor que la teórica, definiéndose un coeficiente de exceso de aire  $a$ , como la relación entre la cantidad real de aire y la estequiométrica, por kg de combustible.

Para que la combustión tenga lugar totalmente dentro de la cámara de combustión, es necesario que todos los procesos se realicen con suficiente rapidez, ya que se tienen que efectuar en una corriente de aire a una velocidad determinada. Por esta razón, la combustión en estas cámaras sólo es posible cuando la velocidad de propagación de la llama sea del mismo orden que la velocidad de la corriente.

La temperatura de la combustión y, en consecuencia, la velocidad de propagación de la llama dependen del coeficiente de exceso de aire, obteniéndose su valor máximo para un coeficiente de exceso de aire  $a = 1$ , aproximadamente.

Para mezclas ricas,  $a < 1$ , la temperatura de combustión disminuye debido a la combustión incompleta. En las mezclas pobres,  $a > 1$ , también disminuye debido a la dilución por el aire de los productos de la combustión.

Como la relación aire-combustible de funcionamiento global es del orden de 60/1 para las condiciones de diseño, mientras que la estequiométrica es de aproximadamente 15/1, es necesario que el aire suministrado por el compresor se introduzca progresivamente en la cámara de combustión.

En el proceso de inyección de aire se pueden distinguir tres fases que dan lugar a lo que se conoce como aire primario, aire secundario y aire terciario.

**Aire primario.**- Se corresponde aproximadamente con un 15% a 20% del aire total y se introduce alrededor del chorro de combustible creando una mezcla de aire-combustible relativamente rica con el objeto de obtener una temperatura elevada, necesaria para una combustión rápida,  $r = 1$ .

**Aire secundario.**- Se corresponde aproximadamente con un 30% del aire total; se introduce a través de orificios practicados en el tubo de llama para completar la combustión; para que el rendimiento sea elevado, hay que inyectar el aire en los puntos adecuados a fin de evitar que la llama se enfríe localmente dando lugar a una drástica disminución de la velocidad de combustión en esa zona. El aire secundario proporciona un coeficiente de exceso de aire del orden de  $a \approx 1,5$  o riqueza  $1/1,5 = 0,66$  a  $0,7$ .

**Aire terciario.**- El aire restante, 50% a 55%, se mezcla con los productos de la combustión en la zona de dilución, con el objeto de reducir su temperatura hasta la requerida a la entrada de la turbina. Hay que procurar una turbulencia suficiente para que las corrientes caliente y fría se mezclen a fondo y así conseguir una distribución de temperaturas a la salida prefijada de antemano.

### VIII.3.- ANÁLISIS DEL PROCESO DE COMBUSTIÓN

El proceso de la combustión ha de tener lugar en su totalidad, dentro de la cámara de combustión, a fin de evitar que los álabes de la turbina estén sometidos a las elevadas temperaturas de las llamas. Las turbinas de gas funcionan con un elevado exceso de aire para que la temperatura de los productos de combustión al incidir en los álabes no sea excesiva y no se produzcan excesivos problemas de corrosión o fatiga en los mismos, y mantener los efectos derivados de la deformación plástica dentro de límites aceptables. El índice de exceso de aire con el que trabajan las turbinas suele estar comprendido entre 2,75 y 5.

Las turbinas de gas pueden utilizar dos tipos de combustibles:

**Gaseosos, gas natural, propano.**

**Líquidos, gasóleo, gasolinas y en algunos casos fuel de bajo contenido en azufre.**

Los combustibles empleados tienen que estar libres de partículas e impurezas sólidas para evitar cualquier tipo de erosiones en los álabes de la turbina.

La ausencia de azufre en la composición del combustible permite un nivel de recuperación del calor contenido en los gases de escape superior al que se puede conseguir con otros combustibles. Por este motivo y por razones económicas, un combustible muy adecuado en la actualidad para las turbinas de gas es el gas natural, y su posibilidad de empleo en la post-combustión que se realiza normalmente me-

diante quemadores en vena de aire y tiene por objeto elevar la temperatura de los gases de escape de la turbina, utilizando como comburente los mismos gases, para de esta forma mejorar el rendimiento de la caldera de recuperación.

Los combustibles líquidos presentan, frente a los gaseosos, otras desventajas como el sistema de filtrado que es más complicado; además es necesario atomizar el combustible a una presión elevada, resultando una menor calidad en la formación de la mezcla, por lo que el rendimiento de la turbina es algo inferior.

En el caso del gas natural, al tratarse de un suministro por canalización y aunque también se necesitan unos requisitos de presión de suministro que son función de la turbina a instalar, la elevación de presión solamente se debe realizar desde la presión de suministro hasta la presión de utilización en el aparato.

Las pérdidas de carga en la cámara de combustión de una turbina de gas han de ser mínimas, ya que afectan al consumo específico y a la potencia específica de la turbina; generalmente las normas de diseño tienden a mejorar el proceso de la combustión, como la formación de la mezcla, estabilidad de la llama, etc, y conducen a su vez a un aumento de las pérdidas de carga.

Pérdidas térmicas mínimas a través de las paredes y por combustión incompleta.

Debe evitarse la formación de depósitos de carbón, pues estas pequeñas partículas al ser arrastradas por el flujo, erosionan los álabes de la turbina; asimismo, bloquean y distorsionan el flujo de aire a lo largo de las paredes, causando sobrecalentamientos locales que disminuyen la vida de la cámara; hay que tener en cuenta, que el carbón depositado en las paredes se puede desprender a causa de las vibraciones y causar serios desperfectos en los álabes de la turbina.

La emisión de humos por el escape, desde el punto de vista de la contaminación ambiental, es otro de los factores a tener en cuenta, tanto en las turbinas de gas industriales, como en las de aviación. En las turbinas de gas de ciclo regenerativo, el ensuciamiento del cambiador de calor por el hollín de escape, reduce el rendimiento de la máquina, existiendo el riesgo de destrucción del intercambiador por incendio.

Tiene que existir una cierta facilidad y seguridad en el encendido de la cámara; las bajas presiones y las altas velocidades dificultan el arranque, aspecto que en las turbinas de gas de aviación adquiere una importancia considerable.

Estos factores pueden llegar a ser incompatibles entre sí, por lo que resulta obvio la complejidad que presenta el diseño de una cámara de combustión, sobre todo si el régimen de funcionamiento tiene que ser variable.

#### **VIII.4.- CÁMARAS DE COMBUSTIÓN TUBULARES**

Las cámaras de combustión individuales o independientes en número variable de 5 a 10, se emplearon en los primeros motores de aviación y, en la actualidad, en pequeñas turbinas de gas industriales y marinas, siendo las más empleadas en motores de compresor centrífugo y en algunos axiales. Van situadas alrededor del eje que une el compresor y la turbina; constan cada una de ellas de su propio inyector procedente de una línea de suministro común, de una doble pared o tubo, de los cuales el interior se denomina *tubo de llama* por estar en contacto directo con la combustión y de una envolvente exterior, Fig VIII.9. Dos de las cámaras de combustión van dotadas de bujía de encendido; la razón de llevar dos bujías es exclusivamente por seguridad, pues con una sola sería suficiente.

El motor de reacción, no necesita encendido continuo una vez que el motor ha arrancado, dado que al haber un foco encendido e inyectar permanentemente combustible, la combustión se mantiene sin necesidad de llevar conectado el sistema.

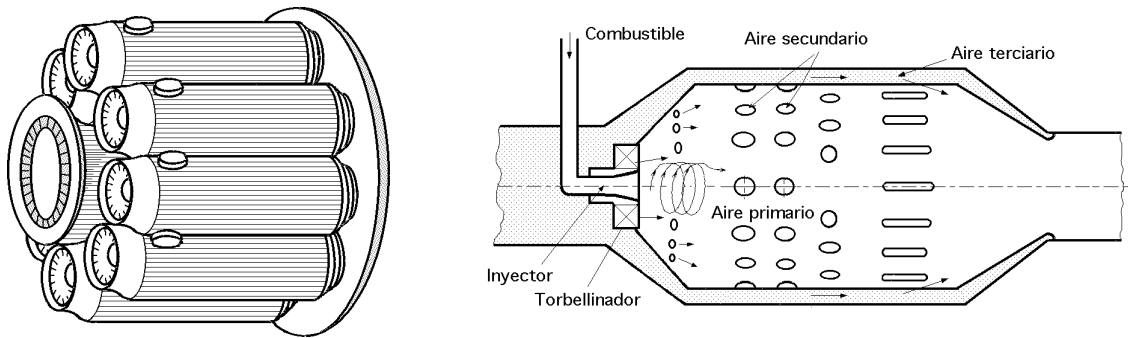


Fig VIII.9.- Cámara de combustión tubular

Se conectará en despegue, toma de tierra y ciertas condiciones anormales de turbulencia, ingestión de agua volando en lluvia fuerte, etc.

Para que la combustión alcance todas las cámaras de combustión independientes, estas van unidas por unos tubos de propagación de la llama denominados *interconectores de llama*.

El aire de descarga del compresor al entrar en la cámara se divide en dos; el aire primario, 25% del total entra por el centro de la cámara para realizar la combustión y el 75% restante, aire secundario, pasa entre el tubo de llama y la carga exterior de la cámara.

El tubo de llama lleva una serie de taladros por los cuales penetra el aire secundario que reduce la temperatura de los gases desde aproximadamente 1800°C que alcanza en la zona de combustión, a unos 1000°C que puede permitir la turbina, formando una capa de aire de refrigeración entre la cámara y el exterior. Estas cámaras de combustión, tienen una buena resistencia estructural y ligereza de peso, además de un mantenimiento y sustitución mas sencillo, pero su rendimiento es inferior a las anulares. Puede ocurrir, si se presentan averías en algunos inyectores, que los álabes del primer escalón de la turbina estén sometidos a diferencias de temperatura que produzcan deformaciones en dichos álabes. Este tipo de cámara se presta muy bien para turbinas de gas que trabajan con compresores centrífugos, en los que el flujo de aire es dividido por los álabes del difusor en corrientes separadas, alimentando cada una de ellas la cámara tubular correspondiente.

## VIII.5.- CÁMARAS DE COMBUSTIÓN ANULARES

Cuando el compresor es axial, en aviación resulta más adecuado utilizar una única cámara anular, la cual rodea al eje del compresor-turbina; dicha cámara consta de un solo tubo de llama, también anular, y una serie de inyectores cuyo número puede oscilar entre 12 y 20.

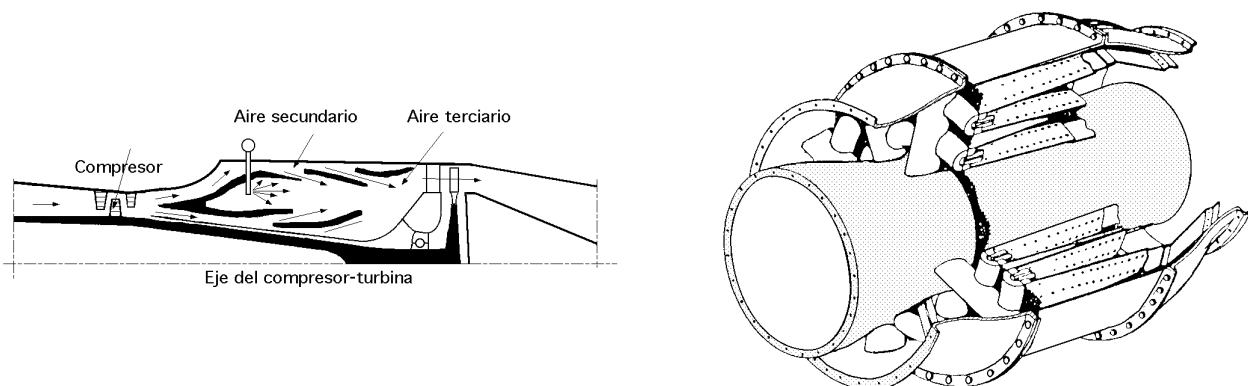


Fig VIII.10.- Cámaras de combustión anular

De esta forma, el espacio comprendido entre el compresor y la turbina se aprovecha al máximo dando lugar a un motor de sección frontal más reducida, produciéndose en comparación con el anterior, menores pérdidas de carga; en la Fig VIII.10 se indica un esquema de este tipo de turbina.

Tienen un rendimiento más alto que las individuales, relacionándose mejor la mezcla aire-combustible y presentando menores pérdidas de presión, así como una mejor refrigeración de los gases durante la combustión.

Este modelo presenta los siguientes inconvenientes:

*Resulta muy difícil obtener una distribución uniforme de la relación combustible-aire a pesar de utilizar un gran número de inyectores.*

*Como consecuencia de lo anterior, se presentan problemas a la salida de la cámara para conseguir una distribución uniforme de temperatura.*

*Estructuralmente son más débiles, por lo que es difícil impedir que se produzcan deformaciones en las paredes calientes del tubo de llama, problema que es particularmente preocupante en motores de gran diámetro.*

*En ellas no se puede quitar normalmente el tubo de llama sin desmontar el motor del avión, lo que implica mayores problemas de costos y tiempo de mantenimiento.*

### VIII.6.- CÁMARAS DE COMBUSTIÓN TUBO-ANULARES

Los inconvenientes anteriores han permitido desarrollar un tipo de cámara mixta, que consiste en una serie de tubos de llama tubulares espaciados uniformemente alrededor de una carcasa anular.

Este tipo de cámara se utiliza bastante en los motores grandes de aviación; en la Fig VIII.11 se representa un esquema de cámara tubo-anular y en el Capítulo XI se hace un estudio de la contaminación provocada por las mismas.

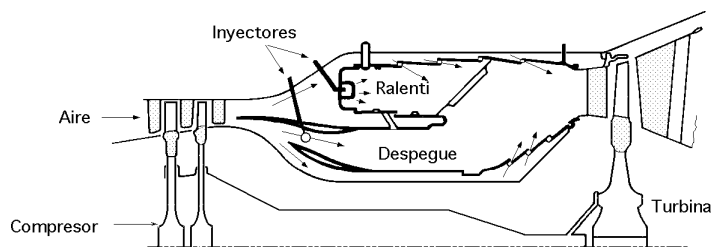
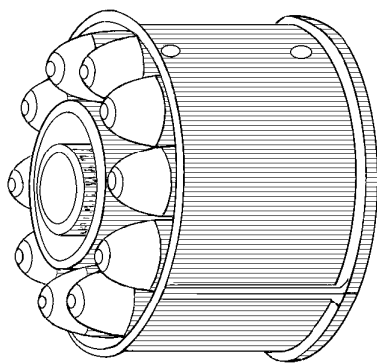


Fig VIII.11.- Esquema de cámara tuboanular      Fig VIII.12.- Cámara de combustión de un reactor con premezcla pobre

### VIII.7.- TURBINAS DE GAS INDUSTRIALES

En las turbinas de gas industriales, el espacio ocupado por el sistema de combustión tiene solamente una importancia relativa.

La combustión se puede realizar en una o dos cámaras de gran tamaño conectadas con la admisión de la turbina por medio de un caracol; cuando el ciclo sea regenerativo, estas cámaras van precedidas por el regenerador. En las turbinas de gas industriales medianas o grandes se utilizan, con cierta frecuencia, cámaras de combustión verticales de forma que el flujo de aire circule en contracorriente con el de los productos de la combustión. Este tipo de cámaras tiene su origen en las antiguas calderas Velox que se desarrollaron a partir de los años 50 para responder a las exigencias impuestas por la utilización

de combustibles de mala calidad. El aire procedente del compresor barre la zona exterior del tubo evitándose de esta forma problemas de oxidación en el mismo.

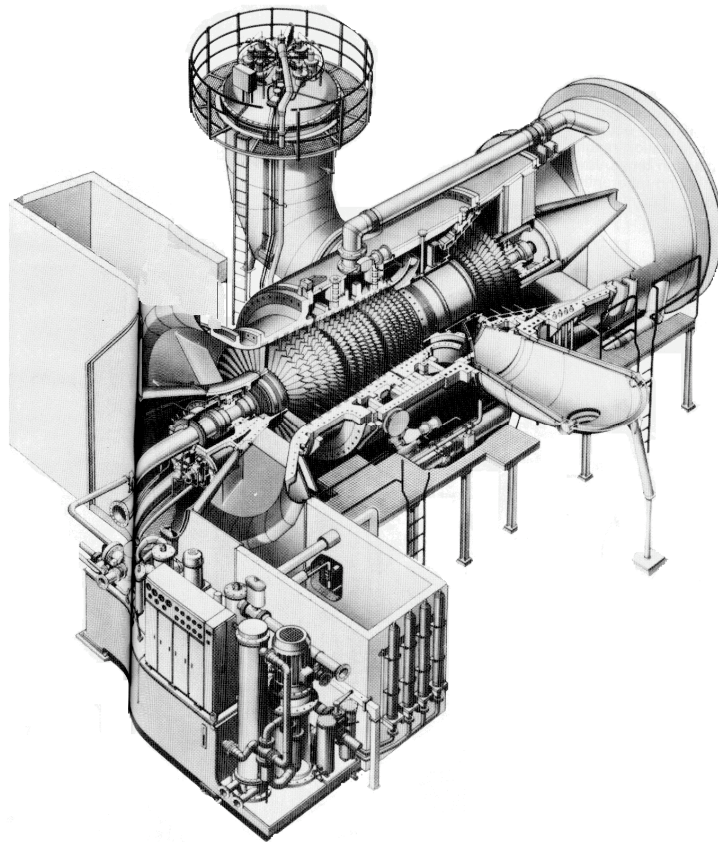


Fig VIII.13.- Turbina de gas industrial

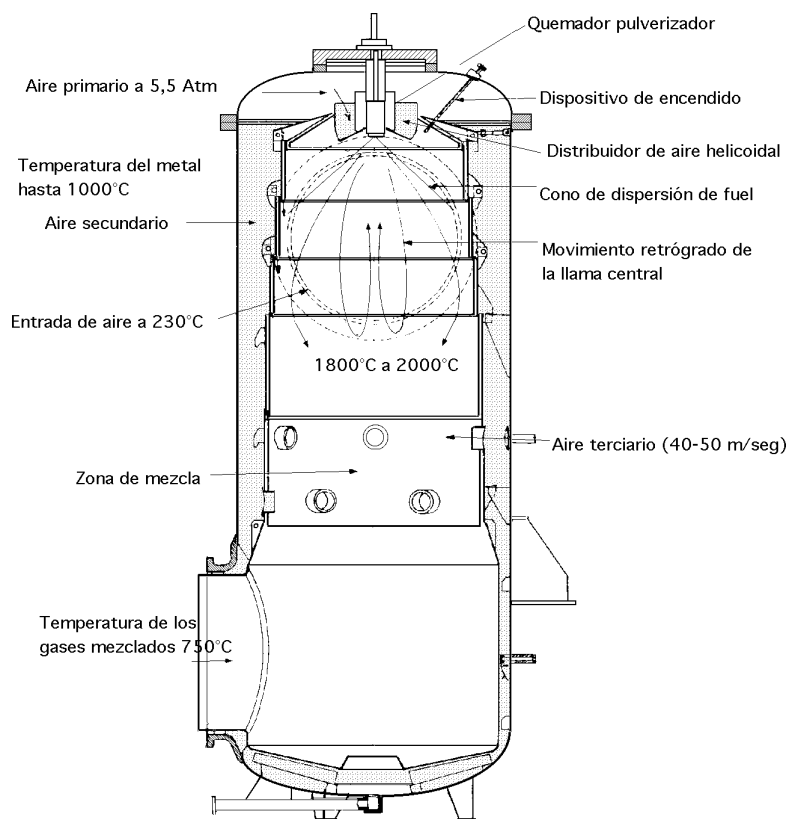


Fig VIII.14.- Cámara de combustión vertical, turbina industrial

El quemador va situado en el centro de la parte superior de la cámara, asegurándose la pulverización del combustible, que se calienta por radiación de la llama y por las paredes de la cámara que están a una temperatura suficiente, del orden de  $1000^{\circ}\text{C}$ , se vaporiza y arde.

El aire primario se distribuye en remolino alrededor del quemador; este movimiento helicoidal asegura en la parte central una velocidad de flujo reducido y produce además corrientes de retorno que facilitan la combustión. El aire de mezcla primario no se debe inyectar demasiado pronto a fin de dejar que la combustión tenga el tiempo necesario para efectuarse completamente.

Por tanto, la mezcla tiene lugar en la parte inferior de la cámara, debiendo asegurarse una penetración adecuada del aire secundario en el interior de la masa de los gases de combustión, disponiendo cierto número de chorros perpendiculares a las paredes.

### VIII.8.- ESTABILIDAD DE LA COMBUSTIÓN

El procedimiento de introducción del aire por zonas no es suficiente para conseguir la estabilización total del proceso de combustión en una corriente de aire que se mueve con una velocidad superior a la velocidad de la llama.

La configuración gasodinámica del flujo viene determinada por la forma y colocación de los dispositivos de admisión de aire primario y secundario en el tubo de llama de la cámara de combustión. Por ello, estos dispositivos juegan un papel muy importante en la estabilización de la llama. A continuación examinaremos algunos de estos dispositivos que permiten obtener una llama estable.

En las cámaras con torbellinador, el combustible se inyecta en la misma dirección que la corriente de aire, mientras que el aire primario se introduce a través de unos álabes radiales torsionados, conocidos como álabes torbellinadores, creándose en el tubo de llama una corriente de aire que gira con relación al eje de la cámara como se muestra en la Fig VIII.15.

De esta forma se crea cerca del eje de la cámara una zona de bajas presiones y a consecuencia de esto se originan contracorrientes de aire que aseguran la estabilidad de la llama, creando en la zona de combustión superficies con pequeñas velocidades de aire del orden de 15 a 25 m/seg; estas contracorrientes garantizan una buena mezcla del combustible con el aire, mejorándose la vaporización del combustible y la inflamación de la mezcla fresca.

A veces, se aumenta el efecto de la turbulencia creada por el torbellinador, inyectando aire secundario por medio de cortos conductos tangenciales practicados en el tubo de llama, en vez de hacerlo a través de orificios planos. Parte de este aire secundario se ve arrastrado a su vez hacia la zona de baja presión y dirigido hacia los chorros de combustible. Hay que tener presente que el empleo del torbellinador ocasiona mayores pérdidas hidráulicas.

Existen otros métodos que prescinden del torbellinador para crear una configuración gasodinámica adecuada para la estabilidad de la llama, siendo algunos tipos de cámaras de combustión, los siguientes:

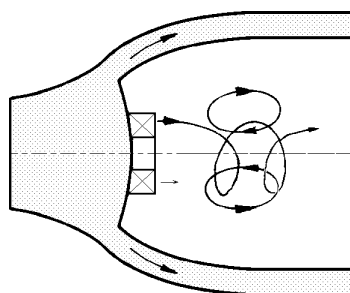


Fig VIII.15.- Cámara con torbellinador

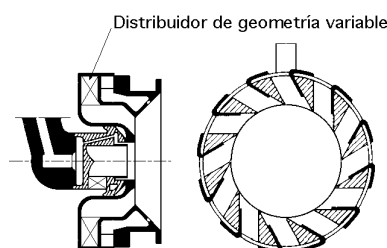


Fig VIII.16.- Sistema de inyección de geometría variable

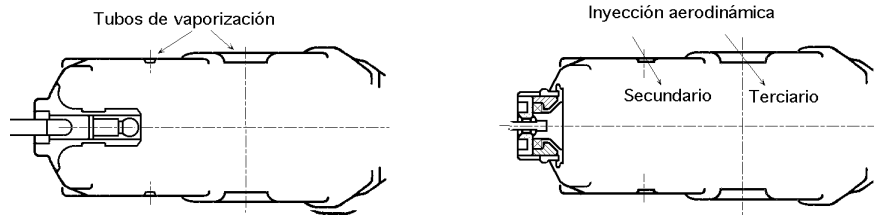


Fig VIII.17.- Sistemas de inyección en cámaras de combustión de turbinas de aviación

a) En algunas cámaras de combustión se consigue una adecuada distribución, tanto de la corriente en la zona de combustión, como de la estabilidad de la llama, introduciendo la mayor parte del aire primario a través de las paredes laterales del tubo de llama, a cierta distancia del inyector, Fig VIII.18, y dirigiéndola hacia éste. Una mínima parte de este aire primario entra a través de unos orificios practicados en la superficie frontal para refrigerar el inyector.

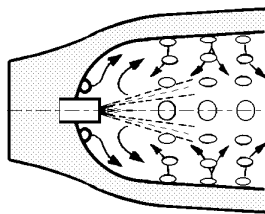


Fig VIII.18

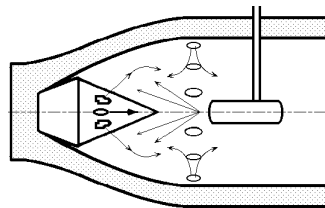


Fig VIII.19

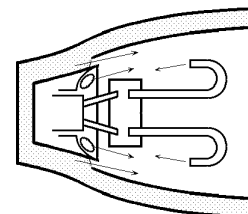


Fig VIII.20

b) Otra posibilidad consiste en efectuar la inyección hacia atrás, lo cual proporciona una buena mezcla del combustible con el aire primario; sin embargo resulta muy difícil impedir que el inyector se recaliente y en consecuencia se deteriore. Por esta razón, este procedimiento se utiliza más en cámaras de postcombustión de turbinas de gas de aviación, Fig VIII.19, los postquemadores sólo actúan en periodos cortos para incrementar el empuje

c) En la Fig VIII.20 se representa un sistema vaporizador en el que se inyecta el combustible a baja presión en unos tubos en forma de bastón situados en la zona primaria. De los tubos del vaporizador sale una mezcla rica de vapor de combustible y aire en sentido contrario al flujo, mezclándose con el aire primario restante que sale de unos orificios situados en una pantalla alrededor de los conductos de suministro de combustible.

Con este sistema se consigue superar la dificultad de obtener una buena distribución de la mezcla a lo largo de todo el margen operativo de gasto de combustible. El problema fundamental que se presenta es el de evitar la formación de depósitos de carbón por el craking del combustible en los tubos del vaporizador, que traen como consecuencia sobrecalentamientos locales de los mismos.

Para cualquier cámara de combustión existe un límite de mezcla pobre más allá del cual la llama resulta inestable. Se suele tomar como límite la relación aire-combustible a la que la llama se apaga, si bien la inestabilidad se presenta, generalmente, antes de que se alcance dicho límite. Esto se pone de manifiesto por un funcionamiento duro, que origina vibraciones aerodinámicas que acortan la vida de la cámara y ocasionan vibraciones en los álabes de la turbina. En la Fig VIII.21 se ha representado la curva de estabilidad, representando en ordenadas la relación aire-combustible y en abscisas el gasto de aire, que es el cociente entre la relación estequiométrica y la relación aire-combustible:  $Gasto\ de\ aire = 1/riqueza$ .

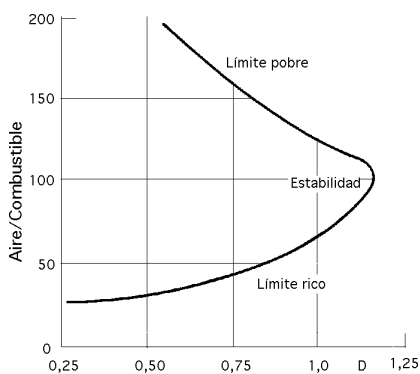


Fig VIII.21.- Curva de estabilidad

Para que una cámara de combustión resulte adecuada para una cierta función, su margen operativo que viene definido por la curva



de estabilidad, debe cubrir el margen de relaciones aire-combustible, y de los gastos másicos requeridos por la turbina. También es preciso comprobar situaciones límite, como las que se presentan en las aceleraciones y deceleraciones; en una aceleración se produce un rápido aumento del gasto de combustible inyectado, mientras que el gasto de aire no alcanza su nuevo régimen, por lo que transitoriamente bajará la relación aire/combustible, mezcla rica. Mediante un dispositivo que lleva el sistema de regulación se limita el aumento del gasto de combustible a fin de que la llama no se apague.

Otro factor a tener en cuenta es que la curva de estabilidad depende de la presión en el interior de la cámara, estrechándose los límites de estabilidad al decrecer la presión debido a la consiguiente disminución de la velocidad de la combustión.

Por lo tanto, para las turbinas de gas de aviación conviene comprobar que, para la máxima altura de vuelo, los límites sean suficientemente amplios. Si los límites de estabilidad son demasiado estrechos habrá que intensificar la recirculación en la zona primaria.

### VIII.9.- INYECTORES CENTRÍFUGOS

Aunque cada vez se presta más atención a los sistemas vaporizadores, en la mayoría de las cámaras de combustión se emplean sistemas de inyección de combustible de alta presión, en los que el combustible se inyecta a través de un orificio de pequeño diámetro, dando lugar a una pulverización de finas gotas, en forma de cono, en el seno de la zona de aire comprimido. Conviene señalar que cuando se utilizan sistemas vaporizadores, es necesario disponer de un quemador auxiliar para iniciar la combustión.

El inyector es una boquilla especial que pulveriza un chorro de combustible al exterior, disgregándole en gotas finísimas. Los inyectores centrífugos o de remolino pulverizan el combustible en las cámaras

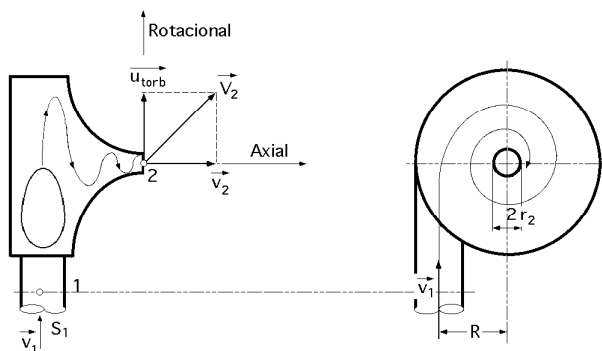


Fig VIII.22.- Esquema de un inyector centrífugo

de combustión en las turbinas de gas de aviación, así como en los motores cohete de combustible líquido. El principio del funcionamiento del inyector centrífugo consiste en comunicar al combustible un movimiento de rotación y un estrechamiento, Fig VIII.22. El momento de la cantidad de movimiento debido al suministro tangencial del combustible permanece, aproximadamente, constante durante su paso en el interior del inyector, por lo que, mientras el flujo se va estrechando, la componente rotatoria de la velocidad  $u_{torb}$  aumenta considerablemente, surgiendo potentes fuerzas centrífugas que presionan al combustible contra las paredes, formando una capa fina que al salir del inyector, se disgrega en gotas pequeñísimas.

A lo largo del eje del inyector se forma un torbellino gaseoso con una presión superficial que, a la salida, se aproxima a la reinante en la cámara de combustión. El flujo del líquido no llena totalmente el orificio de salida del inyector de diámetro ( $2 r_0$ ) ya que el flujo tiene una sección transversal anular, cuya parte central está ocupada por un remolino gaseoso de diámetro ( $2 r_{torb}$ ) por lo que aparece un coeficiente de contracción  $\epsilon$  que para el inyector es generalmente mucho menor que la unidad.

En consecuencia y dado que la resultante de la velocidad relativa del inyector  $V$  no es perpendicular a la superficie del orificio, el coeficiente de gasto del inyector es siempre bastante menor que la unidad y varía ampliamente dependiendo de la forma y de las dimensiones del inyector.

En consecuencia y dado que la resultante de la velocidad relativa del inyector  $V$  no es perpendicular a la superficie del orificio, el coeficiente de gasto del inyector es siempre bastante menor que la unidad y varía ampliamente dependiendo de la forma y de las dimensiones del inyector.

El gasto másico del inyector  $Q$  se calcula, como en cualquier orificio, en la forma:  $Q = \mu S \sqrt{2 g H}$  en

la que  $\mu$  es el coeficiente de contracción del chorro.

Para el cálculo de un inyector con un combustible líquido ideal se pueden tener en cuenta los siguientes principios:

a) La ecuación de Bernoulli entre las secciones 1 y 2, de la forma:

$$\frac{p_1}{\gamma} + \frac{v_1^2}{2g} = \frac{p_2}{\gamma} + \frac{v_2^2}{2g} \Rightarrow H = \frac{v_2^2}{2g} = \frac{u_{\text{torb}}^2 + v_2^2}{2g}$$

siendo  $v_2$  y  $u_{\text{torb}}$  las componentes axial y rotatoria de la velocidad en la superficie del remolino, sección 2.

b) La ecuación de la constancia del momento de la cantidad de movimiento del líquido combustible para las mismas secciones respecto al eje del inyector:

$$Q \rho R v_1 = Q \rho u_{\text{torb}} r_{\text{torb}} \Rightarrow u_{\text{torb}} = \frac{v_1 R}{r_{\text{torb}}}$$

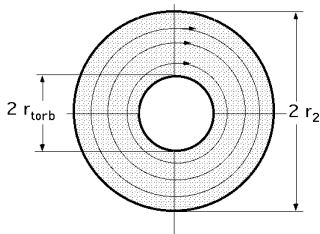


Fig VIII.23.- Sección transversal del remolino en un inyector

donde  $r_{\text{torb}}$  es el radio del remolino en la sección 2, Fig VIII.23.

c) La ecuación de continuidad, que permite determinar:

$$v_1 S_1 = v_2 S_2 \varepsilon \quad ; \quad v_1 = \frac{v_2 S_2 \varepsilon}{S_1}$$

$$\varepsilon = \frac{S_2 - S_{\text{torb}}}{S_2} = 1 - \frac{r_{\text{torb}}^2}{r_2^2} \Rightarrow r_{\text{torb}} = r_2 \sqrt{1 - \varepsilon}$$

Teniendo en cuenta lo anterior, se obtiene:

$$u_{\text{torb}} = \frac{v_1 R}{r_{\text{torb}}} = \frac{v_1 R}{r_2 \sqrt{1 - \varepsilon}} = \left| v_1 = \frac{v_2 S_2 \varepsilon}{S_1} \right| = \frac{v_2 S_2 \varepsilon}{S_1} \frac{R}{r_2 \sqrt{1 - \varepsilon}} = A \frac{\varepsilon v_1}{\sqrt{1 - \varepsilon}}$$

en la que A es un parámetro constructivo de la forma:  $A = \frac{S_2 R}{S_1 r_2}$

Introduciendo la expresión de  $u_{\text{torb}}$  en la ecuación de Bernoulli, se obtiene:

$$H = \frac{v_2^2}{2g} \left( 1 + A^2 \frac{\varepsilon^2}{1 - \varepsilon} \right) \quad ; \quad v_2 = \sqrt{\frac{2gH}{1 + A^2 \frac{\varepsilon^2}{1 - \varepsilon}}}$$

por lo que el gasto másico de combustible será:

$$Q = \varepsilon S_2 v_2 = \varepsilon S_2 \sqrt{\frac{2gH}{1 + A^2 \frac{\varepsilon^2}{1 - \varepsilon}}} = \left| \mu = \frac{1}{\sqrt{1 + A^2 \frac{\varepsilon^2}{1 - \varepsilon}}} = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{\varepsilon^2} + \frac{A^2}{1 - \varepsilon}}} \right| = \mu S_2 \sqrt{2gH}$$

con  $\mu$  coeficiente de gasto del inyector.

La intensidad del remolino es desconocida, lo cual implica que el coeficiente  $\varepsilon$  también lo sea; para su determinación hay que introducir una condición complementaria, que es suponer que el remolino es estable cuando sus dimensiones aseguran un gasto de combustible máximo Q para una altura de carga dada H, o que para cuando se establece un régimen de derrame para un gasto dado, se necesita una altura de carga mínima.

El valor de  $\varepsilon$  correspondiente al coeficiente máximo de gasto  $\mu$  se obtiene diferenciando la ecuación

anterior e igualándola cero, por lo que:

$$\frac{d\mu}{d\varepsilon} = - \frac{\frac{1}{2\sqrt{\frac{1}{\varepsilon^2} + \frac{A^2}{1-\varepsilon}}} \left\{ -\frac{2\varepsilon}{\varepsilon^4} + \frac{A^2}{(1-\varepsilon)^2} \right\}}{\frac{1}{\varepsilon^2} + \frac{A^2}{1-\varepsilon}} = 0 \quad ; \quad A = (1-\varepsilon) \sqrt{\frac{2}{\varepsilon^3}}$$

que permite construir la gráfica de  $\varepsilon$  en función de  $A$ , Fig VIII.24, mediante la cual y la ecuación que proporciona el valor de  $\mu$ , se pueden calcular los valores de  $\mu$  para diferentes valores del parámetro  $A$ ; en la

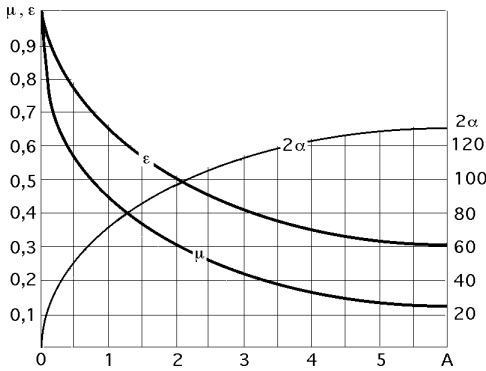


Fig VIII.24.- Gráficas de  $\varepsilon$ ,  $\mu$  y  $\alpha$ , en función de  $A$

gráfica se observa que el coeficiente  $\mu$  disminuye al aumentar el parámetro  $A$ .

El fenómeno consiste en que al aumentar  $A$  se incrementa la rotación del flujo a la salida del inyector, creciendo cada vez más la velocidad de rotación  $u_{torb}$ , en comparación con la velocidad de entrada  $v_1$  y, por consiguiente, la intensidad del remolino en el inyector; por eso crece el diámetro del remolino, disminuyendo el área de la sección del flujo; además, una parte cada vez mayor de la energía disponible  $H$  se utiliza en generar la velocidad de rotación del combustible líquido.

Cuando  $A = 0 \Rightarrow R = 0, \mu = 1$ , es decir, cuando la rotación del flujo es nula, el inyector funciona como una tobera corriente. El ángulo  $\alpha$  de pulverización del líquido del combustible, ángulo de llama del inyector, se determina teniendo en cuenta las ecuaciones anteriores. Cuando el parámetro  $A$  aumenta, el ángulo  $\alpha$  crece, pero el coeficiente de gasto  $\mu$  disminuye; por eso, al construir un inyector, el parámetro  $A$  se elige de forma que asegure un ángulo de cono a la salida  $\alpha$  bastante grande, hasta  $60^\circ$ , sin que el valor del coeficiente  $\mu$  se reduzca demasiado.

La teoría expuesta para el inyector sirve para un combustible que se comporta como un líquido ideal. Durante el paso del fluido por el inyector, la viscosidad del líquido se manifiesta de forma que el momento de la cantidad de movimiento no es constante, sino que disminuye según el líquido se va aproximando a la salida del inyector, por lo que las componentes rotatorias de la velocidad resultan menores en la sección de salida y el gasto mayor que durante el derrame de un líquido ideal, lo que a primera vista parece paradójico.

La influencia de la viscosidad se puede equiparar a una cierta disminución del parámetro  $A$  por lo que se puede utilizar el concepto de parámetro equivalente  $A_{equiv}$  de la forma:

$$A_{equiv} = \frac{A}{1 + \frac{\lambda_{iny}}{2} \left( \frac{\pi R^2}{S_1} - A \right)}$$

siendo  $\lambda_{iny}$  el coeficiente de rozamiento del líquido en el inyector, Tabla VIII.1.

Tabla VIII.1.- Coeficiente de rozamiento del líquido en el inyector

Re	1500	3000	5000	10000	20000	50000
$\lambda_{iny}$	0,22	0,11	0,077	0,055	0,04	0,03

en la que el número de Reynolds se calcula según el diámetro del orificio y la velocidad a la entrada del in-

vector. A partir del parámetro  $A_{equiv}$  se determinan el coeficiente de gasto  $\mu$  y el ángulo  $\alpha$ , según la Fig VIII.24, teniendo en cuenta la viscosidad del líquido, en la que en vez de tomar  $A$  se toma  $A_{equiv}$ . Cuando se tiene en cuenta la viscosidad ( $A_{equiv} < A$ ) el coeficiente  $\mu$  resulta algo mayor y el ángulo  $\alpha$  menor que

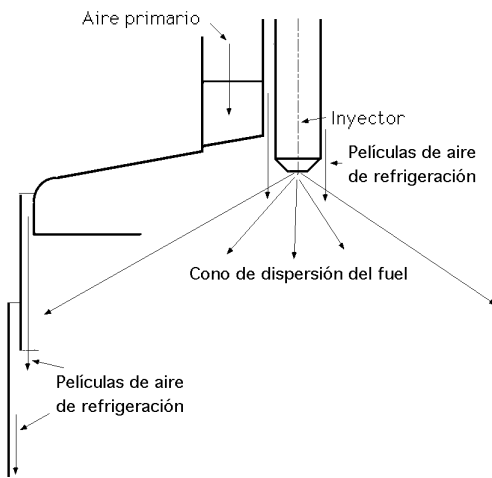


Fig VIII.25.- Inyector simple y refrigeración de las paredes de la cámara de combustión

sin ella.

**INYECTOR SIMPLE.-** Un inyector de este tipo se esquematiza en la Fig VIII.25. El combustible se inyecta a una cámara de torbellino cónica por medio de lumbreras tangenciales que inducen en el flujo una fuerte componente tangencial. La cámara de torbellino no se llena totalmente de combustible sino que tiene un núcleo de vapor de combustible/aire. Como consecuencia de la combinación de las componentes axial y tangencial de la velocidad, el combustible se encuentra aproximadamente sobre la superficie de un cono. El ángulo de conicidad viene determinado por la relación entre las dos componentes de la velocidad.

**INYECTOR CON TORBELLINADOR.-** Para obtener la rotación del flujo en los inyectores de algunas turbinas de gas, o en los motores cohete de combustible líquido, se emplea a menudo, en lugar del suministro tangencial de líquido, un formador de torbellinos, torbellinador, Fig VIII.26.

La teoría del inyector centrífugo expuesta se puede aplicar a este caso, pero es necesario calcular el coeficiente  $A$ , según la ecuación:

$$A = \frac{S_0 r_{med} \cos \varphi}{S_n n r_0}$$

en la que:  $r_{med}$ , es el radio medio de la rosca helicoidal;  $S_n$ , es el área de la sección normal del canal helicoidal;  $n$ , es el número de pasos o entradas del tornillo;  $\varphi$ , es el ángulo del cono de salida del torbellinador

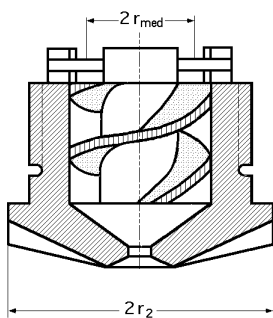


Fig VIII.26.- Esquema de un torbellinador

En las turbinas de gas modernas se emplean con frecuencia inyectores centrífugos regulables, cuyo coeficiente de gasto o área del orificio de salida cambia automáticamente según la variación de la presión del combustible. La aplicación de estos inyectores permite ampliar los límites del consumo de combustible, siendo invariables los límites de presiones, conservando al mismo tiempo la calidad de la pulverización. Entre los inyectores regulables más difundidos, están los de dos toberas, los de dos etapas y los de válvulas de paso.

Tienen en común que todos ellos están dotados de una válvula, la cual, al aumentar la presión, abre o cierra un canal complementario aumentando, de este modo, el coeficiente de gasto o el área del orificio de salida.

**INYECTOR DE DOS TOBERAS.-** En el inyector de dos toberas, Fig VIII.27, existen dos colectores de combustible alimentando a sendos orificios independientes; tenemos de hecho dos inyectores, uno de los cuales va dispuesto dentro del otro. Si la presión es reducida, la válvula está cerrada y funciona el pri-

mer inyector interior; al aumentar la presión  $p_1$ , la válvula se abre y el segundo inyector se pone en funcionamiento, a la presión  $p^*$ , aumentando bruscamente el suministro del combustible.

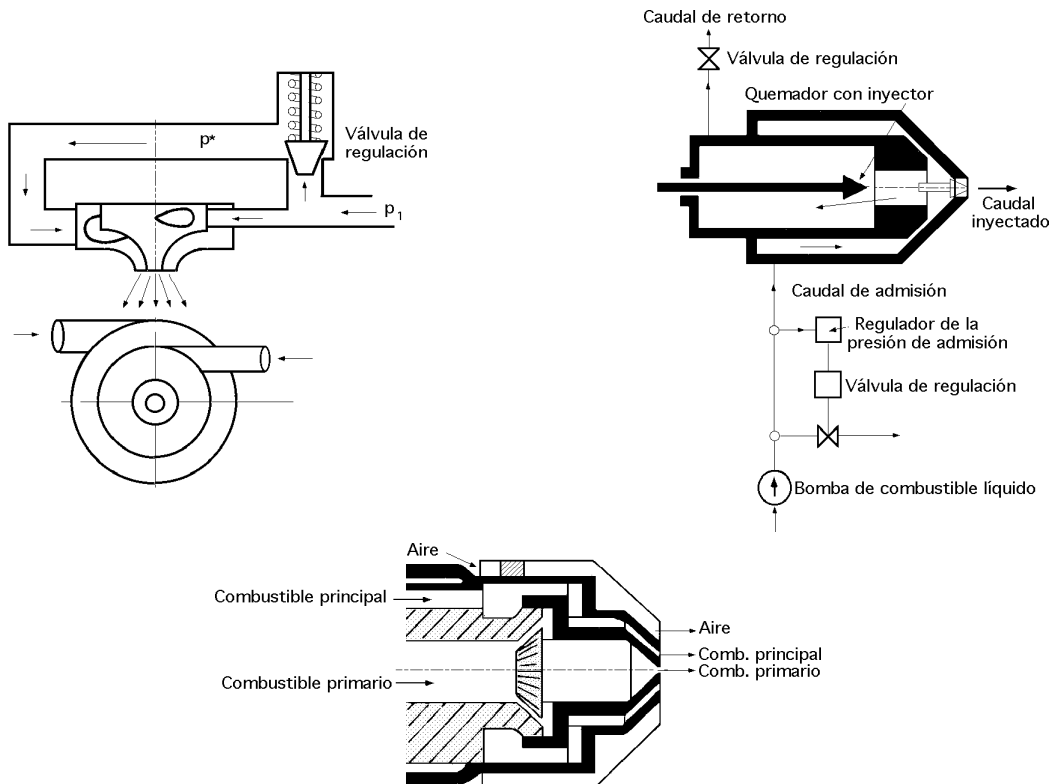


Fig VIII.27.- Esquemas de un inyector de dos toberas y sistema de control

El pequeño orificio central sólo se utiliza para regímenes reducidos, mientras que en los regímenes elevados entra en acción el orificio anular que rodea al anterior. En la figura se observa un tercer anillo a través del cual pasa aire con objeto de refrigerar el inyector y evitar se formen depósitos de carbón.

A veces las dos líneas de suministro de combustible alimentan una única cámara torbellinador, con un solo orificio de salida, a través de dos grupos de lumbreras tangenciales. Esta versión se conoce como inyector de doble canal.

**INYECTOR DE DOS ETAPAS.-** En el inyector de dos etapas, Fig VIII.28, hay una tobera y una cámara común de formación de remolinos, y dos canales de entrada. Si la presión es reducida, el combustible se proporciona a través de uno de éstos, y si es elevada a través de ambos, por lo que el parámetro  $A$  disminuye y el coeficiente  $\mu$  aumenta.

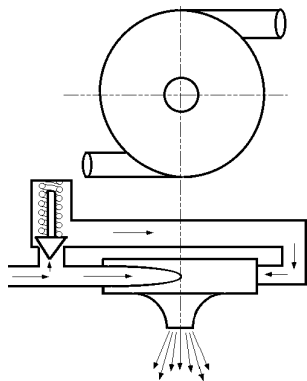


Fig VIII.28  
Esquema de un inyector de dos etapas

**INYECTOR CON RETORNO.-** El inyector con válvula de paso para el combustible, Fig VIII.29, está provisto de una línea de rebose, en la cual va colocada una válvula. Cuando menor es la presión del combustible, tanto más se abre la válvula, cerrando completamente la línea de rebose cuando la presión es máxima. De este modo, si la presión se reduce, la velocidad en la entrada es grande, lo que equivale a la disminución del área a la entrada; ésto implica un aumento del parámetro equivalente  $A_{equiv}$  y la disminución de  $\mu$ , que es lo que se necesita para ampliar los límites de consumo.

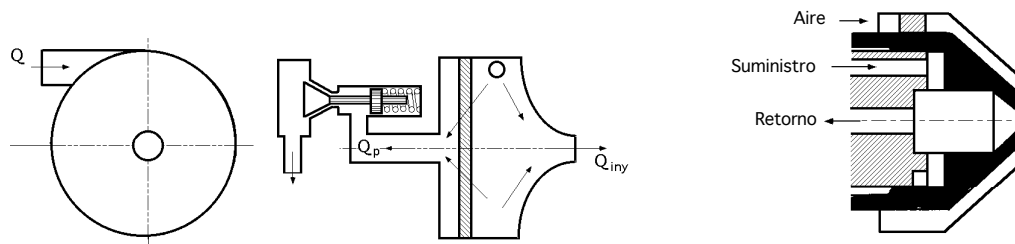


Fig VIII.29.- Esquema de un inyector con derivación

En consecuencia funciona como un inyector simple que va provisto de un conducto a través del cual se puede expulsar el combustible en exceso desde la cámara torbellinadora. La regulación se hace variando la presión en la línea de retorno, manteniéndose la presión de suministro en el valor necesario para un buen grado de pulverización. El inconveniente que presentan es que, cuando se recircula gran cantidad de combustible hasta la entrada de la bomba, éste puede calentarse indeseablemente.

**GRADO DE ATOMIZACIÓN.-** La calidad de la pulverización se mide por el grado de atomización o grado de pulverización que es función del diámetro de gota medio. Suele utilizarse como parámetro de medida el denominado diámetro medio de Sauter, que es el diámetro de una gota cuya relación superficie/volumen es la misma que la media de la pulverización. En la práctica, el valor de este parámetro es del orden de 50 a 100 micrones. El grado de pulverización depende fundamentalmente del salto de presiones del combustible a través del orificio del inyector, siendo la velocidad de salida proporcional a la raíz cuadrada de la diferencia de presiones. Cuanto mayor sea la presión de suministro, más pequeño será el diámetro medio de las gotas. Ahora bien, unas gotas demasiado pequeñas penetrarán poco en la corriente de aire y, por el contrario, si son demasiado grandes el tiempo de evaporación será más largo, por ello hay que llegar a una situación de compromiso.

El gasto másico de combustible inyectado varía según la carga; para un combustible líquido basta regular la presión de inyección, que a carga reducida puede ser insuficiente para asegurar una buena pulverización y, por tanto, la combustión no sería completa. Es necesario disponer un conducto de purga en la parte inferior de la cámara para eliminar el combustible no quemado que se acumula principalmente durante los arranques y cuya presencia podría producir incidentes durante el funcionamiento.

**GASTO DE COMBUSTIBLE.-** En condiciones de funcionamiento, el gasto de combustible de la turbina varía entre límites muy amplios. Si se regula el combustible variando la presión de suministro, el inyector siempre presentará un grado de pulverización muy diferente del régimen máximo a los regímenes reducidos.

Si por ejemplo se diseña el inyector para obtener un determinado grado de pulverización a plena carga, presiones de suministro de 40 a 60 atm, resulta que en regímenes reducidos, el salto de presiones a través del orificio del inyector disminuye tanto que se obtiene un grado de pulverización inadmisibles.

## VIII.10.- SISTEMAS DE ENCENDIDO

Para arrancar una turbina de gas es necesario acelerar el compresor hasta que suministre un gasto másico de aire capaz de mantener la combustión. Esto se puede conseguir inyectando aire comprimido de una fuente exterior, directamente a la turbina que acciona el compresor. Sin embargo, normalmente se utiliza un motor eléctrico o una pequeña turbina de gas auxiliar conectada al eje principal mediante una caja reductora y un embrague.

Esta turbina de gas auxiliar se puede alimentar, bien con aire comprimido, o bien con un cartucho,

como en la aviación militar; el dispositivo de encendido se conecta durante el periodo de aceleración y se inyecta combustible a través del inyector de encendido; al finalizar la puesta en marcha, el dispositivo de encendido se desconecta.

En el caso de cámaras anulares, se montan varios dispositivos de encendido distribuidos por el tubo de llama anular, próximos a los inyectores principales.

En las cámaras tubulares sólo se montan dispositivos de encendido en algunas de ellas, generalmente en dos, mientras que la llama se transmite a las restantes, una vez estabilizada, mediante tubos que conectan el tubo de llama de cada cámara con los de las vecinas.

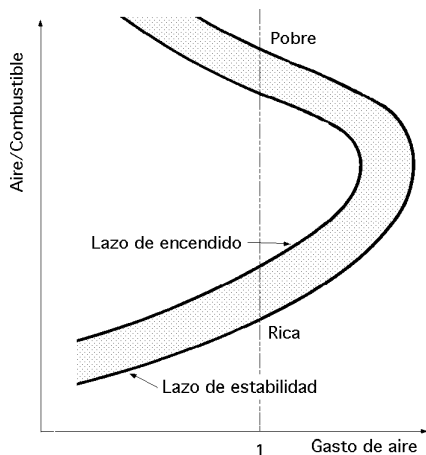


Fig VIII.30.- Curvas de encendido

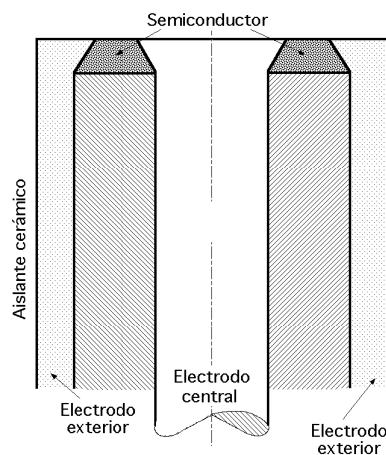


Fig VIII.31.- Bujía de alta tensión

El comportamiento del encendido se puede expresar por una curva de encendido semejante a la curva de estabilidad estudiada anteriormente, pero interior a ésta, Fig VIII.30; esto significa que para un gasto másico de aire dado, el margen de relaciones aire/combustible dentro del cual es posible el encendido de la mezcla es más reducido que aquel en el cual es posible la combustión estable una vez que se ha producido el encendido. En las turbinas de gas de aviación, el dispositivo de encendido tiene que garantizar la posibilidad de reencendido en el vuelo. La dificultad que esto presenta se debe al empeoramiento de las condiciones de inflamación de la mezcla, (ya que la alta velocidad hace que el aire se refleje en un estrechamiento de la curva de encendido) y a la disminución de la velocidad de combustión (presión y temperatura de la cámara más bajas). Para el arranque en tierra, o en turbinas de gas industriales, resultan muy adecuadas unas bujías de alta tensión similares a las utilizadas en los motores alternativos de encendido provocado, MEP; sin embargo en los motores de aviación se presenta la necesidad de asegurar el reencendido de los motores en pleno vuelo, lo que obliga a utilizar dispositivos que proporcionen una chispa de mucha mayor energía.

Existen sistemas que suministran chispas de alta energía de 4 a 12 julios a razón de 1 a 4 por segundo. La corriente de descarga puede ser de varios cientos de amperios, con una duración de unos pocos milisegundos. Un sistema empleado es el de descarga superficial que se representa en la Fig VIII.31 y que consiste en un electrodo central y otro exterior que rodea al primero, separados por un aislante cerámico excepto en la punta, donde la separación se hace por medio de una capa de material semiconductor. El principio de funcionamiento consiste en la descarga de un condensador a través del semiconductor que separa los electrodos. De esta forma, dicho material se pone incandescente y proporciona un camino ionizado de baja resistencia para la energía almacenada en el condensador. Una vez que se ha producido la ionización, tiene lugar la descarga principal en forma de un arco de gran intensidad.

Para el buen funcionamiento del sistema, éste debe situarse de forma que sobresalga de la capa de

aire refrigerante en el interior del tubo de llama, llegando hasta el borde exterior del combustible pulverizado, aunque no tanto como para que resulte mojado en demasía.

En las cámaras de combustión que utilizan sistemas vaporizadores, como ya se indicó anteriormente al hablar de los sistemas de inyección, el dispositivo de encendido consiste en una bujía y un inyector auxiliar, antorcha de encendido. Este sistema resulta más voluminoso y pesado que el anterior, y es más adecuado para turbinas de gas industriales.

El inyector auxiliar se puede alimentar con combustibles ligeros de un depósito separado del principal, siempre que el combustible que utilice la turbina sea un combustible pesado.

En un quemador como el indicado en la Fig VIII.27, el combustible llegar a una determinada presión, del orden de 30 atm, que se mantiene constante mediante el regulador de presión de la admisión que actúa como válvula de descarga. En el interior del quemador, el combustible desciende hasta el extremo del armazón en forma de niebla fina.

La velocidad de rotación que caracteriza la calidad de la pulverización depende de la diferencia entre la presión de inyección y la que reina en la cámara, diferencia que varía poco con respecto a la marcha en vacío a plena carga; el gasto se regula mediante una válvula de retorno que evacúa el exceso de combustible.

Cuando el combustible es gas de horno alto están previstas una serie de toberas de inyección, concéntricas al dispositivo de distribución de aire primario, que originan el remolino.

Una misma instalación tiene mejor rendimiento térmico con gas natural o combustibles líquidos, que con gas de horno alto, en el que el óxido de carbono constituye el elemento combustor principal, siendo la diferencia del orden del 4%.

Las cámaras de combustión alimentadas con gas van provistas con frecuencia de un quemador de fuel-oil que permite un caldeo mixto, caldeo con combustible líquido; durante el calentamiento con gas, el inyector retrocede para no estar sometido a una temperatura demasiado elevada.

## VIII.11.- DIMENSIONES DE LAS CÁMARAS DE COMBUSTIÓN

En las turbinas de gas de aviación es muy importante que el tamaño de la cámara de combustión sea pequeño, por lo que su diseño debe tender a cumplir dicha exigencia, lo que implica volumen y peso reducidos. Las secciones frontales máximas del motor vienen determinadas frecuentemente por el tamaño de la cámara de combustión, teniendo éste detalle una gran influencia en la resistencia aerodinámica del motor.

En las turbinas de gas industriales, el tamaño de la cámara de combustión no es un factor preponderante en el diseño. Las dimensiones principales de una cámara de combustión se eligen, fundamentalmente, tomando como base datos experimentales de cámaras similares ya existentes. Una vez construido un primer prototipo se ensaya y se introducen las modificaciones necesarias para conseguir un comportamiento óptimo. Este comportamiento viene definido por su rendimiento, pérdida de presión de remanso, límites de estabilidad de la combustión, perfil de temperaturas del flujo a la salida de la cámara, etc.

Aunque la forma y disposición de las cámaras de combustión son bastante flexibles, se puede establecer una normativa basada en datos experimentales, que sirva de ayuda para el diseño del volumen, sección transversal, longitud, y tamaño y disposición de los orificios del tubo de llama.

El volumen de la cámara de combustión depende de la intensidad de la combustión, de forma que definidos los valores de este parámetro, se puede hacer una primera aproximación del volumen de la misma. Para seleccionar el *área de la sección transversal de la cámara de combustión* se define el concepto de ve-



locidad de referencia  $c_{ref}$  en la forma:

$$c_{ref} = \frac{G_{aire}}{\rho_2 \Omega_m}$$

en la que:

$G_{aire}$  es el gasto másico de aire

$\rho_2$  es la densidad del aire a la entrada de la cámara de combustión, salida del compresor

$\Omega_m = \frac{\pi D^2 n}{4}$  es el área de la sección transversal máxima de la cámara tubular, siendo  $n$  el número de cámaras y  $D$  el diámetro de cada celda de combustión.

Para las cámaras anulares y tuboanulares se tiene  $\Omega_m = \frac{\pi (D_e^2 - D_i^2)}{4}$ , en la que  $D_e$  y  $D_i$  son los diámetros exterior e interior, respectivamente, de la cámara de combustión.

La velocidad de referencia  $c_{ref}$  es un parámetro teórico y puede que no llegue a alcanzarse en ninguna sección de la cámara. Sus valores no superan generalmente los 35 m/seg, correspondiendo los más bajos a las turbinas de gas industriales con cámaras de flujo en contracorriente.

Desde el punto de vista del diseño es conveniente expresar la pérdida de presión de remanso en la cámara de combustión mediante un parámetro adimensional denominado coeficiente de pérdida de carga  $c_L$  de la forma:

$$c_{p\acute{e}rdida \text{ de carga a}} = c_L = \frac{2 \Delta p_{c.comb.}}{\rho_2 c_{ref}^2} = \frac{2 \Delta p_2}{\rho_2 c_{ref}^2}$$

en la que  $\Delta p_2 = p_2 - p_{2^*}$  es la caída de presión, o pérdida de carga total:  $P = \frac{1}{2} \rho_2 c_L c_{ref}^2$

Los valores del coeficiente de pérdida de carga  $c_L$  son muy variables y pueden ser del orden de 15 para velocidades de referencia de 35 m/seg, hasta más de 100 para velocidades de referencia de 8 m/seg.

Para los grados de calentamiento ( $\frac{T_3}{T_2} = \frac{\Phi}{\Delta}$ ) utilizados en la práctica, la relación óptima entre el área total de la sección transversal ocupada por el tubo, o tubos de llama, y el área de la sección transversal máxima de la cámara oscila entre 0,55 y 0,65. La relación óptima implica que para una velocidad de referencia dada, el coeficiente de pérdida de carga será mínimo.

El coeficiente de pérdida de carga se puede poner en la forma:

$$\frac{\Delta p_{cám}}{P_2} = \frac{\Delta p_{cám}}{\frac{G_{aire}^2}{2 \rho_2 \Omega_m^2}} = \left| \begin{array}{l} c_{ref} = \frac{G_{aire}}{\rho_2 \Omega_m} \\ c_L = \frac{2 \Delta p_{cám}}{c_{ref}^2 \rho_2} \end{array} \right| = \frac{2 \Delta p_{cám}}{c_{ref}^2 \rho_2} \frac{G_{aire}^2}{2 \rho_2 \Omega_m^2} = \left| \begin{array}{l} p_2 v_2 = R T_2 \\ \rho_2 = \frac{p_2}{R T_2} \end{array} \right| = c_L \frac{R}{2} \frac{G_{aire}^2 T_2}{\Omega_m^2 p_2^2}$$

Mediante esta ecuación se pueden comparar cámaras de combustión de formas diferentes.

Por lo que respecta a su longitud, la experiencia demuestra que las cámaras de combustión que tienen un diseño similar, mantienen aproximadamente la misma relación {longitud-diámetro}; en esta relación, para cámaras tubulares típicas, oscila entre 3 y 6, si se refiere al tubo de llama, y entre 2 y 4 si se refiere a dimensiones de la cámara; los valores más bajos se corresponden con el caso de que exista torbellinador.

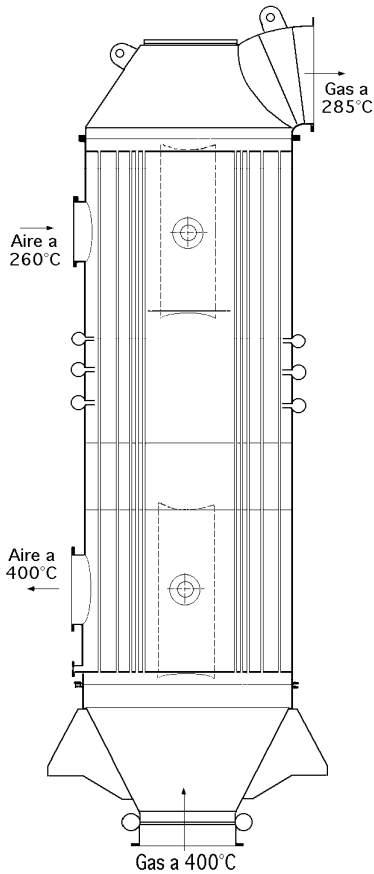


Fig VIII.34.- Recuperador Brown-Boveri

rección axial, que para los redondos.

## VIII.12.- RECUPERADORES

Los recuperadores están constituidos por un haz tubular en el que se mueven los gases calientes que

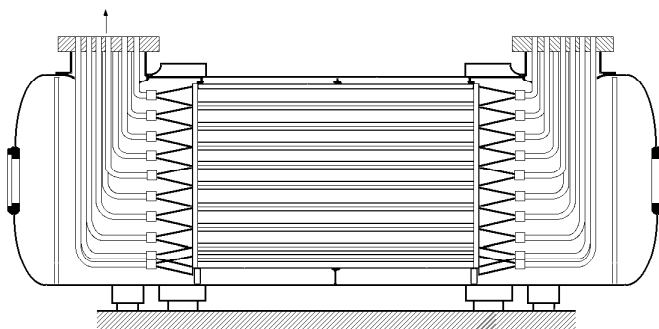


Fig VIII.32.- Recuperador Escher-Wyss

punto de rocío del ácido sulfúrico, que es el elemento más corrosivo que pudiera aparecer en el proceso.

Existe el peligro de incendio debido a los depósitos de hollín en los tubos; se puede suprimir mediante lavados periódicos o instalando un sistema de soplado con aire comprimido.

En las instalaciones de circuito cerrado no existe este peligro, ya que el gas está limpio y se pueden reforzar, del lado de baja presión, los tubos de aletas onduladas que al disminuir los diámetros hidráulicos conducen a mejores coeficientes de transmisión de calor, por lo que las dimensiones del aparato son más reducidas.

Para las cámaras anulares se pueden aceptar los valores anteriores, pero tomando como diámetro el interior y el exterior del tubo llama.

El objetivo principal de cualquier disposición de los orificios del tubo de llama va encaminado a conseguir, en la zona primaria, un coeficiente de exceso de aire próximo a la unidad, mezcla estequiométrica, y del orden de 1,5 en la secundaria, zona de combustión.

**Dimensionado de los orificios.-** La influencia de la posición y del tamaño de los orificios del tubo de llama en las condiciones de flujo en la zona primaria es muy difícil de calcular, si no imposible.

En la práctica, se ha observado que estos orificios no deben tener un diámetro mayor de 1/10 del diámetro del tubo de llama.

Si se utiliza un *torbellinador* como única fuente de aire primario, el margen de funcionamiento estable y alto rendimiento, será más estrecho; en muchos casos se utiliza una combinación de torbellinador y orificios en el tubo de llama.

El dimensionado de los orificios de la zona de dilución, aire terciario, depende del perfil de temperaturas que se desee obtener. La penetración del chorro de aire es aproximadamente proporcional a su diámetro y es mayor para orificios alargados, en

salen de la turbina, mientras que el aire a recalentar circula alrededor de los tubos; normalmente los fluidos circulan en contracorriente.

La presión en el armazón es del orden de 5 a 10 atm y las temperaturas de las paredes no sobrepasan los 400°C. No se corren riesgos de corrosión, pues el aire que entra en el recuperador está, debido a la compresión, a una temperatura muy superior a los 100°C de manera que la temperatura de las paredes de los tubos está por encima del