

## CÁMARA DE COMBUSTIÓN

La sección caliente de una turbina de gas comienza con la sección de combustión e incluye la turbina y los componentes del sistema de escape. La sección caliente está sujeta a los más severos esfuerzos del motor y requiere una cuidadosa inspección y mantenimiento. Un tipo de daño considerable son las grietas originadas por el calor extremo al cual estas piezas están expuestas.

### Sección de Combustión

El diseño de una sección de combustión eficiente, o combustor, fue uno de los principales obstáculos en la construcción de los primeros motores de turbina de gas con éxito. Incluso para un motor de mediana potencia, la energía calorífica liberada por pie cúbico del volumen del combustor es varios miles de veces la liberada en un típico sistema de calefacción de un hogar, y las presiones sobre las paredes extremadamente finas de los combustores son aproximadamente diez veces tan alta como las de un horno industrial con sus gruesas paredes de ladrillo.

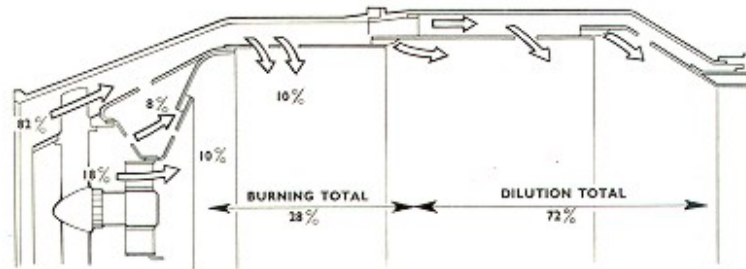
Los combustores usados en un motor de turbina tienen varios requisitos rigurosos. Algunos de ellos son:

- Mínima pérdida de presión en los gases según pasan a través del combustor.
- Alto rendimiento en la combustión, por lo tanto baja emisión de humos.
- Bajo riesgo de apagado de llama.
- Que la combustión ocurra completamente dentro del combustor.
- Distribución uniforme de la temperatura por todos los gases.
- Temperatura de los gases lo suficientemente baja a la salida del combustor para evitar dañar a la turbina.
- Que el diseño del combustor proporcione una fácil puesta en marcha.

La cámara de combustión tiene la difícil tarea de quemar grandes cantidades de combustible, suministrado a través de inyectores de combustible, con extensos volúmenes de aire, suministrados por el compresor, y liberar la energía de tal manera que el aire se expande y acelera para proporcionar una constante corriente de gas uniformemente calentada en todas las condiciones requeridas por la turbina. Esta tarea debe realizarse con la mínima pérdida de presión y con la máxima liberación de calor para el limitado espacio disponible.

La cantidad de combustible añadido al aire dependerá de la máxima elevación de temperatura requerida y, como esta está limitada por los materiales de los que están hechos los álabes rotatorios de turbina y los estátores, la elevación de temperatura debe estar en la gama de 700° C a 1.200° C. Debido a que el aire ya está calentado por el trabajo añadido durante la compresión, la elevación de temperatura requerida en la cámara de combustión puede estar entre 500° C y 800° C. Puesto que la temperatura del gas en la turbina varía con las r.p.m., y en el caso de un motor turbohélice con la demanda de potencia, la cámara de combustión también debe ser capaz de mantener una combustión estable y eficaz en toda la amplia gama de condiciones operativas del motor.

La eficacia de la combustión se ha hecho cada vez más importante debido al rápido incremento del tráfico aéreo comercial y el consecuente aumento de la contaminación atmosférica, lo cual está contemplado por el público en general como residuos del escape.



**Fig. 5-1** Distribución del flujo de aire

### Proceso de Combustión

El aire procedente del compresor del motor entra en la cámara de combustión a una velocidad de hasta 500 pies por segundo (150 m/s o 540 Km./h), pero dado que esta velocidad es demasiado alta para la combustión, lo primero que la cámara debe hacer es difundirla (dispersarla), es decir desacelerarla y elevar su presión estática. Puesto que la velocidad de combustión del keroseno a relaciones de mezcla normales es de solo unos cuantos pies por segundo, cualquier combustible prendido incluso en la corriente de aire difundido, que ahora tiene una velocidad de aproximadamente 80 pies por segundo (24 m/s o 87 Km./h), se apagaría. Por lo tanto en la cámara debe crearse una región de baja velocidad axial, de manera que la llama permanecerá encendida a través de toda la gama de condiciones operativas del motor.

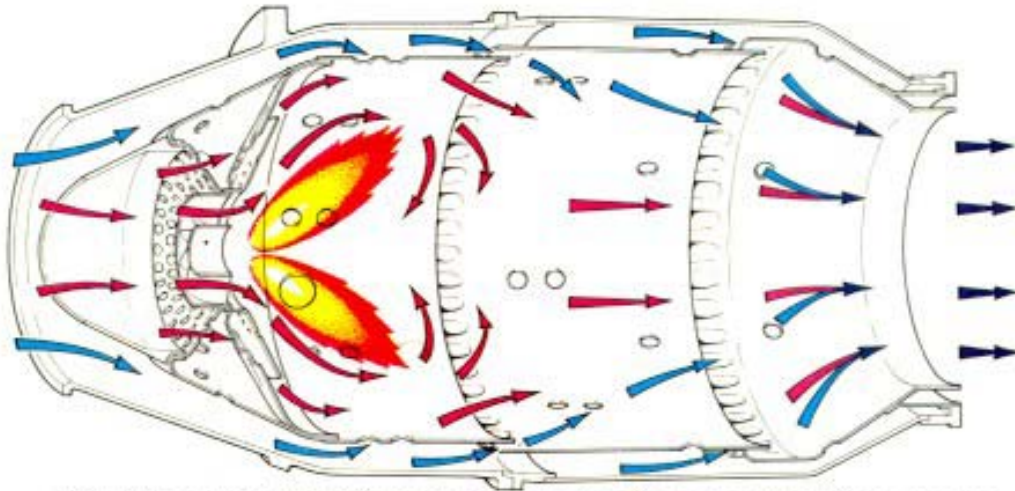
En funcionamiento normal, la relación total aire/combustible de una cámara de combustión puede variar entre 45:1 y 130:1. Sin embargo, el keroseno solo arderá eficazmente a una relación de, o cerca de 15:1, por lo que el combustible debe quemarse con solo parte del aire que entra en la cámara, en lo que se llama zona de combustión primaria. Esto se consigue por medio de un tubo de llama que tiene varios dispositivos para medir la distribución del flujo de aire a lo largo de la cámara.

Aproximadamente el 18 por ciento de la masa de flujo de aire entra en la boca o sección de entrada de la cámara. Inmediatamente corriente abajo de la boca están los pequeños álabes fijos generadores de torbellino y una campana perforada que actúa de estabilizador o deflector, a través de la cual el aire pasa dentro de la zona de combustión primaria. El aire turbillonario induce un flujo hacia el centro del tubo de llama y promueve la recirculación deseada. El aire que no entra por la boca de entrada de la cámara fluye dentro del espacio anular entre el tubo de llama y el cárter de refrigeración.

A lo largo de la pared del cuerpo del tubo de llamas, adyacente a la zona de combustión, existe un determinado número de orificios a través de los cuales fluye entre un 10 y un 15 por ciento del flujo principal de aire que pasa dentro de la zona primaria. El aire procedente del generador de torbellinos y el que procede de los orificios de aire primario actúan entre sí y crean una región de recirculación de baja velocidad. Esta toma la forma de un torbellino toroidal similar a un anillo de humo, y tiene el efecto de estabilizar y fijar la llama. Los gases de recirculación aceleran la combustión del combustible fresco inyectado elevándolo a la temperatura de ignición.

Está así dispuesto que la pulverización cónica del combustible procedente del inyector incida al torbellino de recirculación en su centro. Esta acción, junto con la turbulencia general en la zona primaria, ayuda bastante a difundir el combustible y mezclarlo con el aire que entra.

La temperatura de los gases de la combustión liberada en la zona de combustión es aproximadamente de 1.800 a 2000 grados centígrados, la cual es demasiado caliente para entrar en los álabes guías de entrada en turbina. El aire que no se usa para la combustión, que supone aproximadamente del 60 al 75 por ciento del flujo total de aire, se introduce

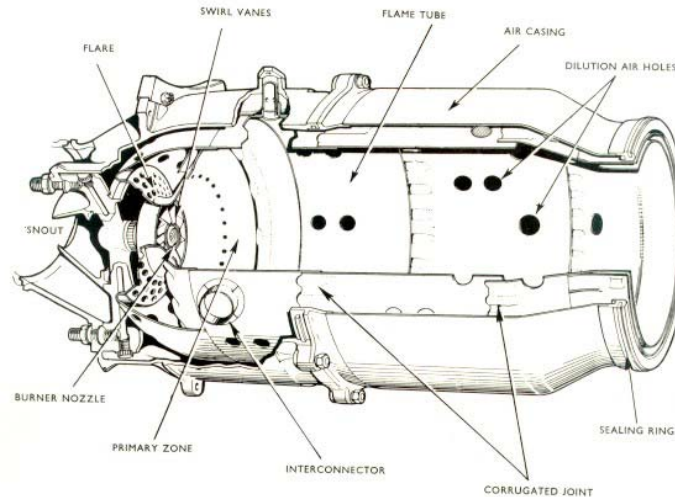


**Fig. 5-2 Estabilización de la llama y diseño general del flujo de aire**

progresivamente dentro del tubo de llama. Aproximadamente la mitad de este aire se usa para bajar la temperatura del gas antes de que entre en la turbina, y la otra mitad se usa para refrigerar las paredes del tubo de llama. La combustión debería estar completa antes de que el aire de dilución entre en el tubo de llama, de lo contrario el aire que llega enfriará la llama resultando en una combustión incompleta.

Una chispa eléctrica procedente de una bujía inicia la combustión, luego la llama se automantiene.

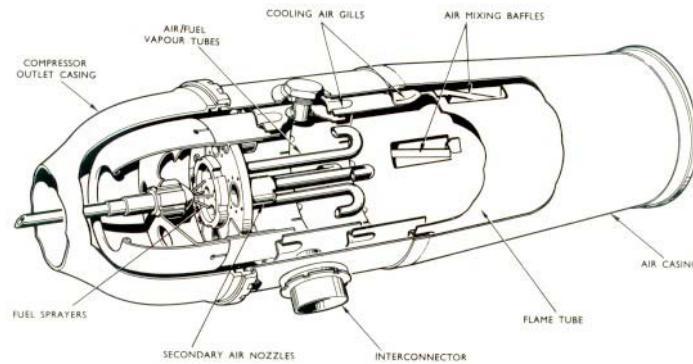
El diseño de una cámara de combustión y el método de adición del combustible puede variar considerablemente, pero la distribución del flujo de aire usada para efectuar y mantener la combustión es siempre muy similar a la descrita.



**Fig. 5-3 Una típica cámara de combustión**

### Aportación del combustible

Se ha dicho poco de la forma en que el combustible se suministra a la corriente de aire. En general, no obstante, se usan dos principios, uno basado en la inyección de una pulverización finamente atomizada en una corriente de aire de recirculación, y el otro basado en la pre-vaporización del combustible antes de que entre la zona de combustión.



**Fig. 5-4 Cámara de combustión de combustible vaporizado.**

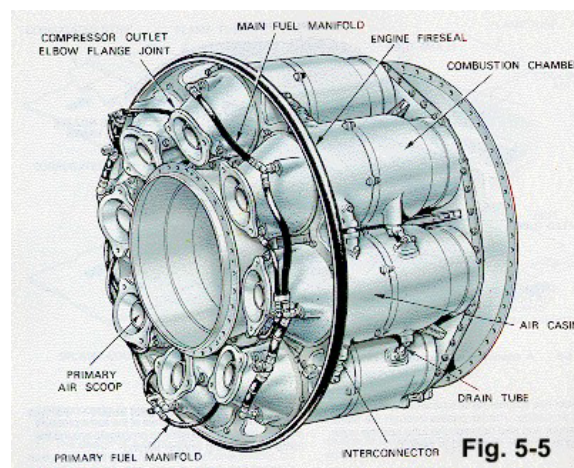
Aunque la inyección del combustible por medio de chorros atomizadores es el método más común, algunos motores usan el principio de vaporización del combustible. En este ejemplo, el tubo de llama es de la misma forma general que para la atomización, pero no tiene generador de torbellino ni campana perforada. El flujo de aire primario pasa a través de los orificios en una placa deflectora que soporta al tubo de alimentación de combustible. El combustible es pulverizado desde el tubo de alimentación dentro de los tubos de vaporización que están situados dentro del tubo de llama. Estos tubos están curvados 180°, y a medida que se calientan por la combustión, el combustible se vaporiza antes de pasar hacia delante dentro del tubo de llama. El flujo de aire primario pasa por los tubos de vaporización con el combustible y también a través de toberas grandes de aire secundario, que proporcionan cañones de aire para barrer a la llama hacia atrás. El aire de refrigeración y de dilución se dosifica dentro del tubo de llama de una manera similar al tubo de llama con atomizador.

## TIPOS DE CÁMARAS DE COMBUSTIÓN

En la actualidad existen tres tipos principales de cámaras de combustión en uso para los motores de turbina de gas. Estas son la cámara múltiple, la de bote anular y la cámara anular.

### Cámara de combustión múltiple

Este tipo de cámara de combustión se usa en los motores de compresor centrífugo y en los primeros tipos de motores de compresor de flujo axial. Las cámaras están dispuestas alrededor del motor y el aire entregado por el compresor se dirige por medio de conductos hacia el interior de las cámaras individuales. Cada cámara tiene un tubo de llama interior alrededor del cual hay una carcasa de aire. El aire pasa a través de la boca de entrada del tubo de llama y también entre el tubo y la carcasa exterior como se ha descrito.



**Fig. 5-5**

Los tubos de llama independientes están todos interconectados. Esto permite que todos los tubos funcionen a la misma presión y también permite que la combustión se propague alrededor de los tubos de llama durante el arranque del motor.

### Cámara de combustión de bote anular

La cámara de combustión de bote anular es una combinación de los tipos múltiple y anular. Varios tubos de llama están montados dentro de una carcasa de aire común. El flujo de aire es similar al ya descrito y esta disposición combina la facilidad para el mantenimiento y prueba del sistema múltiple con lo conciso del sistema anular.

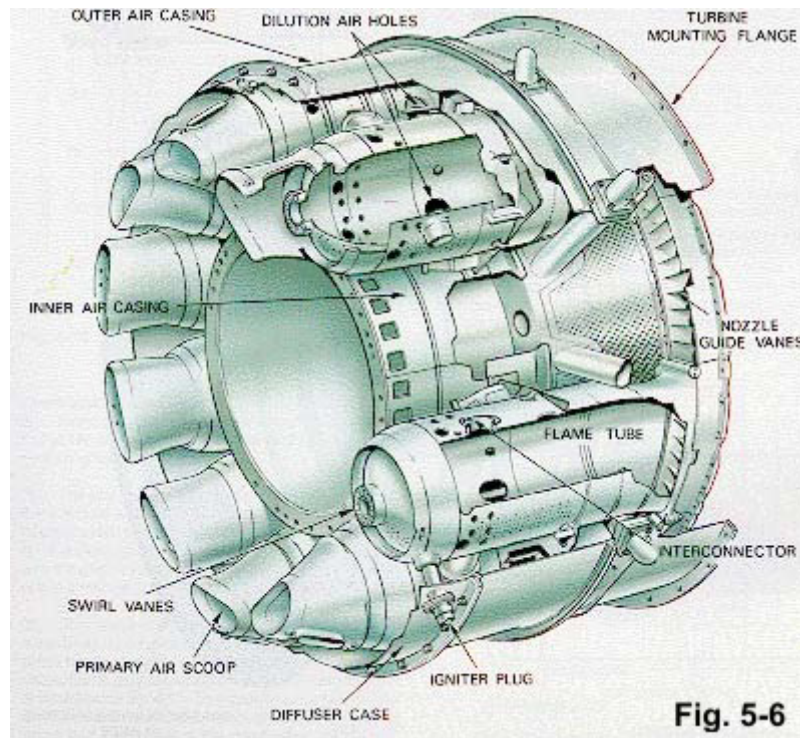


Fig. 5-6

### Cámara de combustión anular o única

Este tipo de cámara de combustión (Fig. 5-6) consta de un solo tubo de llama, completamente de forma anular, que está contenido dentro de un cárter interior y un cárter exterior. El flujo de aire a través del tubo de llama es similar al anteriormente descrito, estando la cámara abierta en la parte frontal al compresor y en la parte posterior a los álabes guías de entrada en turbina.

La principal ventaja de la cámara anular es que, para el mismo rendimiento, la longitud de la cámara es solo el 75 por ciento de la del tipo bote anular para un motor de igual diámetro, resultando en un considerable ahorro de peso y coste de producción. Otra ventaja es que debido a que no son necesarios los interconectores, la propagación de la combustión está mejorada.

En comparación con un sistema de cámara de combustión de bote anular, la superficie de la pared de una cámara anular comparable es mucho menor; consecuentemente, la cantidad de aire de refrigeración requerido para evitar que se queme la pared del tubo de llama es menor, en aproximadamente el 15 por ciento. Esta reducción en el aire de refrigeración eleva el rendimiento de la combustión, para eliminar virtualmente el combustible sin quemar, y oxida al monóxido de carbono al no tóxico dióxido de carbono, reduciendo así la polución.

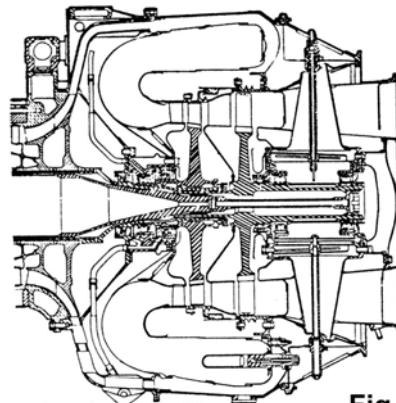
La introducción del inyector tipo pulverizador de aire a este tipo de cámara de combustión también mejoró bastante la preparación del combustible para la combustión aireando las

enriquecidas bolsas de vapor de combustible próximas al inyector; esto resulta en una gran reducción en la formación del carbono inicial.

El motor de gran relación de paso también reducirá la contaminación del aire, ya que para un determinado empuje el motor quema menos combustible.

### Cámaras de Flujo Reversible

La mayor parte de las cámaras de combustión son de flujo directo, y se llaman así, porque el aire fluye en el mismo sentido a ambos lados del tubo de llama exterior e interiormente. Esto, a veces no es posible por la configuración del motor, pero la mayor parte de las veces es así.



Cámara de combustión reversible

Fig. 5-8

En motores donde la longitud total es crítica, algunos fabricantes han optado por usar cámaras de combustión de flujo inverso. Estas cámaras también se llaman de alta densidad de combustión, pues permiten velocidades de combustión altas, superiores a los 30 m/s, lo que permite la ventaja de que pueden ser de reducidas dimensiones (Fig. 5-9).

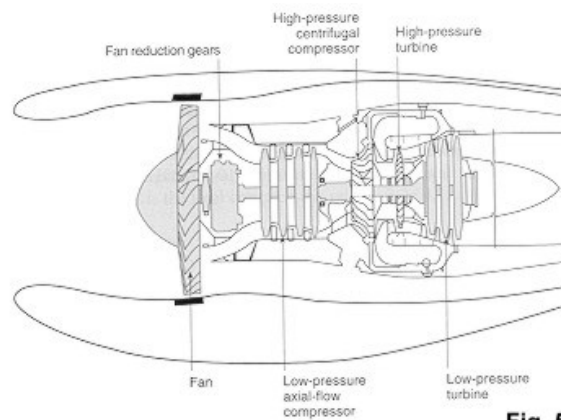


Fig. 5-9

### Actuación de la Cámara de Combustión

Una cámara de combustión debe ser capaz de permitir que el combustible se queme eficazmente sobre una amplia gama de condiciones operacionales sin incurrir en una gran pérdida de presión. Además, si ocurriese un apagado de llama, debe tener la posibilidad de volverse a encender. En la realización de estas funciones, el tubo de llama y los componentes del inyector atomizador deben ser mecánicamente fiables.

Debido a que el motor de turbina de gas funciona en un ciclo de presión constante, cualquier pérdida de presión durante el proceso de combustión debe mantenerse al mínimo. En la

consecución de una adecuada turbulencia y mezcla, es donde se incurre en una pérdida de la presión del aire que entra a la cámara que varía entre el 5 y el 10 por ciento en total.

### **Intensidad de la Combustión**

El calor liberado por una cámara de combustión o cualquier otra unidad generadora de calor depende del volumen del área de combustión. Así, para obtener la alta potencia de salida requerida, una cámara de combustión de una turbina de gas comparativamente compacta y pequeña debe liberar calor a regímenes excepcionalmente altos.

Por ejemplo, un motor Rolls-Royce Spey consumirá en sus diez tubos de llama 7.500 lbs. de combustible por hora. El combustible tiene un valor calorífico de aproximadamente 18.550 BTU (British Thermal Unit) por libra, por lo tanto cada tubo de llama libera casi 232.000 BTU por minuto. Expresado de otra forma, esto es un gasto de energía potencial a un régimen equivalente a aproximadamente 54.690 caballos de potencia para todo el motor.

**BTU (British Thermal Unit).**- Unidad de calor en el sistema fps equivalente a la cantidad de calor requerida para elevar la temperatura de una libra de agua 1°F.  
1 BTU es equivalente a 1.055´06 julios o 251´997 calorías.

### **Rendimiento de la Combustión**

El rendimiento de la combustión de la mayoría de los motores de turbina de gas en condiciones de despegue al nivel del mar es del 100 %, lo cual se reduce al 98 % a condiciones de altitud de crucero. Los valores varían debido a la reducción de la presión del aire, a la temperatura y a la relación aire/combustible.

El rendimiento de la combustión se define como la relación de temperaturas absolutas entre la que realmente se alcanza y la que teóricamente le correspondería si la combustión fuese completa. Este rendimiento es del orden del 0´95, si bien, como se ha dicho, puede alcanzar valores del 100% en regímenes de máximo empuje al nivel del mar.

### **Estabilidad de la Combustión**

La estabilidad de la combustión significa una combustión uniforme y la capacidad de la llama de permanecer encendida en una amplia gama operativa.

Para cualquier tipo particular de cámara de combustión existe un límite rico y un límite pobre de la relación aire/combustible, mas allá del cual la llama se extingue. Una extinción de llama es más probable que ocurra en vuelo durante un planeo o picado con los motores a ralentí, cuando existe un gran flujo de aire y solo un pequeño flujo de combustible, es decir, una mezcla muy pobre.

La gama entre los límites rico y pobre de la relación aire/combustible se reduce con el aumento de la velocidad del aire, y si el flujo de la masa de aire se aumenta más allá de un cierto valor, ocurre la extinción de llama.

### **Formación de Carbón**

Los motores de gran relación de presión tienden a producir humo en el escape en condiciones de despegue. Esto indica que se están formando partículas de carbón en las regiones enriquecidas de la zona primaria en condiciones de baja turbulencia, a alta temperatura y presión. No obstante, el humo representa una pérdida casi despreciable en el rendimiento de la combustión de menos del 0´3 %.

**Materiales**

Las paredes de contención y las piezas internas de la cámara de combustión deben ser capaces de resistir las muy altas temperaturas del gas en la zona primaria. En la práctica, esto se consigue usando los mejores materiales disponibles resistentes al calor y enfriando la pared interna del tubo de llama como aislante de la llama.

La cámara de combustión también debe soportar la corrosión debida a los productos de la combustión, la deformación debida a las subidas de temperatura, y la fatiga debida a los esfuerzo vibracionales.