

Unidad VIII: Combustión en turbinas de gas

8.1 General

8.1.1 Descripción y usos

La combustión en turbinas de gas tiene lugar en la cámara de combustión, ubicada entre el compresor y la turbina (Figura 8.1):

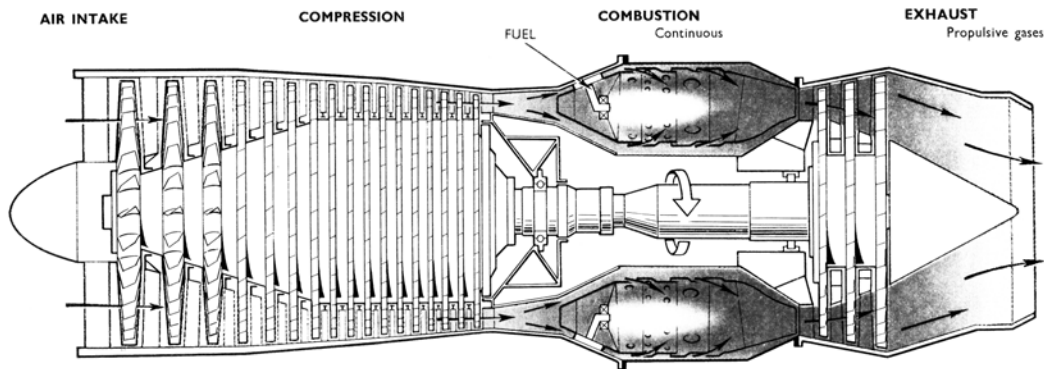


Figura 8.1: Turbina de gas típica

La cámara consiste en un recipiente al cual ingresa el aire comprimido, al que se le añade el combustible que quemará en forma ininterrumpida. Los gases producto de la combustión dejan la cámara a elevada temperatura y velocidad, para ser utilizados en impulsar la turbina y/o proveer un chorro de empuje.

Las turbinas de gas tienen su uso principal en la aviación, ya sea como propulsoras por reacción o como máquinas turbohélice (aviones de ala fija) o turboeje (helicópteros). Entre las aplicaciones de superficie se cuentan las navales (turboeje), y aplicaciones industriales (generación de electricidad, bombeo de gas). También se emplean en pequeño número para incineración y para calefacción (hornos metalúrgicos)

8.1.2 Condiciones típicas de operación

Las turbinas de gas operan en muy variadas condiciones, que requieren especial consideración en el diseño de la cámara de combustión. Podemos citar:

- Ambiente: desde STP hasta 0.2 ata, con temperaturas entre -50°C y $+50^{\circ}\text{C}$.
- Descarga del compresor: de 1 a 20 atmósferas, temperaturas entre 300 y 900K, números de Mach entre 0.1 y 0.2.
- Condiciones de combustión: de 1500 a 1700K a 20 atmósferas, $M=0.2$.

Para cubrir estos requisitos y a la vez obtener un diseño liviano para aplicaciones aeronáuticas se recurre a la filosofía de diseño de dividir las solicitaciones por medio de una doble carcasa; una externa, que soporta la presión y está protegida de las altas temperaturas por una carcasa interna, perforada, que aísla del calor pero no soporta una diferencia de presión.

8.1.3 Requisitos de operación y diseño

Los requisitos a cumplir por una adecuada realización de la cámara de combustión son:

- Combustión completa (eficiencia de la combustión)
- Poca pérdida de presión total
- Estabilidad de la combustión
- Buena distribución de temperaturas en la salida
- Corta y de mínima sección
- Operación aceptable en un amplio rango de riquezas de mezcla
- Reencendido

8.2 Combustibles y combustión

8.2.1 Mezcla combustible

La mezcla combustible está formada por el comburente (normalmente aire), típicamente a unas 20 atmósferas pero ocasionalmente (arranque) a mucha menor presión, y temperaturas iniciales entre la ambiente y 10 veces la misma, y el combustible.

8.2.2 Combustibles

Típicamente los combustibles son hidrocarburos líquidos o gaseosos, aunque ha habido numerosos intentos de operar con polvo de carbón y otros sólidos.

Entre los hidrocarburos líquidos se pueden citar los gasoils y dieseloils, fuel oils, kerosene y nafta, y entre los gaseosos el gas natural y el gas licuado, y otros gases de proceso.

Las turbinas aeronáuticas operan exclusivamente con combustibles líquidos de muy precisa especificación, particularmente el JP-1, Jet A-1 o Avtur (un kerosene de bajo punto de congelamiento), el JP-4, Jet B o Avtag (un kerosene de más amplio rango de destilación que el anterior) y el Jet A (versión similar al Jet A-1). Las Figuras 8.2 y 8.3 ilustran las especificaciones de combustibles para estas turbinas, civiles y militares:

**COMMERCIAL AVIATION TURBINE FUELS
DOUBLE VALUES ARE MINIMUM AND MAXIMUM
SINGLE VALUES ARE MINIMUM OR MAXIMUM AS NOTED**

Issuing Agency	ASTM D1655- .87		
Grade	Jet A	Jet A-1	Jet B
Volatility			
Distillation, F (D86)			
10% Evaporated, max.	400	400	...
20% Evaporated, max.	290
50% Evaporated, max.	450	450	370
90% Evaporated, max.	470
End Point, max.	550	550	...
Residue, %, max.	1.5	1.5	1.5
Loss, %, max.	1.5	1.5	1.5
Reid Vapor Pressure, lb, max. (D323)	3
Flash Point, F (D56) min	110	110	...
Flash Point, F (D56) max	150	150	...
Low Temperature Properties			
Freezing Point, F, max. (D2386)	-36	-54	-56
Viscosity, cs @ - 30 F, max. (D445)	15	15	...
Water Tolerance, vol change, ml, max. (D1094)	±1	±1	±1
Interface Rating
Pour Point, F, max. (D97)
Composition Properties			
Sulfur Content, wt % (D1266)max.	0.3	0.3	0.3
Copper Strip Corrosion, 1 max. after ___ hours at ___ F (D130) 3 @ 122	3 @ 122	3 @ 122	2 @ 212
Mercaptan Sulfur, wt % max. (D1323 or D1219)	0.003(2)	0.003(2)	0.003(2)
Aromatic Content, % max. (D1319)	20	20	20
Olefin Content, % max. (D1319)	5
Acidity, mg KOH/gm, max. (D974)	0.1	0.1	...
Metering Properties			
Gravity, °API (D287)	39-51	39-51	45-57
Net Heat of Combustion, BTU/lb (D2382) or	18400	18400	18400
Net Heat of Combustion; BTU/lb (1405)	(6)	(6)	(6)
Stability			
Existent Gum, mg/100 ml, max. (D381)
Potential Gum, mg/100 ml, max. (D873) 16 hours	14	14	14
Thermal Stability (D1660)			
5 hours, 300/400 F, 6 pph; in Hg., Δp, max.	12	12	12
Preheater Deposits Code, max.	3	3	3
Burning Properties (One of following requirements)			
Luminometer Number, min. (D1740)	45	45	50
or			
Smoke Point, mm min (D1322)	25	25	...
or			
Smoke Point 20mm min. and not >3.0% naphthalene (D1322 and (1) x		x	...
or			
Smoke Point may be waived if not >3.0% naphthalene
or			
SVI 54 min (5) (D1322 and D86)	x
or			
Hydrogen, % by weight, min.

(1) To be reported.

(2) May be waived if sweet by Doctor Test (D484).

(3) PSIA @ 300F Max. 2.7; @500F Max 45 by P&WA-MCL Q-50.

(4) To be specified by user as at least 6F below the min. engine fuel inlet temp.

(5) Smoke volatility index (SVI) = smoke point (D1322) + 0.42 x Vol. % boiling under 400F (D86).

(6) Not limited but reported as BTU/GAL.

Figura 8.2: Especificaciones de kerosenes para uso civil

**U.S. MILITARY AVIATION TURBINE FUELS
DOUBLE VALUES ARE MINIMUM AND MAXIMUM
SINGLE VALUES ARE MINIMUM OR MAXIMUM AS NOTED**

Military Specification	MIL-T-5624G	
Grade	JP-4	JP-5
Volatility		
Distillation, F (D86)		
Initial Boiling Point, min.	(a)	(a)
10% Evaporated, max.	(a)	400
20% Evaporated, max.	290	(a)
50% Evaporated, max.	370	(a)
90% Evaporated, max.	470	(a)
End Point, max.	(a)	550
Percent Evaporated, 400 F	(a)	...
Residue, % max.	1.5	1.5
Loss, % max.	1.5	1.5
Sum of IBP and 50% Point, min.
Reid Vapor Pressure, lb (D323)	2.0-3.0	...
Flash Point, F, min. (D93)	...	140
Explosiveness, %, max. (Fed. 1151)	...	50
Low Temperature Properties and Water Separation		
Freezing Point, F, max. (D1477)	-72 (D2386)	-51 (D2386)
Viscosity, cs, max. (D445)	...	16.5 @ -30 F
Water Reaction, vol. change, ml, max. (Fed. 3251)
Interface Rating, max.	1 b	...
Water Separometer, min. (D2550)	70	85
Fuel System Icing Inhibitor, vol. % (Fed 5327 or 5340)	0.10-0.15	...
Composition Properties		
Sulfur Content, wt %, max. (D1266)	0.4	0.4
Copper Strip Corrosion, 212 F, ASTM No., max. (D130)	1	1
Mercaptan Sulfur, wt %, max. (D1219 or D1323)	0.001 (c)	0.001 (c)
Aromatic Content, vol %, max. (D1319)	25.0	25.0
Olefin Content, vol %, max. (D1319)	5.0	5.0
Aniline Point, F (D611)
Acidity, mg KOH/gm, max. (ASTM D974 modified)	0.015(h)	...
Metering Properties and Cleanliness		
Gravity, °API (D287)	45.0-47.0	36.0-48.0
Net Heat of Combustion, BTU/lb, min. (D240)	18400	18300
or Aniline-Gravity Product, min. (D611 and D287)	5250	4500
Particulate Matter, (D2776) mg, max. origin Deliveries	4.0	...
Destination Deliveries	8.0	...
Stability		
Existent Gum, mg/100 ml (D331)	7	7
Total Potential Gum, mg/100 ml (D873) 16 hours aging	14	14
Thermal Stability, Preheater/Filter, F (D1660)	300/400	300/400
5 Hr. change in Pressure Drop, in Hg. max.	3.0	3.0
Preheater Deposits, max.	3	3
Burning Properties		
Smoke Point, mm, min. (D1322)	52.0 SVI (f) or	19.0 or
Luminometer No. min. (D1740)	60	50

(a) To be reported - not limited.

(b) To be measured before the addition of corrosion inhibitor, 70 minutes thereafter.

(c) May be waived by inspector if doctor sweet by Fed 5203.

(d) Addition of natural sulfur compounds is permissible.

Figura 8.3: Especificaciones de kerosenes para uso militar

Las turbinas marinas y terrestres normalmente funcionan con combustibles de menor costo, y especificaciones menos rígidas. La figura 8.4 ilustra algunas especificaciones típicas:

ESPECIFICACIONES TÍPICAS DE COMBUSTIBLES PARA TURBINAS DE GAS	
Diesel Oil:	<ul style="list-style-type: none"> • Viscosidad mínima: 35-45 SSU a 100° F • Cenizas: 0.01% en peso, máx. • Azufre: 0.7% en peso, máx. • Corrosión: 3, máx • Neutralización: 0.5, máx • Destilación: 10% máx. a 460° F
	85% máx a 675° F
	<ul style="list-style-type: none"> • Punto de escurrimiento: +5° C en verano, -5° C en invierno
Petróleo Crudo	<ul style="list-style-type: none"> • Calcio: 10 ppm máx. • Plomo: 5 ppm máx. • Sodio más Potasio: 5-10 ppm máx. • Vanadio: 2 ppm máx.
Fuel Oil Pesado (FOP)	<ul style="list-style-type: none"> • Cenizas total: 0.03% en peso, máx. • Plomo: 5 ppm máx. • Calcio: 10 ppm máx. • Sodio más Potasio: 5-10 ppm máx. • Vanadio: 2 ppm máx. • Viscosidad a 100° F: 1.8 cSt máx
Nafta	<ul style="list-style-type: none"> • Viscosidad a 100° F: 0.5 cSt mínimo.
Gas	<ul style="list-style-type: none"> • Sólidos: 30 ppm máx., de no más de 10μ • Azufre: 30 ppm máx. • Alcalis: 50 ppm máx. • Agua: 0.25% de sobresaturación, máx. • Condensables: nada por encima de 20° F • PCI: 300-5000 BTU/ft³ (2670-44500 kcal/m³) • Rango de inflamabilidad: 2.2 mínimo

Figura 8.4: Especificaciones de combustibles para uso industrial

Es de notar que los combustibles de uso industrial tienen límites especiales para las cenizas (corrosión), el vanadio y los álcalis (también causa de corrosión), la viscosidad (por problemas de bombeo a baja temperatura) y el punto de escurrimiento (congelación en aplicaciones marinas o bajas temperaturas ambientes).

8.2.3 Combustión, exceso de aire

Los combustibles pesados típicamente contienen compuestos de 8 a 12 carbonos, los líquidos livianos de 5 a 7 carbonos, y los gases de 1 a 4 carbonos.

La reacción de combustión se puede plantear de la forma usual, obteniéndose los parámetros usuales de fracciones en peso y volumen, relaciones aire/combustible, equivalencia, etc. Lo diferente es que en la turbina de gas, si bien en la zona de llama la combustión es aproximadamente estequiométrica, en general la relación aire/combustible es

muy pobre. Como ejemplo, con temperaturas de entrada y salida de 650 y 1700K (c_p de 1004 y 1250 J/s²K respectivamente), y un calor de reacción de 46 MJ/kg, podemos plantear:

$$G_c h_r = (G_a + G_c) c_p T_{sal} - G_a T_{ent},$$

y aproximar

$$\frac{G_a}{G_c} \cong \frac{h_r}{c_p T_{sal} - c_p T_{ent}} = 30.$$

Las turbinas de gas pueden operar con relaciones A/C aún mayores, hasta 70/1.

En la zona de llama, sin embargo, los límites de riqueza son mucho más estrictos, y están condicionados por los límites de inflamabilidad. La Figura 8.5 ilustra las condiciones de operación típicas para un kerosene:

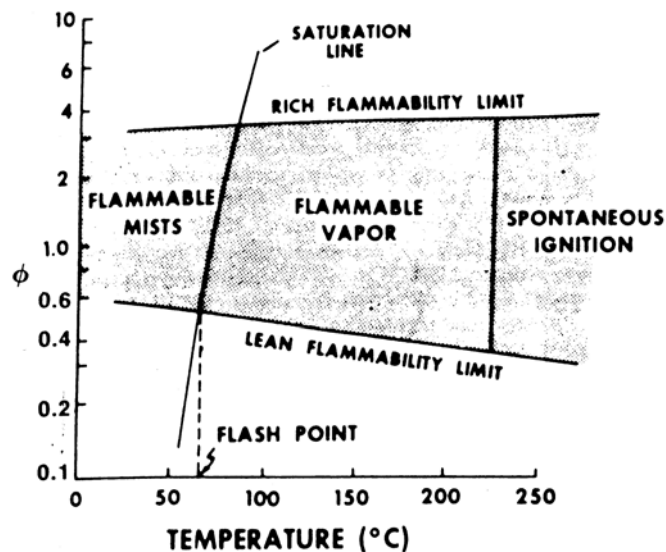


Fig. 9.1 Flammability Characteristics for a Kerosene-Type Fuel in Air at Atmospheric Pressure^{12, 14}

Figura 8.5: Inflamabilidad de mezclas de kerosene

El poder calorífico de los combustibles de tipo hidrocarburos es relativamente constante, del orden de las 10200 kcal/kg o 42600 kJ/kg. Por unidad de volumen, sin embargo, los combustibles son muy diferentes. Por ejemplo, si tomamos como datos las siguientes densidades:

Nafta, densidad 0.75
 Dieseloil, kerosene: 0.8
 GLP:0.6
 GNC a 200 atm:0.14

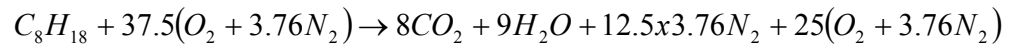
resulta que el dieseloil y el kerosene tienen la más alta densidad de energía por unidad de volumen, un 7% más que la nafta, un 33% más que el GLP y un 470% más que el GNC. Esto puede ser muy importante para las aplicaciones de volumen y/o peso de combustible limitado (aviones, barcos, locomotoras).

Otro punto a tener en cuenta es el calor latente de vaporización del agua producto de la combustión. Su valor estándar es de 2465 kJ/kg de agua, pero es importante calcularlo por kg de combustible, ya que así es igual a la diferencia entre los poderes caloríficos superior e inferior del combustible. Por ejemplo, 1 mol de C₈H₁₈ (peso molecular 114) produce 9 moles de H₂O (peso molecular 18), con lo que la diferencia es de

$$PCS - PCI = \frac{9 \times 18}{114} \times 2465 = 3503 \text{ kJ/kg comb.}$$

Para los combustibles más livianos la diferencia es mayor: para el metano CH₄ es de 5546 kJ/kg de combustible. Vale decir, el vapor de agua no condensado se lleva una parte más importante del calor de combustión.

El exceso de aire tiene su importancia en relación a la corrosión de los sistemas de escape. Consideremos por ejemplo la combustión del octano con un 200% de exceso de aire ($\phi=3$). Planteada la reacción de un solo paso se obtiene



De aquí resulta una fracción molar del agua igual a 0.0492, lo que a presión atmosférica (101325 Pa) equivale a una presión parcial de H₂O de 4983 Pa. De tablas obtenemos la temperatura de saturación del vapor de agua a esta presión, siendo de 33°C.

Por otra parte, sin exceso de aire resulta una fracción molar de agua de 0.141, una presión parcial de 14249 Pa, y una temperatura de saturación de 53°C.

Luego, con un 200% de exceso de aire podemos enfriar los gases de escape hasta 33°C sin que se condense el agua, mientras que en el caso sin exceso de aire debemos mantener el escape por encima de los 53°C. Es decir, podemos aprovechar algo del calor del escape sin correr el riesgo que se condense el agua y forme compuestos (por ejemplo, con azufre y sodio) corrosivos del sistema de escape.

El peso molecular del combustible también tiene su importancia. Si consideramos la combustión del metano y del octano, las relaciones aire/combustible en peso de ambos son similares, del orden de 16/1. Sin embargo, el gramo de combustible gasificado que debemos suministrar para los 16g de aire ocupa 0.2 litros en el caso del octano, y 1.4 litros para el metano. Es decir, para la misma potencia, el combustor deberá ser físicamente más grande.

Finalmente, el número de moles de los productos de combustión también debe ser considerado. Si consideramos nuevamente la combustión (estequiométrica) del metano y el octano, obtenemos que por cada gramo de combustible se obtienen más moles (litros) de productos con el combustible más liviano (metano). Luego, por unidad de masa de combustible (por unidad de energía entregada) se obtienen productos con más volumen, lo que causa mayor velocidad de escape y mayor empuje de la turbina o mayor potencia entregada al eje.

8.3 Aspectos físicos

8.3.1 Combustión de rocíos

La combustión de rocíos de combustibles líquidos en aire es un tema muy complejo, cuyos aspectos teóricos y prácticos están lejos de ser totalmente conocidos. Sin embargo, se pueden hacer las siguientes consideraciones:

El combustible quema en fase gaseosa, no líquida, formando una pluma de llama del orden de 20 a 30 diámetros de largo. En la pluma se presentan procesos de evaporación, difusión mutua, mezcla y combustión. Al ser la llama continua la ignición se produce por aumento de la temperatura de la mezcla, por lo que es importante la velocidad a la que el fluido evapora.

La evaporación del fluido consume un calor latente, calor que es recibido de la llama por radiación y conducción. A medida que la gota evapora su área disminuye con el cuadrado del radio, pero su masa (volumen) con el cubo del radio. Luego, la absorción de calor se acelera, y puede concluir en la evaporación simple, la ebullición y/o explosión de la gota, o la coquización de la gota formando esferas de carbón o ceniza.

Es por consiguiente vital el control del tamaño y la distribución de tamaño de las gotas del rocío.

8.3.2 Inyección

El combustible sale del inyector como un chorro de líquido que inicialmente forma hilos, luego se rompe en largos de hilos, y finalmente forma gotas, típicamente de entre 10 y 200 μ.

La velocidad del chorro básicamente controla no sólo el caudal másico sino también la atomización, vale decir, el tamaño de gota. Luego, sería necesario tener un área variable para poder cambiar separadamente el caudal manteniendo la velocidad y el tamaño de gota. Esto no es práctico en los tamaños de orificio usuales, y se adoptan otras soluciones a este problema, como ser:

- Rotadores mecánicos para impulsar el chorro y acentuar la rotura de hilos (Figura 8.6)

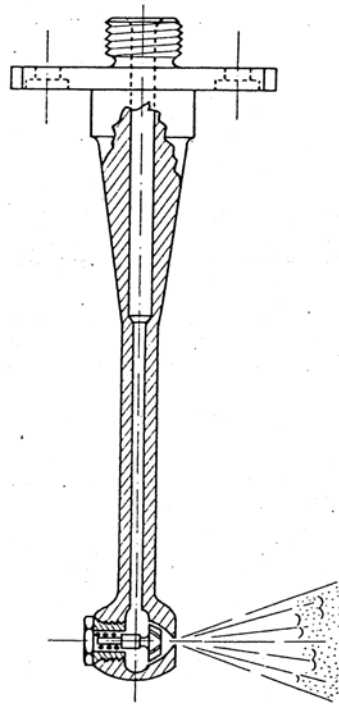


Fig. 105. — Inyector de combustible del JUMO 004.

Figura 8.6: Inyector con rotador mecánico

- Inyectores con piloto (Duplex) que acentúa la rotura de hilos (Figura 8.7):

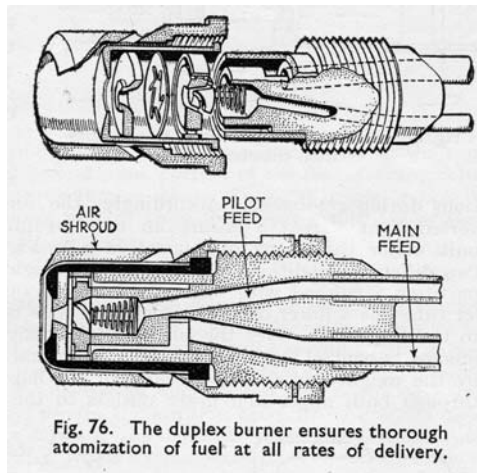


Fig. 76. The duplex burner ensures thorough atomization of fuel at all rates of delivery.

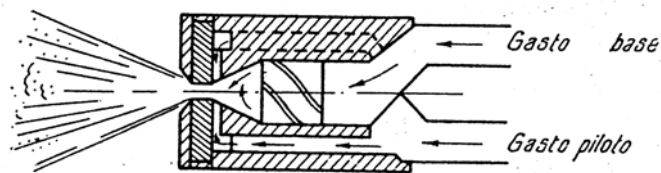


Fig. 107. — Inyector doble del ATAR 101.

Figura 8.7: Inyectores Duplex

- Inyectar a muy alta presión, con lo que los menores caudales aún se producen con muy altas presiones de inyección, y el tamaño de gota no varía tanto. Esta técnica tiene el problema que los orificios de inyección resultan muy pequeños, y susceptibles a taparse con partículas de suciedad.
- Inyectar con el combustible aire a alta presión, lo que favorece la rotura de hilos.

Otro problema a considerar es la carbonización del combustible en el pico: la cercanía de la llama puede carbonizar el combustible que moja los bordes del pico, formando depósitos que interfieren con el chorro y degradan la atomización. Una técnica para contrarrestar esto es la de lavar el frente del inyector con combustible, manteniéndolo frío y libre de depósitos (Figura 8.8):

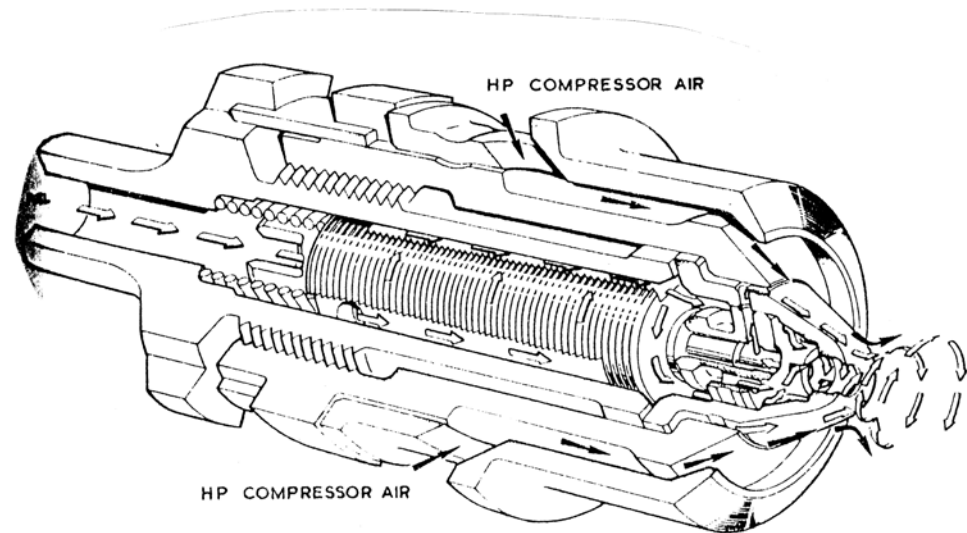
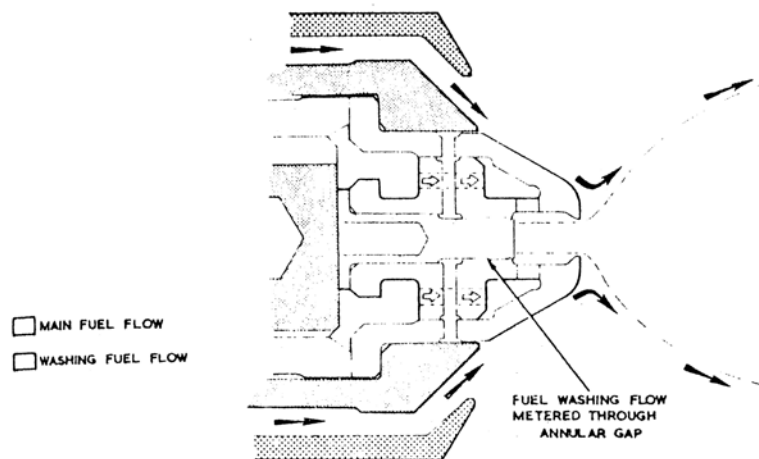


ILLUSTRATION SHOWING PATH OF WASHING FUEL



FUEL WASHED ANTI-CARBON BURNER

Figura 8.8: Inyector con lavado por combustible

8.3.3 Mezcla y difusión

Al evaporar la gota el combustible evaporado tendería a permanecer cerca de la gota; esto aumenta la concentración y por lo tanto la presión parcial de combustible cerca de la superficie, retardando la evaporación subsiguiente. Además, esto afecta más a las fracciones de hidrocarburos más pesadas y menos a las livianas, con lo que la gota se vuelve más densa y aumenta el riesgo de coquización. Es necesario entonces barrer el combustible evaporado de las cercanías de la gota para acelerar la evaporación.

Esto se logra creando un flujo altamente turbulento, pero a costa de una pérdida de presión total por la creación de turbulencia, que es un proceso típicamente irreversible. Es necesario balancear el nivel de turbulencia con una adecuada atomización y control del rango de tamaños de gota para asegurar la penetración adecuada, es decir, el largo de la pluma de llama, sin llegar a la coquización o el lavado de las paredes de la cámara con gotas sin evaporar.

Además, la generación de turbulencia debe ser adecuada para todo el rango de flujo másico.

La difusión turbulenta es de vital importancia pues controla la riqueza de la mezcla en la zona de llama. En la zona primaria generalmente se diseña para condiciones estequiométricas, pero los altos niveles de turbulencia hacen necesario proveer un sostén de llama, como se verá.

8.4 Quemado

8.4.1 Velocidad de llama

La llama es de difusión turbulenta, por lo que su velocidad no está definida y depende del nivel de turbulencia. La Figura 8.9 muestra velocidades típicas de llamas de kerosene según la riqueza de la mezcla, y una velocidad típica en la zona primaria del combustor del orden de los 40 m/s:

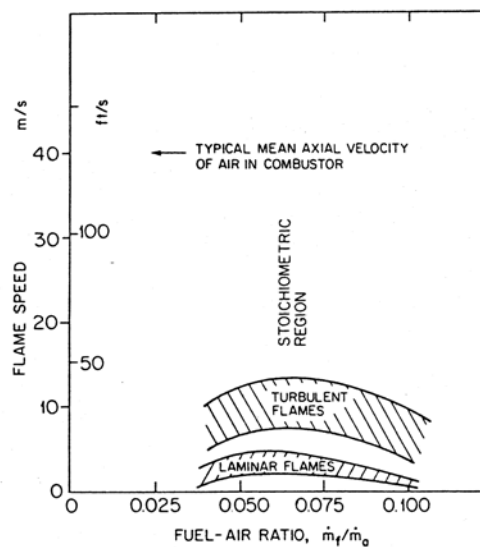
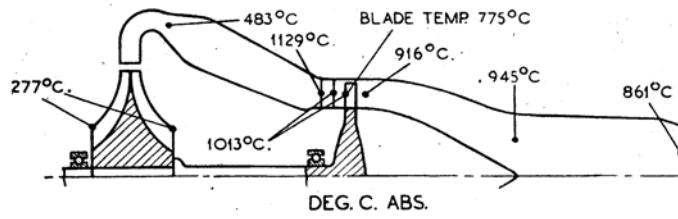


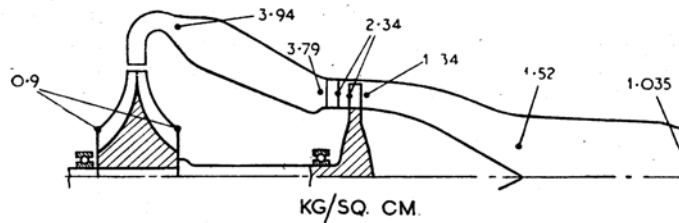
Figure 12.1 Flame speed versus fuel-air ratio.

Figura 8.9: Velocidades de llamas de kerosene

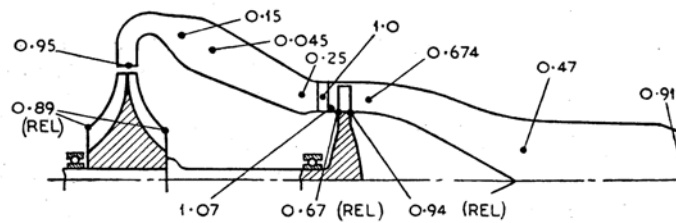
La velocidad del flujo en la cámara de combustión se ilustra en la Figura 8.10, en términos de números de Mach. A las temperaturas esperables esto equivale a unos 70 m/s a la entrada, reduciendo a unos 25-30 m/s en la zona primaria. Luego, es necesario no sólo una llama turbulenta sino también, como se dijo, retención de llama para evitar su soplado corriente abajo:



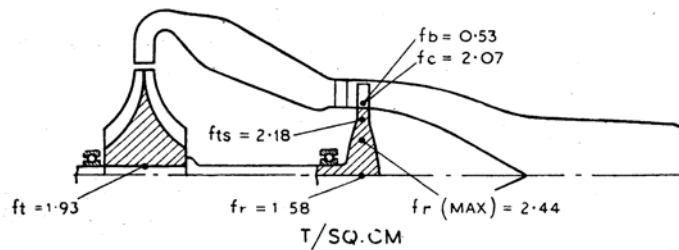
Variation of temperature.



Variation of pressure (1 kg./sq. cm. = 14.22 lb./sq. in.)



Variation of Mach number.



Principal stresses in the moving components. f_t = tangential stress at the impeller bore (12.28 tons/sq. in.). f_r = radial stress in the turbine disc (f_r max = 15.49 tons/sq. in.). f_{ts} = the radial stress in the disc rim between blade root fittings. f_b = the gas bending stress on the blades (3.39 tons/sq. in.). f_c = the centrifugal stress on blades.

Fig. 206. Working conditions in a Whittle-type turbine-jet unit.

Figura 8.10: Condiciones típicas en turbinas de gas

8.4.2 Ignición, energía mínima

Supongamos una esferita de mezcla de oxidante y combustible en condiciones p_0, T_0 , en concentraciones molares x_c, x_o . Para iniciar la combustión es necesario llevar la esferita a una temperatura tal que el calor liberado iguale o exceda el calor perdido a través de la superficie.

La velocidad de reacción de la mezcla en moles por segundo y por metro cúbico está dada por una fórmula de tipo de Arrhenius:

$$\omega = \sigma^2 A x_c x_o e^{-E/RT}$$

donde E es la energía de activación, σ la densidad molar (moles por metro cúbico) y A un factor propio de la reacción química (metros cúbicos por mol-segundo).

Si Q es el calor de reacción en Joules por mol, y el volumen de la esferita es $\frac{4}{3}\pi r^3$, el calor liberado por unidad de tiempo es

$$\frac{4}{3}\pi r^3 Q \sigma^2 A x_c x_o e^{-E/RT} \text{ [J/s]}$$

Si k es el coeficiente de transmisión del calor a través de la superficie de la esferita el calor transmitido será

$$kS \frac{dT}{dr} \cong k4\pi r^2 \frac{T - T_0}{r} = 4\pi rk(T - T_0)$$

Igualando despejamos el radio de la esferita:

$$r = \left[\frac{3k(T - T_0)e^{E/RT}}{AQx_c x_o \sigma^2} \right]^{1/2}$$

La energía necesaria para llevar la esferita de T_0 a T será:

$$H = \frac{4}{3}\pi r^3 \sigma c_p (T - T_0)$$

siendo c_p el calor específico molar a presión constante. Reemplazando el valor del radio:

$$H = \frac{4}{3}\pi \sigma c_p (T - T_0) \left[\frac{3k(T - T_0)e^{E/RT}}{AQx_c x_o \sigma^2} \right]^{3/2}$$

Podemos abreviar:

$$H \propto \frac{1}{\sigma^2 (x_c x_o)^{3/2}}$$

Como la densidad molar es $\sigma = p/\mathfrak{R}T$, siendo \mathfrak{R} la constante universal, resulta la energía mínima de ignición

$$H \propto 1/p^2$$

La energía mínima de ignición es inversamente proporcional al cuadrado de la presión, lo que tiene implicancias para, por ejemplo, el reencendido a gran altura en turbinas de aviación, y el arranque de turbinas de gas en general.

Por otra parte,

$$H \propto \frac{1}{(x_c x_o)^{3/2}}$$

Como la suma de la fracciones molares debe ser uno, debe haber un valor máximo de su producto, que hará mínima a H. Este valor resulta ser ligeramente superior al estequiométrico, como muestra la Figura 8.11:

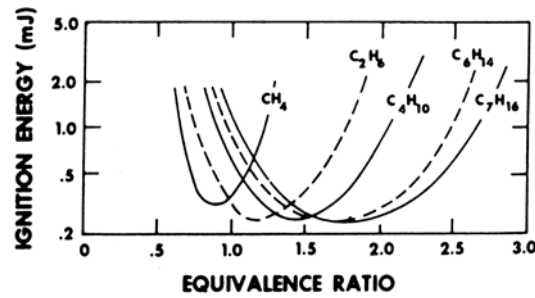


Figure 9.2 Minimum Ignition Energies at Standard Temperature and Pressure^{12, 15}

Figura 8.11: Energías mínimas de ignición para varios hidrocarburos en función de la riqueza

8.4.3 Retardo

De la expresión de la velocidad de reacción deducimos que el tiempo necesario para alcanzar la temperatura de ignición es función de la temperatura inicial

$$t \propto e^{E/RT_0}$$

La Figura 8.12 muestra algunos tiempos de retardo característicos de combustibles en aire:

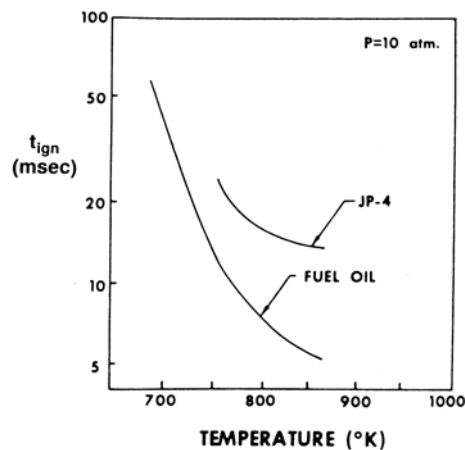


Figure 9.3 Ignition Delay Times for Practical Fuels^{12, 14}

Figura 8.12: Tiempos de retardo de ignición

8.5 Valores característicos de diseño

El diseño de cámaras de combustión para turbinas de gas se basa sobre todo en la experiencia y el ensayo, ya que son demasiado complejas aún con las herramientas computacionales actuales para modelarlas con precisión en base a modelos teóricos. El prediseño o selección de tamaños y parámetros se basa en el uso de valores característicos que pueden estimarse como sigue:

8.5.1 Tiempos

Los tiempos característicos de ignición se ilustran en la Figura 8.13 en función de la riqueza de la mezcla:

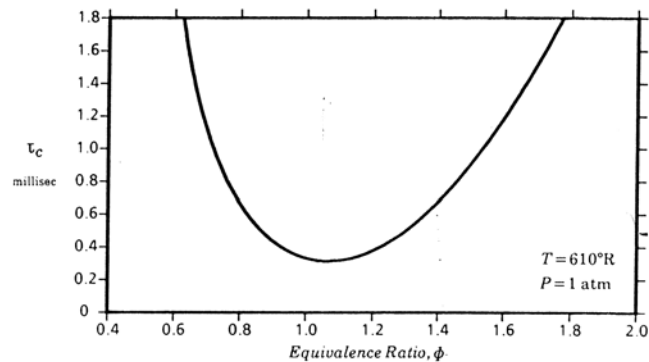


Fig. 9.24 Variation of Characteristic Ignition Time with Equivalence Ratio¹²

Figura 8.13: Tiempos característicos de ignición

Estos tiempos son los que la mezcla debe permanecer en la zona primaria para encender correctamente; caso contrario la llama sería soplada corriente abajo (blowoff). Si, como es usual, hay en la zona primaria una zona de recirculación para retener la llama, de longitud L y la velocidad media del flujo es V , el tiempo característico debiera ser menor que el tiempo de residencia en la zona de recirculación, L/V .

También se encuentra que el tiempo característico es inversamente proporcional a la presión y a la temperatura elevada a una potencia del orden de 2.5. Ambas observaciones tienen influencia en el diseño de la zona de recirculación o retención de llama para el encendido y reencendido a gran altura.

8.5.2 Escala transversal

El valor característico es un área de referencia, relacionada al caudal volumétrico a través de las ecuaciones de flujo conocidas. Valores usuales de número de Mach son $M=0.05$ a la entrada (zona primaria), $M=1$ en la salida a toberas, $M=0.15-0.2$ entre el tubo de llama y la caja de aire. La relación de aspecto largo/ancho es comúnmente del orden de 3-4.

8.5.3 Escala longitudinal

El tiempo de residencia se asume inversamente proporcional a la velocidad de reacción. Como la velocidad de reacción es proporcional a las fracciones molares de los reactantes (elevadas a ciertos exponentes) y (del estudio de energía mínima de ignición) a la raíz cuadrada de la temperatura, podemos asumir el tiempo de residencia

$$t_{res} \propto 1/p^n$$

El tiempo de residencia en una cámara de sección A y caudal volumétrico Q es LA/Q . Reemplazando para el caudal volumétrico las ecuaciones de flujo compresible resulta

$$L \propto \frac{1}{\sqrt{T_t} P_t^{n \left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right)}}$$

siendo T_t y p_t los valores de remanso a la salida de la cámara. Experimentalmente se encuentra que el exponente n vale 1.8 para bajas presiones y 1.0 para altas presiones, con lo que el exponente de p resulta ser de orden unitario. Luego:

$$L \propto \frac{1}{\sqrt{T p}}$$

Resumiendo, la longitud de la cámara es inversamente proporcional a la presión y la raíz cuadrada de la temperatura, y no es función de la potencia. Es por esto que en las turbinas primitivas, de baja presión y temperatura, las cámaras eran más largas que las actuales.

8.6 Intensidad de combustión

Otro valor característico de prediseño es la intensidad de combustión, medida en $\text{MW}/\text{m}^3 \cdot \text{atm}$ (Figura 8.14):

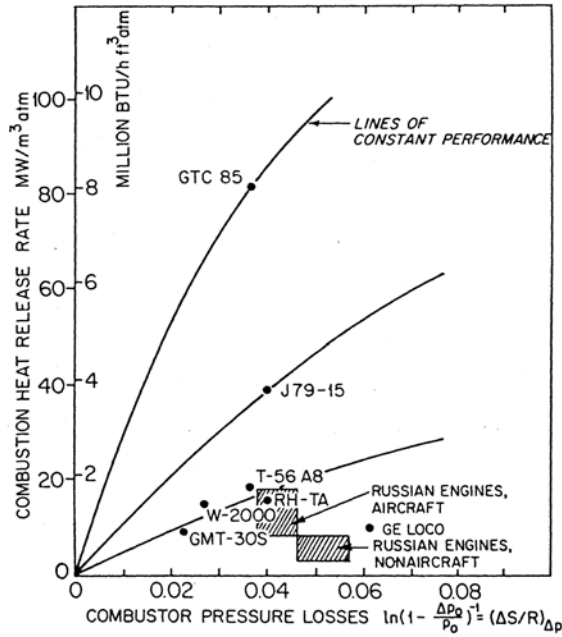


Figure 12.4 Combustion intensity versus losses.

Figura 8.14: Intensidad de combustión y pérdidas de presión en la cámara

Esto nos permite estimar el volumen de la cámara.

Como ejemplos de comparación, una caldera de vapor de 30 MW trabajando a presión atmosférica tiene un volumen de aproximadamente 400 m³, lo que da una intensidad de combustión del orden de 0.8. La turbina T56, trabajando a 10 atmósferas, tiene una intensidad de combustión más de 20 veces superior.

En este último caso, la liberación de calor es de 20x10=200 MW/m³. Un motor de CI alternativo de 1500 cc de máxima performance (motor de F1 turbocargado) ronda los 500 HP, o 220 MW/m³.

8.7 Diseño

8.7.1 Tipos de combustores

Los combustores primitivos consistían en cámaras separadas, aproximadamente cilíndricas, denominadas latas (cans), interconectadas para asegurar el encendido. Para alivianar el diseño y uniformizar la presión se adoptó luego el diseño de latas para el tubo de llama y envoltura anular para la caja de aire, forma que se llamó en inglés "cannular". Finalmente, cuando se pudo asegurar la simetría del flujo y la combustión se adoptaron las cámaras totalmente anulares. La Figura 8.15 muestra las distintas formas:

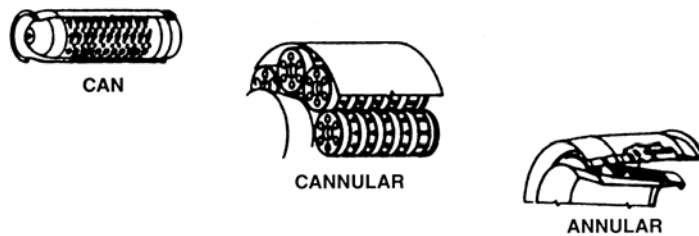


Fig. 9.10 Main Burner Types¹²

Figura 8.15: Tipos de cámaras de combustión