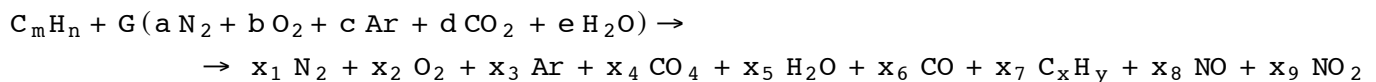


## XI.- CONTAMINACIÓN POR TURBINAS DE AVIACIÓN

Los turborreactores lanzan a la atmósfera, principalmente, tres tipos de compuestos químicos:

- a) Compuestos del aire ambiente:  $N_2$ ,  $O_2$  y Ar
- b) Productos de combustión completa:  $CO_2$  y  $H_2O$
- c) Contaminantes, que son inquemados: CO, CH y humos, así como  $NO_x$

La reacción química global se puede expresar en la forma general siguiente:



Las concentraciones de cada contaminante emitido dependen tanto de las condiciones de funcionamiento de la cámara de combustión, como de la tecnología utilizada.

$$\text{Contaminación nivel (OACI), } \left\{ \begin{array}{l} HC \mapsto 19,6 \text{ g/kN} \\ CO \mapsto 118 \text{ g/kN} \\ NO_x \mapsto 108 \text{ g/kN} \end{array} \right.$$

### XI.1.- FORMACIÓN DE CONTAMINANTES

**CO e hidrocarburos no quemados HC.-** Son productos intermedios de la combustión del carburante, cuya oxidación completa da lugar al  $CO_2$ . Las reacciones de oxidación dependen de la presión, temperaturas locales, riquezas locales de la mezcla y tiempo de permanencia.

La influencia de las condiciones termodinámicas sobre los niveles de CO e hidrocarburos no quemados se puede evaluar, por ejemplo, a partir del *parámetro de carga aerodinámica* W, Fig XI.1 y XI.2, que permite observar la influencia de la presión de entrada  $p_e$ , temperatura de entrada  $T_e$ , gasto másico de aire  $G_{aire}$  y volumen de la cámara de combustión V. A partir de estas curvas se puede predecir, durante la fase de dimensionamiento de la cámara, los niveles de contaminación debidos a los inquemados emitidos por el motor en todos los regímenes de funcionamiento. Se observa que dichos contaminantes se producen sobre todo en el funcionamiento al ralentí.

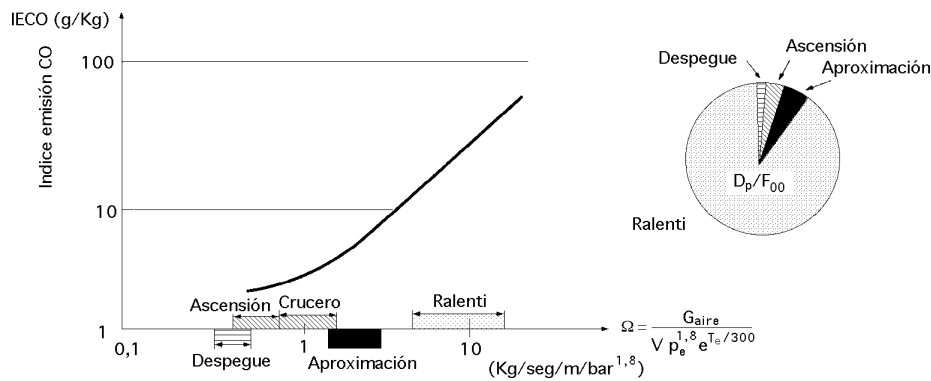


Fig XI.1.- Influencia de las condiciones de funcionamiento de la cámara de combustión sobre el índice de emisión del CO (IECO)

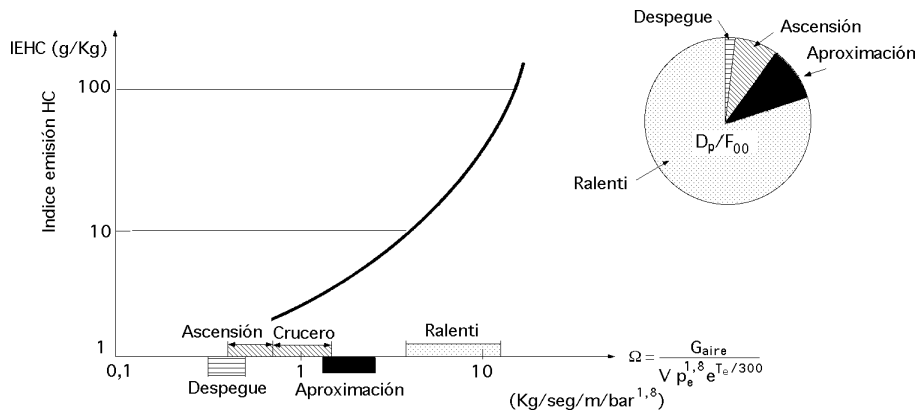


Fig XI. 2.- Influencia de las condiciones de funcionamiento de la cámara de combustión sobre el índice de emisión de hidrocarburos no quemados (IECH)

No se tienen en cuenta en el parámetro de carga aerodinámica las características de la carburación, el reparto de aire en la camisa interior y fenómenos tales como el enfriamiento por el aire de refrigeración de las paredes o por el aire de dilución (aire terciario), que influyen en la producción de inquemados.

El *parámetro de contaminación*  $\frac{D_p}{F_{00}}$  se define en la forma:

$$\frac{D_p}{F_{00}} = \frac{\text{Masa de contaminante emitida durante el ciclo 'aterizaje-despegue'}}{\text{Empuje de despegue}} \frac{g}{kN}$$

**Óxidos de nitrógeno.**- Se forman esencialmente en las zonas de alta temperatura. En las condiciones de funcionamiento de un turborreactor, las reacciones de oxidación son más lentas que las de combustión del carburante por lo que las concentraciones resultantes están lejos del equilibrio químico, siendo prácticamente proporcionales al tiempo de permanencia. Para predecir la influencia de las condiciones termodinámicas sobre los niveles de dichos óxidos se utiliza un parámetro  $\sigma$ , Fig XI.3, que se obtiene a partir de resultados experimentales, y que permite deducir la influencia de la presión  $p_e$ , la temperatura de entrada  $T_e$  y el gasto másico de aire  $G_{aire}$  (o tiempo de permanencia).

Se observa que los  $NO_x$  se producen sobre todo en condiciones de gran carga. En las fases de *vuelo ascendente y despegue* se emite aproximadamente 3/4 partes de la masa total de  $NO_x$ . La riqueza de funcionamiento de la cámara de combustión es otro parámetro del que dependen las emisiones contaminantes. Teniendo en cuenta la complejidad interna del tubo de combustión, las riquezas y temperaturas locales de la mezcla que se realiza en la zona primaria son las que controlan los procesos químicos; si se mejora la mezcla o se hace una premezcla, se puede reducir el nivel de los  $NO_x$  emitidos.

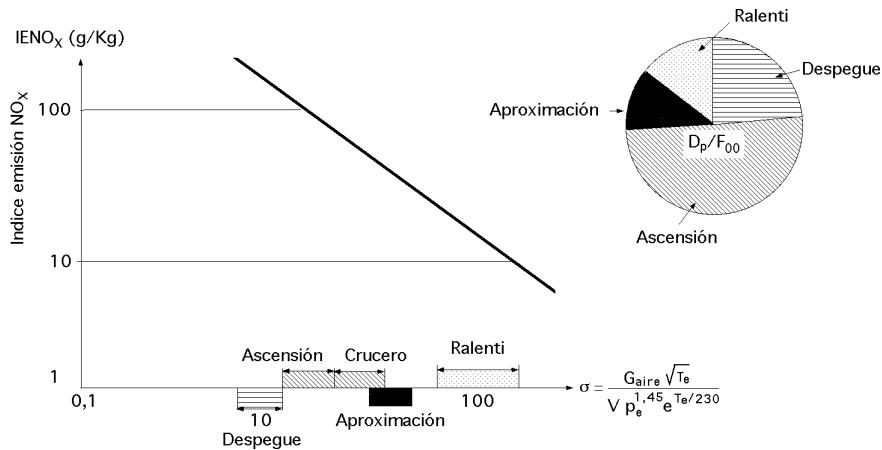


Fig XI.3.- Influencia de las condiciones de funcionamiento de la cámara de combustión sobre el índice de emisión del NO<sub>x</sub>(IENO<sub>x</sub>)

**Humos.-** Los humos son inquemados producidos bajo condiciones de alta presión, en zonas de la cámara en las que la riqueza local es elevada, principalmente en la zona primaria. Por el contrario, en la

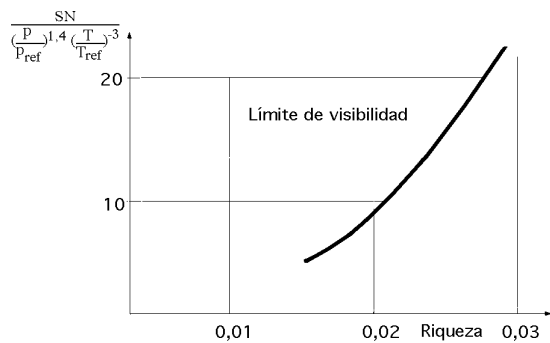


Fig XI. 4.- Influencia de las condiciones de funcionamiento de la cámara de combustión sobre la emisión de humos

zona de dilución (terciaria), debido a la oxigenación de los gases y a que las temperaturas son todavía elevadas, se observa en general una combustión de las partículas de carbono y, por lo tanto, una disminución de los humos.

El nivel de humos emitidos por un turborreactor aumenta con la presión y con la riqueza de funcionamiento de la cámara de combustión, y disminuye con la temperatura en la zona de dilución, en donde existe menor temperatura y aire terciario fresco,

Fig XI.4; el fenómeno de combustión de los humos en la zona de dilución supera, en general, a su producción en la zona primaria.

## XI.2.- IMPACTO DEL DIMENSIONAMIENTO DE LAS CÁMARAS DE COMBUSTIÓN SOBRE LA CONTAMINACIÓN

Los niveles de contaminación de una turbina se pueden prever si se conoce la tecnología de la cámara. Para su determinación se han establecido algunas metodologías, habiéndose observado una buena similitud entre los valores calculados y las medidas realizadas a la salida de la cámara de combustión, permitiendo establecer la influencia de algunos parámetros, como el reparto de aire y carburante en la cámara, así como las características del sistema de inyección (tamaño y dispersión de las gotitas). Como no se pueden tener presentes al mismo tiempo todos los parámetros termodinámicos, hay que establecer entre ellos algún tipo de compromiso, ya que se ha observado que las condiciones de funcionamiento del motor pueden conducir a situaciones contradictorias; por ejemplo, un aumento del volumen de la cámara de combustión, produce un aumento del tiempo de permanencia, lo que provoca una disminución de los niveles de inquemados durante el funcionamiento al ralenti y un aumento de los NO<sub>x</sub> durante los períodos más revolucionados. Para una mismas condiciones iniciales, al acortamiento de la cámara de combustión reduce la emisión de NO<sub>x</sub> pero esto puede dar lugar a niveles de humos más elevados, Fig XI.6.

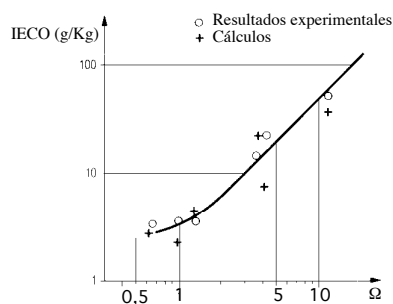


Fig XI. 5.- Comparación de los índices de CO calculados y medidos

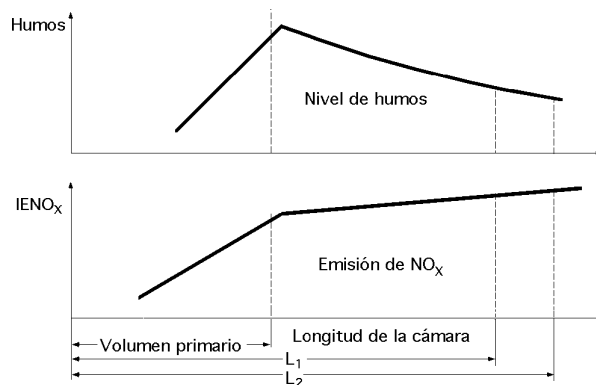


Fig XI.6.- Influencia de la longitud de la cámara

Las consideraciones a tener en cuenta para eliminar la contaminación a nivel del dimensionamiento de la cámara de combustión de un motor, entran en competencia con otras prestaciones como, pérdidas de carga, temperatura de las paredes, encendido, reencendido en vuelo, estabilidad, distribución de las temperaturas de salida, etc, por lo que las opciones tecnológicas se deben seleccionar teniendo en cuenta el conjunto de las prestaciones y las condiciones de funcionamiento del motor.

### XI.3.- REDUCCIÓN DE LA CONTAMINACIÓN

Las turbinas de aviación están sujetas a las normas internacionales (OACI) en las que se definen los límites recomendados para los diferentes contaminantes. Los  $\text{NO}_x$  son los gases de combustión que crean el mayor problema ya que, aunque los niveles de inquemados CO e hidrocarburos HC, han disminuido de forma importante en las últimas generaciones de turbinas, no ocurre lo mismo con los  $\text{NO}_x$ . Los avances realizados en el campo de la combustión y, sobre todo, en el acortamiento de las cámaras de combustión, permiten evitar que un aumento de la relación de compresión en las turbinas, incremente la producción de  $\text{NO}_x$ . Si para una misma tecnología de la cámara, la relación de compresión de las turbinas futuras siguen aumentando, los  $\text{NO}_x$  van a aumentar también, y será más difícil cumplir la normativa actual, Fig XI.7. El acortamiento de las cámaras y los avances en la combustión contribuyen a que el aumento de la relación de compresión suponga un mayor aumento de  $\text{NO}_x$ .

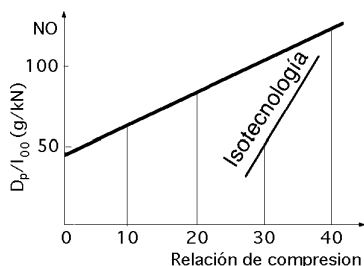


Fig XI.7.- Influencia de la relación de compresión sobre la emisión de  $\text{NO}_x$

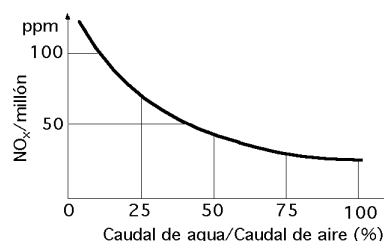


Fig XI.8.- Influencia de la inyección de agua en una cámara de combustión THM

Un problema adicional, en el caso de los aviones supersónicos civiles es el de la contaminación en altura, y la influencia de los  $\text{NO}_x$  en la destrucción de la capa de ozono, siendo estos contaminantes los que, actualmente, exigen un mayor esfuerzo a los proyectistas de este tipo de motores.

### XI.4.- ALGUNAS TECNOLOGÍAS UTILIZADAS PARA REDUCIR LA CONTAMINACIÓN

**Inyección de agua o de vapor.-** El nivel de los  $\text{NO}_x$  se puede reducir disminuyendo las temperaturas lo-

cales de la llama, por ejemplo, inyectando agua o vapor de agua en la cámara de combustión. Se ha comprobado que en las turbinas industriales THM, una inyección de agua equivalente al gasto másico de carburante:

$$\frac{\text{Caudal de agua}}{\text{Caudal de carburante}} = \frac{1 \text{ litro}}{100 \times \frac{1000}{1,293} \text{ litros}} = \frac{1}{77300} \frac{\text{litro}}{\text{litro}}$$

puede disminuir hasta cuatro veces los niveles de  $\text{NO}_x$ , Fig XI.8. Sin embargo, esta solución es difícil de aplicar en las turbinas de aviones.

**Inyección de amoniaco.**- Otra solución consiste en intentar eliminar los  $\text{NO}_x$  mediante inyección de un agente reductor, por ejemplo, amoníaco; esto implica:

- a) Un dispositivo de detección del contenido de  $\text{NO}_x$  en los gases de escape
- b) Un sistema de regulación que dosifique el gasto másico del agente reductor  $\text{NH}_3$  que debe ser inyectado
- c) Una cámara de reacción de volumen suficiente como para permitir se produzcan las reacciones químicas del  $\text{NO}_x$  con el  $\text{NH}_3$ , solución que resulta poco adaptable a las turbinas de aviación.

**Cambio de carburante.**- Las turbinas industriales se proyectan para ser utilizadas con diferentes carburantes (gasóleo, gas natural, gas pobre, alcohol, etc). La experiencia demuestra que, debido a que la temperatura de la llama es más baja, los carburantes con un poder calorífico débil dan lugar, para un mismo diseño de la cámara de combustión, a niveles de  $\text{NO}_x$  más bajos y a niveles de CO e hidrocarburos no quemados más altos.

La utilización de carburantes de bajo poder calorífico da lugar a consumos específicos mayores, necesitando, una mayor cantidad de carburante para un mismo cometido.

Estas soluciones, aplicables a las turbinas industriales de gas, lo son difícilmente a las turbinas de aviación, ya que dan lugar a un mayor consumo.

**Mejora del sistema de inyección.**- La mejora de los sistemas de inyección disminuye los CH por cuanto los niveles de contaminación emitidos dependen mucho del rendimiento del sistema de inyección.

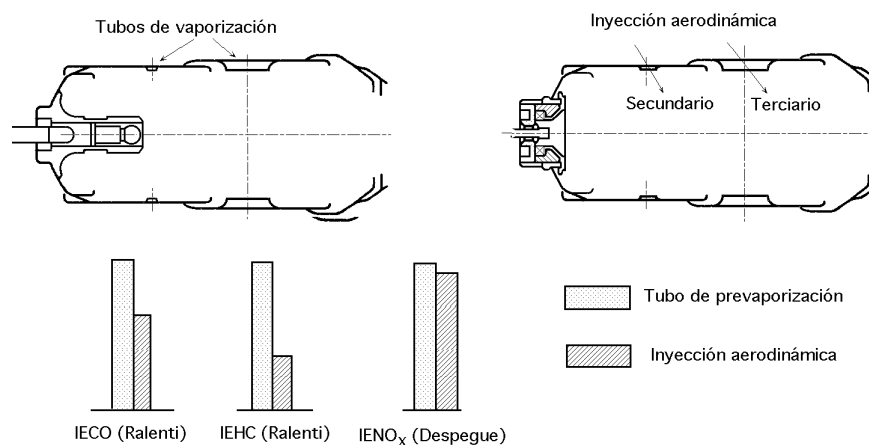


Fig XI.9.- Mejora del sistema de inyección

La calidad de la mezcla (aire-carburante) y su distribución en la zona primaria de la cámara de combustión, condicionan las riquezas y temperaturas locales. Una mejora del sistema de inyección es, por lo tanto, una importante vía para reducir la contaminación; la sustitución de los tubos de vaporización por

una inyección aerodinámica, Fig XI.9 y 10, ha dado lugar a importantes mejoras en la emisión de contaminantes, especialmente en los inquemados.

**Optimización del reparto de aire.-** Los niveles de contaminación emitidos dependen también del reparto de aire en el tubo de llamas; la fracción del gasto másico de aire que alimenta la zona primaria, la difusión e incluso el gasto másico de refrigeración, se deben regular para obtener el mejor compromiso entre las diferentes prestaciones.

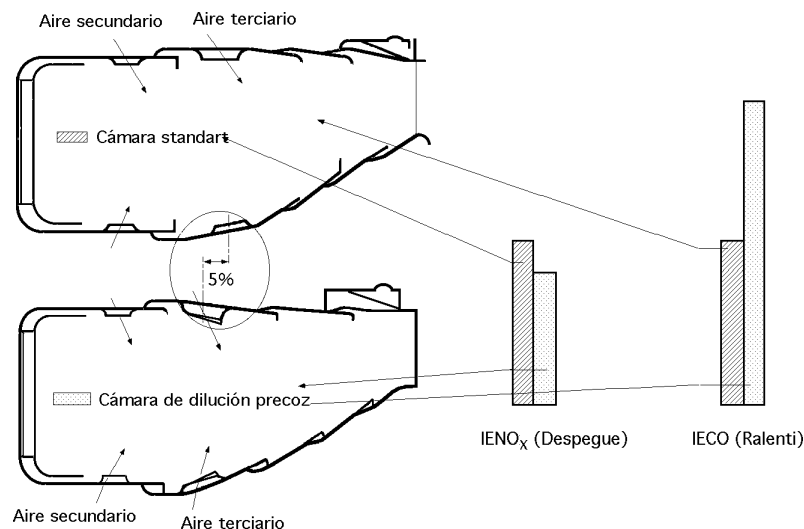


Fig XI.10.- Cámara de dilución precoz

Sin embargo, la optimización del reparto de aire en el tubo de llamas no permite establecer un compromiso entre las prestaciones y las sustancias contaminantes; en la Fig XI.10 se muestra que si se modifica en una cámara la posición de los orificios de dilución (aire terciario), la contaminación de los  $NO_x$  disminuye, pero ésto da lugar a una reducción del volumen de la cámara, en donde la temperatura es elevada, provocando un aumento de los niveles de inquemados CH.

**Optimización del reparto de carburante.-** En esta situación no se reducen los  $NO_x$ . En condiciones de baja carga, se puede optimizar la estequiometría de la zona primaria, regulando el reparto de carburante entre los inyectores, pero este tipo de solución exige un sistema de alimentación de carburante más complejo, no siendo válida para regímenes elevados; por lo tanto, no da lugar a reducciones directas de los niveles de  $NO_x$ , sino que favorece una débil producción, mejorando el compromiso entre el funcionamiento al ralenti y el funcionamiento a plena carga.

**Acortamiento de la cámara de combustión.-** El acortamiento de la cámara permite reducir el tiempo de permanencia al tiempo que limita la formación de los  $NO_x$ . La relación (longitud/diámetro) ha disminuido en un 30% en 30 años, lo cual ha sido posible por un mejor control de la aerodinámica interna del tubo de llamas que ha permitido acortar las cámaras sin aumentar la complejidad de las temperaturas de salida, y sin aumentar los inquemados, permitiendo obtener en las turbinas modernas niveles de  $NO_x$  equivalentes a los de los antiguos motores, a pesar del aumento de las relaciones de compresión.

**Acción sobre el ciclo del motor.-** El parámetro de contaminación definido en las normas internacionales es la masa de contaminante  $D_p$  emitida durante el ciclo de *aterrizaje-despegue* con relación al empuje de

despegue:

$$\frac{D_p}{F_{00}} = \frac{\text{Masa de contaminante emitida durante el ciclo "atterrizaje-despegue"}}{\text{Empuje de despegue}} \frac{\text{g}}{\text{kN}} = k C_s (\text{IE})$$

en la que (IE) es un índice de emisión que representa el nivel tecnológico de la cámara de combustión, y  $C_s$  es el consumo específico ligado al ciclo del motor.

Esto indica que, para disminuir el parámetro ( $D_p/F_{00}$ ) el constructor tiene dos posibilidades:

- a) *Mejorar la cámara de combustión.*
- b) *Seleccionar un ciclo que dé lugar a un menor consumo específico*

La consecuencia directa de la mejora del consumo específico en todas las turbinas modernas, con alta relación de dilución y en las turbinas tipo *propfan*, es la disminución de los niveles de contaminación.

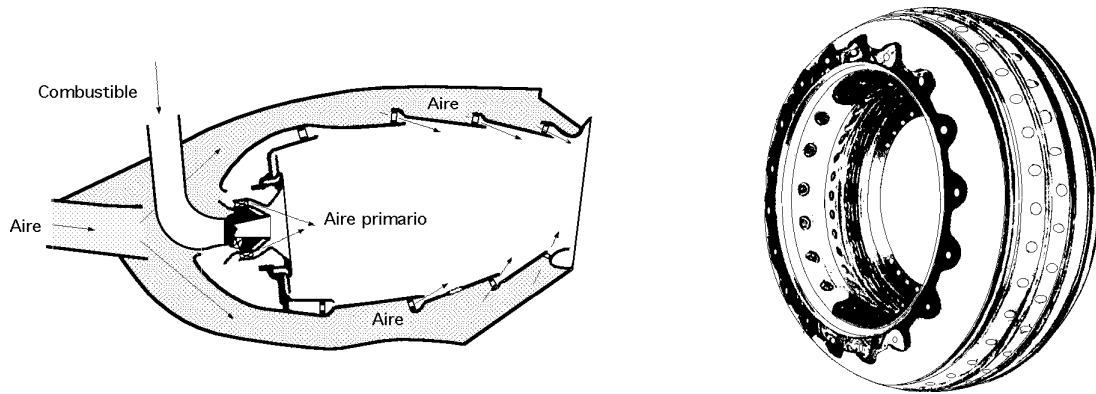
### XI.5.- TECNOLOGÍA ACTUAL

Las diferentes técnicas de reducción expuestas, aplicadas a las turbinas modernas actualmente en servicio, han permitido reducir considerablemente los niveles de emisión de inquemados. Se han optimizado el sistema de inyección, el reparto de aire y carburante, etc, pero estas mejoras incrementan los  $\text{NO}_x$  debido al aumento de las relaciones de compresión de las turbinas.

La cámara de combustión representada en la Fig XI.11 es ultracorta ( $L/A = 1,75$ ) y ha sido adaptada a un ciclo de motor *propfan* dando lugar a un bajo consumo específico, con niveles de contaminación bastante por debajo de los límites vigentes, obteniéndose los siguientes resultados:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{CO: } \frac{D_p}{F_{00}} = 34 \frac{\text{g}}{\text{kN}} ; \text{ Límite (OACI), } 118 \\ \text{Hidrocarburos no quemados: } \frac{D_p}{F_{00}} = 3 \frac{\text{g}}{\text{kN}} ; \text{ Límite (OACI), } 19,8 \\ \text{NO}_x : \frac{D_p}{F_{00}} = 46 \frac{\text{g}}{\text{kN}} ; \text{ Límite (OACI), } 108 \end{array} \right.$$

Se observa que a pesar de una alta relación de compresión cercana a 35, se han obtenido bajos niveles de  $\text{NO}_x$ , por lo que se puede aceptar que estas tecnologías se encuentran próximas a un compromiso óptimo, siendo escasas las mejoras que puedan obtenerse en el futuro.



Dp/F <sub>00</sub> :	HC.....3g/kN	CO.....34g/kN	NO <sub>x</sub> ....46g/kN
Nivel (OACI):	19,6	118	108

Fig XI.11.- Cámara de combustión ultracorta

## XI.6.- NUEVAS TECNOLOGÍAS

Para conseguir mejoras significativas en la reducción de los niveles de contaminación, es necesario imaginar otro tipo de soluciones tecnológicas completamente nuevas, como:

**Inyección escalonada.-** La separación de las funciones de *ralentí* y *despegue* es una de las posibilidades para reducir el nivel de contaminación de una cámara, superando el compromiso entre la riqueza y el tiempo de permanencia en la zona primaria.

En la Fig XI.12 se presenta un ejemplo de cámara de combustión con dos cabezas; la cabeza de *ralentí* posee un gran volumen (tiempo de permanencia elevado) y está alimentada por una cantidad de aire que permite optimizar la estequiometría de la zona primaria en condiciones de ralentí, produciendo pocos inquemados.

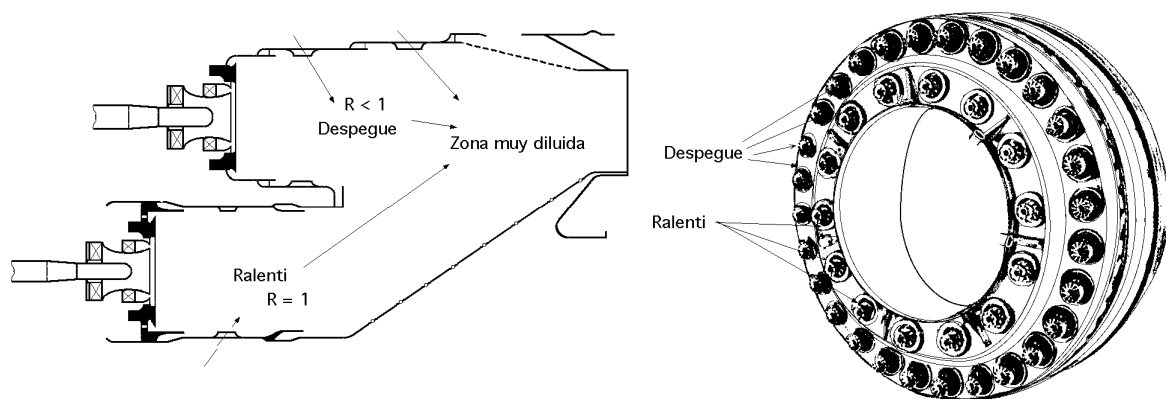


Fig XI.12.- Cámara de combustión con dos cabezas

La cabeza de *despegue* es de pequeño volumen (corto tiempo de permanencia), estando alimentada por una gran parte del aire suministrado por el compresor, de forma que se obtiene una zona primaria subestequiométrica, por cuanto el flujo desde la salida de la zona primaria queda muy diluido debido a una serie de orificios de dilución, consiguiéndose una fijación rápida de las reacciones de formación de  $\text{NO}_x$  a regímenes elevados. Los niveles de contaminación obtenidos son inferiores a los de las tecnologías clásicas, reduciendo los  $\text{NO}_x$  en aproximadamente el 30%.

En general, la mejora de la contaminación se obtiene a costa de una mayor complejidad de la tecnología de la cámara y, especialmente, aumentando el número de inyectores. Las temperaturas de la pared son más elevadas, debido a la mayor superficie de pared del tubo de llamas, lo que es un problema; en determinados regímenes intermedios existe una cierta dificultad en alcanzar buenos rendimientos, por cuanto ambas cabezas están, necesariamente, lejos de su funcionamiento óptimo.

**Geometría variable.-** Permite regular el gasto másico en la zona primaria para cada régimen de funcionamiento. Si se desea optimizar el funcionamiento de la cámara en todos los regímenes, puede ser necesario introducir en el dimensionamiento un grado de libertad adicional que se puede alcanzar con la ayuda de una geometría variable que permita regular el gasto másico en la zona primaria para cada una de las condiciones de funcionamiento.

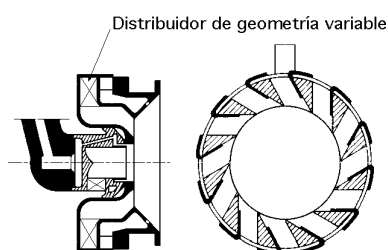


Fig XI.13.- Sistema de inyección de geometría variable

Además de reducir la contaminación, la geometría variable tiene otras ventajas que pueden compensar los inconvenientes debidos a su tecnología más compleja, como un menor volumen de la cámara de combustión que permite reducir el espacio ocupado y el peso del mo-



tor, aumentando el intervalo de riquezas y ampliando el campo de reencendido durante el vuelo.

La geometría variable se puede combinar con técnicas de combustión escalonada.

**Inyección con premezcla pobre.**- La formación de  $\text{NO}_x$  depende mucho de las temperaturas y riquezas locales presentando un pico importante para las mezclas estequiométricas; una premezcla antes de la combustión permite minimizar las zonas en las que las riquezas estén próximas a la estequiométrica. En la Fig XI.14 se presenta el esquema de esta cámara.

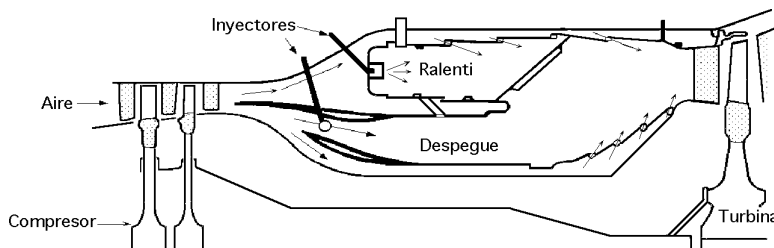


Fig XI.14.- Cámara de combustión con premezcla pobre

La *cabeza de despegue* incluye un dispositivo de premezcla y estabilizadores de llama del tipo de recalentamiento. La ventaja aportada por la premezcla se suma, por lo tanto, al efecto producido por el corto tiempo de permanencia, permitiendo limitar la formación de  $\text{NO}_x$ .

El inconveniente de esta tecnología es el peligro de autoinflamación antes de los estabilizadores de la llama, por lo que el control de estos fenómenos de autoinflamación es una cuestión clave para la utilización de esta técnica, especialmente en las turbinas de elevadas relaciones de compresión.

**Combustión rica, dilución rápida pobre.**- Teóricamente es posible reducir las emisiones de  $\text{NO}_x$  efectuando las combustiones estequiométricas en la zona primaria y diluir rápidamente los gases para limitar el tiempo de permanencia en las zonas estequiométricas.

La puesta a punto de este tipo de cámara, Fig XI.15, exige resolver ciertos problemas como:

- La producción de carbono en la zona primaria muy rica y la combustión en la zona de dilución
- La refrigeración de la zona primaria sometida a una radiación intensa debida a las partículas de carbono, evitando toda inyección de aire a fin de eliminar las zonas de mezcla estequiométricas
- La dilución rápida a estequiometría controlada.

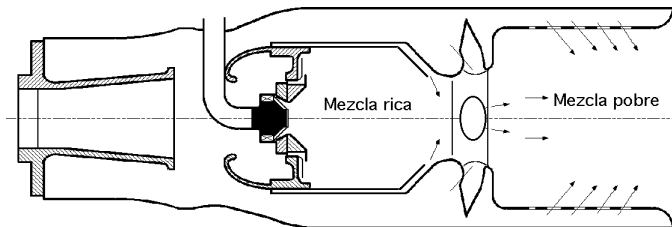


Fig XI.15.- Cámara de combustión rica, dilución rápida, pobre

**Combustión catalítica.**- La combustión catalítica es otra forma de efectuar combustiones a baja temperatura. El principio consiste en estabilizar la llama a baja temperatura gracias a un catalizador, Fig XI.16. Sin embargo hay que resolver los problemas debidos al ensuciamiento y al comportamiento térmico del catalizador si se quiere obtener una vida útil del mismo compatible con su utilización.

Como conclusión, las tecnologías de tipo de cámara de dos cabezas parecen tener la suficiente fiabilidad como para permitir su aplicación a corto plazo. Sin embargo es preciso encontrar un equilibrio entre

la reducción de aproximadamente el 30% en  $\text{NO}_x$  que puede aportar este tipo de tecnología y el aumento del peso y precio del motor; también hay que considerar su fiabilidad ligada a una mayor complejidad.

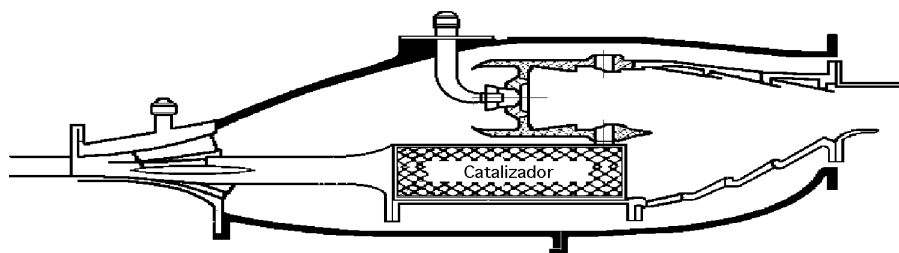


Fig XI.16.- Cámara de combustión catalítica

Las cámaras de combustión desarrolladas hasta ahora presentan niveles de contaminación que cumplen con las normas (OACI). Hace muchos años que las tecnologías anticontaminación son objeto de estudio y, sin embargo, las nuevas tecnologías presentan inconvenientes en lo que se refiere al coste, peso y fiabilidad, que habrá que tener en cuenta al realizar el dimensionamiento.

Todavía no se conocen bien los mecanismos químicos atmosféricos en los que participan las sustancias emitidas a gran altura por las turbinas de aviación. Sin embargo se deben reducir de forma especial las emisiones de  $\text{NO}_x$  que siguen siendo un problema clave en el caso de los aviones supersónicos.

# INDICE

## I.- TURBINAS DE GAS; CICLOS TERMODINÁMICOS IDEALES

Características técnicas y empleo de las turbinas de gas	1
Ciclo teórico de una turbina de combustión interna; funcionamiento	2
Ciclo teórico de una turbina de combustión sin recuperador (Ciclo Brayton)	3
Influencia del recalentamiento de los gases durante la expansión	6
Expansión isotérmica	6
Influencia de la refrigeración en el proceso de compresión	7
Compresión isotérmica	8
Ciclo teórico de una turbina de gas de una etapa con recuperador	8

## II.- TURBINAS DE GAS; CICLOS TERMODINÁMICOS REALES

Ciclo real de una turbina de gas de una sola etapa sin regenerador	11
Consideraciones económicas	13
Ciclo real de una turbina de gas simple con regenerador	13
Ciclo de una turbina de gas de varias etapas en la compresión y en la expansión	15
Ciclo de dos etapas de compresión con refrigeración intermedia y regeneración	16
Ciclo de dos etapas de expansión con recalentamiento y regeneración	18
Ciclo de n etapas de compresión y m etapas de expansión	19
Ciclo con refrigeración durante la compresión isoterma	21
Ciclo Erickson	22

## CARACTERÍSTICAS

Curvas características de las turbinas de gas en diversos regímenes de funcionamiento	25
Curvas características del compresor	25
Curvas características de la turbina	25
Límites de funcionamiento	27
Perturbaciones en el funcionamiento de la instalación	28
Influencia de la pérdida de carga durante la combustión en el rendimiento de la turbina	28
CARACTERÍSTICAS	30
Regulación de las turbinas de una línea de ejes	32
Regulación a velocidad constante	32
Regulación a velocidad variable	33
Influencia de la temperatura exterior en el funcionamiento de la turbina	33
Regulación de la turbina de gas de dos ejes	35
Receptor en el eje de baja presión	36
Receptor en el eje de alta presión	36
Mecanismo de regulación del grupo turbocompresor	38
Mecanismo de regulación de un grupo con una línea de ejes	38
Mecanismo de regulación de un grupo con dos líneas de ejes	38
Ventajas de la turbina de combustión en la generación de energía	40

## IV.- CICLOS EN CIRCUITO CERRADO

Introducción	41
Ciclos de una turbina de gas en circuito cerrado	43
Comportamiento de los gases utilizados en la turbina de circuito cerrado	45

V.- COMPRESORES CENTRÍFUGOS	
Elementos constructivos de las turbinas de gas	49
Turbocompresores centrífugos	50
El rodete de un turbocompresor centrífugo	52
El sistema difusor de un turbocompresor centrífugo	54
Relación de compresión máxima en una etapa de un compresor centrífugo	54
Relación de compresión máxima en un turbocompresor centrífugo de varios escalonamientos	55
Compresión isentrópica en el rodete	55
Compresión adiabática real en el rodete	56
Compresión adiabática en el sistema difusor	57
Determinación del nº de escalonamientos de un turbocompresor centrífugo	57
Nº de álabes de un turbocompresor centrífugo	59
VI.- COMPRESORES AXIALES	
Introducción	61
Incremento de la presión teórica en un escalonamiento de turbocompresor axial	64
Rotor de un turbocompresor axial	64
Estator de un turbocompresor axial	64
Factor de disminución de trabajo en los turbocompresores axiales	65
Grado de reacción de un turbocompresor axial	66
Coefficientes de diseño de un turbocompresor axial	68
Formas básicas del perfil de un turbocompresor axial	70
Nº de escalonamientos de un turbocompresor axial	71
Dimensiones principales de un turbocompresor axial de diámetro exterior constante	71
Procedimiento de cálculo de un turbocompresor axial	73
Diseño refrigerado de un turbocompresor axial	73
Conductos de entrada a los compresores	75
Conductos de entrada subsónicos	76
Conductos de entrada supersónicos	76
Difusor supersónico	77
Compresores axiales en turborreactores	80
Motores de doble flujo, Turbofan	80
El turbocompresor supersónico	81
VII.- REFRIGERACIÓN DE LOS ALABES	
Alabes de la corona móvil	85
Refrigeración de la turbina	87
Refrigeración de los álabes de turbinas axiales	87
Refrigeración por líquidos	88
Refrigeración por aire	89
Refrigeración por impacto	90
Refrigeración por transpiración	90
Transmisión de calor en álabes refrigerados por convección	91
VIII.- CÁMARAS DE COMBUSTIÓN	
Introducción	95
Aire utilizado en el proceso de combustión	95
Análisis del proceso de combustión	96
Cámaras de combustión tubulares	97
Cámaras de combustión anulares	98
Cámaras de combustión tubo-anulares	99
Turbinas de gas industriales	99

Estabilidad de la combustión	101
Inyectores centrífugos	103
Inyector con torbellinador	106
Inyector de dos toberas	107
Inyector de dos etapas	107
Inyector con retorno	108
Grado de atomización	108
Gasto de combustible	108
Sistemas de encendido	109
Dimensionado de las cámaras de combustión	110
Recuperadores	112
IX.- PERDIDAS EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN Y EN LOS ALABES DE LA TURBINA	
Pérdidas de carga en la cámara de combustión	113
Rendimiento de una cámara de combustión	115
Pérdidas en los álabes de la turbina	117
Determinación del ángulo de salida del álabe	118
Influencia de la compresibilidad	118
Relación de expansión libre	120
Influencia del ángulo de ataque	120
X.- APLICACIONES	
Sobrealimentación de motores y calderas	123
Ciclo combinado turbina de vapor y turbina de gas	124
Turbina de gas con instalación de turbina de vapor aguas abajo	124
Instalación combinada con caldera en horno a presión	126
Otras aplicaciones industriales de la turbina de gas	127
Generador de gas de pistones	128
Motores de propulsión por turbina de gas	130
Propulsión por reacción	131
Turborreactores	131
Turborreactor de un flujo	133
CARACTERÍSTICAS	137
Turborreactor de dos flujos	141
XI.- CONTAMINACIÓN POR TURBINAS DE AVIACIÓN	
Formación de contaminantes	143
Impacto del dimensionamiento de las cámaras de combustión sobre la contaminación	145
Reducción de la contaminación	146
Algunas tecnologías utilizadas para reducir la contaminación	146
Tecnología actual	149
Nuevas tecnologías	150
INDICE	153