

M/1

409277

409277-4



## MEMORIA DESCRIPTIVA

F.c. 16-7-75

PATENTE DE INVENCION.

Int. Cl.: F02C, F23D

DURACION: VEINTE AÑOS

OBJETO: "UN COMBUSTOR DE TURBINA DE GAS PERFECCIONADO Y MÉTODO PARA SU FUNCIONAMIENTO".

— PRIORIDAD: País de origen : Estados Unidos de Norteamérica.  
Serial números : 208.102 y 238.317.  
Fecha depósitos: 15 Diciembre 1.971 y 27 Marzo 1.972, respectivamente.

Solicitante: PHILLIPS PETROLEUM COMPANY.

Residencia: BARTLESVILLE, Oklahoma, U.S.A.

Nacionalidad: norteamericana.

409277

- 2 -

409277



1972

La contaminación del aire ha llegado a ser un grave problema en los Países industrializados. Por consiguiente, el control y/o la reducción de dicha contaminación han llegado a ser el objeto de un importante esfuerzo de investigación y de perfeccionamiento por parte de Entidades gubernamentales y no gubernamentales. La combustión de combustible fósiles es una de las más importantes fuentes de contaminación. Está demostrado que los automóviles que emplean motores convencionales, del tipo de pistón y que queman combustibles hidrocarburoados, contribuyen mucho a la contaminación. La Agencia Estadounidense de Protección Ambiental, ha establecido para la emisión de gases de vehículos, normas que son suficientemente estrictas para que los fabricantes de automóviles consideren la conveniencia del empleo de motores distintos del motor clásico de pistón.

El motor de turbina de gas está siendo hecho objeto de un serio estudio como posible alternativa. Sin embargo, por lo que se sabe hasta ahora, no se ha publicado información alguna que hable de combustores realistas y/o prácticos que puedan ser hechos funcionar en las condiciones típicas de los motores de gran rendimiento y que tengan niveles de emisión que entren dentro de - o se acerquen razonablemente a - las normas fijadas por las autoridades competentes. Este es particularmente el caso en lo que concierne a las emisiones de óxidos de nitrógeno.

La presente invención resuelve los problemas anteriormente descritos creando combustores perfeccionados, y métodos para hacerlos funcionar, que producen emisiones de gases que cumplen con - o se acercan razonablemente a - las actuales normas rigurosas establecidas por las autoridades para

409277

- 3 -

409277



la protección del ambiente. Dichos métodos comprenden el suministro de corrientes separadas de aire a zonas de combustión primaria y secundaria de un combustor, la eliminación de calor de dicha zona primaria de combustión y la nueva introducción de dicho calor en el combustor en una región separada de - y corriente abajo con respecto a - dichas zonas primaria y secundaria.

Así, según la invención, se crea un combustor que comprende en combinación : una envoltura exterior; un tubo de combustión dispuesto concéntricamente dentro de dicha envoltura y separado de ella formando una primera cámara anular entre dicho tubo de combustión y dicha envoltura; medios de entrada de aire para introducir una primera corriente de aire en la porción de extremo corriente arriba de dicho tubo de combustión; medios de entrada de combustible para introducir un combustible en la porción de extremo corriente arriba de dicho tubo de combustión; cuando menos una abertura, prevista en la pared de dicho tubo de combustión en un primer punto dispuesto entre los extremos corriente arriba y corriente abajo del mismo; un conducto sin perforar que se extiende a través de dicha primera cámara anular y que comunica con dicha abertura en dicho primer punto para admitir una segunda corriente de aire dentro de dicho tubo de combustión; y cuando menos otra abertura, prevista en la pared de dicho tubo de combustión en un segundo punto, dispuesto corriente abajo con respecto a dicho primer punto, para admitir una tercera corriente de aire, procedente de dicha primera cámara anular en el interior de dicho tubo de combustión.

Además, según la invención, se crea un método para quemar un combustible en un combustor, método que comprende : la introducción de una primera corriente de aire en una zona prima-



65 ria de combustión de dicho combustor; la introducción de un combustor, digo, combustible en dicha zona primaria de combustión; la combustión de dicho combustible; la introducción de una segunda corriente de aire, separada de dicha primera corriente de aire, en una segunda zona de dicho combustor dispuesta corriente abajo con respecto a dicha zona primaria de combustión; la conducción de una tercera corriente de aire, separada de dichas primera y segunda corrientes de aire, en intercambio térmico con una pared exterior de dicha zona primaria de combustión, eliminando calos del interior de dicha zona primaria de combustión y calentado dicho aire; y la introducción de dicha tercera corriente de aire, así calentado, en una tercera zona de dicho combustor, dispuesta corriente abajo con respecto a dicha segunda zona.

70 A continuación se hará una descripción completa de la aludida invención con referencia a los planos que se acompañan, en los cuales se representa, a simple título de ejemplo, no limitativo, una forma preferente de realización susceptible de todas aquellas modificaciones de detalle que no alteren fundamentalmente sus características esenciales.

75 En dichos dibujos:

La figura 1, es una vista en sección transversal, de un combustor según la presente invención.

80 Las figuras 2, 3 y 4, son vistas en sección transversal, por la línea 2-2, 3-3 y 4-4 respectivamente de la figura 1.

La figura 5, es una vista en perspectiva fragmentaria de un tubo de combustión de combustor que ilustra un tipo de aleta o expansión que puede ser empleado en el mismo.

85 La figura 6, es una vista en sección transversal por la línea 6-6 de la figura 1.

90

409277

- 5 -

409277



La figura 7, es una vista parcial en sección transversal de otro combustor según la invención.

La figura 8, es una vista en sección transversal por la línea 8-8 de la figura 7.

95 La figura 9, es una vista parcial en sección transversal de otro combustor según la invención.

Las figuras 10 y 11, son vistas en sección transversal por las líneas 10-10 y respectivamente 11-11 de la figura 9.

100 La figura 12, es una vista en sección transversal del tipo de cúpula o elemento de cierre que puede ser empleado en los combustores de la invención.

Las figuras 13 y 14, son vistas esquemáticas, parcialmente en sección transversal, de otros combustores según la invención.

105 La figura 15, es una vista parcial en sección transversal de otro combustor según la invención.

La figura 16, es una vista en alzado frontal por la línea 16-16 de la figura 15.

110 La figura 17, es una vista en alzado y en sección transversal de la placa de turbulencia de la cúpula o elemento de cierre del combustor de la figura 15.

115 En la figura 1 se ilustra un combustor, indicado de manera general con (10), que comprende un tubo alargado de combustión (12). El tubo (12) está abierto en su extremo corriente abajo, comunicando con un conducto que abduce a una turbina u otro aprovechamiento de los gases de combustión. Un elemento de cierre o cúpula, indicado de manera general con (14), está previsto para cerrar el extremo corriente arriba de dicho tubo de combustión, separado de éste formando una primera cámara anular  
120 (18) alrededor del tubo de combustión (12) y del elemento de

409277

- 6 -

409277



b25 cierre (14). La cámara (18); en su extremo corriente abajo, está  
cerrada. Unos adecuados elementos de brida, están previstos en  
el extremo corriente abajo de dicho tubo de combustión (12) y  
-envoltura exterior (16) para montar los mismos y unirlos con un  
conducto que conduce a una turbina u otra utilización de los ga-  
ses de combustión procedentes del combustor. Análogamente, unos  
130 adecuados elementos de brida (15 y 17) están previstos en el ex-  
tremo corriente arriba del tubo de combustión (12) y de la en-  
voltura exterior (16), para montar y unir los mismos con un con-  
ducto procedente de un compresor u otra fuente de aire. Los ele-  
mentos de brida corriente arriba comprenden una porción de en-  
voltura exterior (16) que rodea el elemento (14) a modo de cú-  
pula y que forma la porción de extremo corriente arriba de la  
cámara (18). Si así se desea, la envoltura exterior (16) puede  
135 ser prolongada de modo que rodee la cabeza (14), encontrándose  
entonces dispuestas dichas bridas corriente arriba en el extre-  
mo corriente arriba de la misma. Unos adecuados soportes (no  
representados), son empleados para sostener el tubo de combus-  
tión (12), el elemento de cierre (14) en la envoltura exterior  
140 (16) y dichos elementos de brida. Dichos elementos de soporte  
han sido omitidos para simplificar el dibujo.

Una entrada de aire está provista para introducir una  
corriente de aire turbulenta en la parte de extremo corriente  
arriba del tubo de combustión (12). Como se ilustra en las fi-  
145 guras 1 y 4, dicha entrada de aire comprende una cámara de  
turbulencia (22), de forma general cilíndrica, prevista en di-  
cho elemento de cabeza (14). El extremo corriente abajo de la  
cámara (22) comunica libremente con el extremo corriente arriba  
del tubo de combustión (12). Una pluralidad de conductos de  
150 aire (22) van de la cámara (18), u otra adecuada fuente de aire,

409277

- 7 -

409277



1972

hasta dentro de la cámara de turbulencia (22), tangencialmente con respecto a la pared interior de la misma.

La entrada de combustible comprende un conducto (26) para introducir una corriente de combustible en el extremo corriente arriba de la cámara de turbulencia (22), axialmente con respecto a dicha corriente turbulenta de aire.

Un pasaje cónico (28) está previsto en la zona corriente abajo del elemento de cúpula o de cierre (14), abriéndose hacia fuera desde el extremo corriente abajo de la cámara de turbulencia (22) hasta un punto de la pared interior del tubo de combustión (12).

Un manguito sin perforar (30) rodea una porción corriente arriba del tubo de combustión (12). La pared exterior del manguito (30) puede ser aislada, si así se desea. El manguito (30) está separado del tubo de combustión (12), rodeándolo longitudinalmente una zona corriente arriba (18) de la cámara (18) y delimitando una segunda cámara anular (19) entre el manguito (30) y la envoltura (16). Una pared anular (32), sujeta a la periferia anterior de la envoltura (16), está prevista para cerrar el extremo corriente abajo de la cámara (19). Cuando menos una abertura (34) está prevista en la pared del tubo de combustión (12) en un primer punto dispuesto entre los extremos de dicho tubo de combustión. Generalmente, se prefiere una pluralidad de aberturas (34). El conducto (36) va de la cámara (19) hasta comunicar con la abertura (34) para admitir una segunda corriente de aire, procedente de la cámara (19), en el interior del tubo de combustión (12). Cuando está prevista una pluralidad de aberturas (34), está también prevista una pluralidad de conductos tubulares (36), estando conectado individualmente cada conducto (36) con una abertura individual (34). La estructura

409277

- 8 -

409277-4



anteriormente descrita prevé, así, un conducto sin perforar que comprende una segunda cámara anular (19) y un conducto o conductos tubulares (36) para admitir una segunda corriente de aire en el tubo de combustión (12).

185                    Cuando menos otra abertura (38) está prevista en la pared del tubo de combustión (12) en un segundo punto, dispuesto corriente abajo y separado de dicho primer punto, para admitir una tercera corriente de aire procedente de la cámara (18) en el tubo de combustión (12). En la mayoría de los casos, se  
190                    preferirá prever una pluralidad de aberturas (38) espaciadas alrededor de la periferia de dicho tubo de combustión, como se representa.

                    Con preferencia, la superficie de la pared exterior del tubo de combustión (12) está provista de expansiones en forma de aletas o lengüetas montadas sobre ella en la región rodeada por el manguito (30) y que entra en la porción (18) de dicha primera cámara anular rodeada por dicho manguito. Como se ilustra en las figuras 1, 2 y 3, dichas aletas o lengüetas (40 y 42) pueden estar dispuestas en series que se extienden alrededor de  
195                    la periferia del tubo de combustión (12) y separadas longitudinalmente de dicho tubo de combustión. Las aletas o lengüetas (40) de cada serie pueden estar separadas circunferencialmente para que queden entre ellas conductos (41), figura 2. Análogamente, unos conductos (43) pueden estar previstos entre las aletas o lengüetas (42), figura 3. La figura 5, ilustra otro tipo de aleta que puede ser empleado. Las aletas (44) se extienden longitudinalmente con respecto al tubo de combustión (12). Las aletas (40, 42 y 44) pueden entrar en la parte rodeada (18) en cualquier distancia.

210                    La figura 6, ilustra un tipo de estructura que puede

409277

- 9 -

409277



972

ser empleado para obtener conductos tubulares (36). Una pluralidad de elementos salientes (37), separados circunferencialmente en una hilera alrededor de la periferia del tubo de combustión (12), está prevista corriente abajo con respecto a la última serie de aletas (42). Los elementos (37) tienen forma general de aletas (40 y 42) y unos conductos (45) están previstos entre ellas, análogamente a los conductos (41 y 43) en las series de aletas (40 y 42). El manguito sin perforar (30) se extiende sobre los elementos salientes (37), de manera similar a las aletas (40 y 42), pudiendo estar formados los conductos (36) cortando el manguito y los elementos salientes (37) en comunicación con aberturas (34) del tubo de combustión (12). Los pasos (41, 43 y 45) crean, así, una comunicación desde el extremo corriente arriba de la cámara (18), a través de la porción rodeada (18'), alrededor de los conductos (36) y dentro de la porción corriente abajo de la primera cámara anular (18).

La figura 7, ilustra la porción corriente arriba de otro combustor según la invención. La porción corriente abajo, no representada, es como el combustor de la figura 1. En la figura 7, un elemento de cierre o de cúpula, indicado de manera general con (46), está previsto para cerrar el extremo corriente arriba del tubo de combustión (12), excepto las aberturas de dicho elemento de cúpula. Dicho elemento de cúpula puede ser fabricado en una sola pieza, aunque, preferiblemente, comprende dos o más elementos, por ejemplo un elemento corriente arriba (48) y un elemento corriente abajo (50). Una cámara de turbulencia (52), de forma general cilíndrica, está prevista en el elemento corriente arriba (48) del elemento de cierre (46). El extremo corriente abajo de la cámara de turbulencia (52) comunica libremente con el extremo corriente arriba del tubo de com-

409277

409277



245 bustión (12). Una entrada de aire está prevista para introducir una masa turbulenta de aire en el extremo corriente arriba de la cámara (52) y luego en el extremo corriente arriba de dicho tubo de combustión. Como ilustran las figuras 7 y 8, dicho medio de entrada de aire comprende conductos tangenciales de aire (54) que van desde la cámara (18) hasta dentro de la cámara (52).

250 El conducto de combustible (56), que sale de un depósito de combustible, comunica con un pasaje (58) que, a su vez, comunica con el pasaje de combustible (60), formado por una pared interior del elemento corriente abajo (50) del elemento de cierre (46) y la pared de extremo corriente abajo del elemento corriente arriba (48) del elemento de cierre (46). La pared interior de dicho elemento corriente abajo está separada - y es complementaria en su forma - de la pared de extremo corriente

255 abajo del elemento corriente arriba (48). La dirección de la porción de salida del pasaje de combustible (60) puede variar entre la tangencia y la perpendicular - pero no es paralela - a la periferia de la corriente de aire que sale de la cámara de turbulencia (52). Variando la dirección de la porción de salida del pasaje de combustible (60), se dispone de un medio para controlar el grado de mezcla entre la corriente de combustible y dicha corriente de aire en la interfaz entre ellas. Como se ilustra en la figura 7, la dirección de la porción de salida del pasaje de combustible (60) forma un ángulo de aproximadamente

260 45° con respecto a la periferia del aire que sale de la cámara de turbulencia (52). Generalmente, se desea que la porción de salida de dicho pasaje de combustible (60) forme un ángulo de aproximadamente 15° hasta aproximadamente 75° y preferiblemente de aproximadamente 30° hasta aproximadamente 60° con respecto a

270 la periferia de la corriente de aire que sale de la cámara de

409277

- 11 - 409277



275 turbulencia (52). En la mayoría de los casos, se prefiere que el combustible sea introducido en una dirección general corriente abajo. Sin embargo, cae dentro del alcance de la invención introducir dicho combustible en dirección corriente arriba. El diafragma (62) constituye el medio para variar la sección del paso de combustible (60). Cualquier otro medio adecuado, como por ejemplo unos filetes previstos en la pared del elemento corriente arriba (48) y del elemento corriente abajo (50), puede estar previsto para variar el ancho del paso de combustible

280 (60). La forma de la pared interior corriente arriba del elemento corriente abajo (50) y la forma de la pared de extremo corriente abajo del elemento corriente arriba (48) pueden cambiar, siendo mantenidas sin embargo complementarias una de otra, de modo que permitan los cambios anteriormente descritos de dirección y de sección del paso de combustible (60).

285

La figura 9 ilustra la porción corriente arriba de otro combustor según la invención. La porción corriente abajo del combustor de la figura 9 es como el combustor de la figura 1. Un elemento de cierre (64) está montado de cualquier modo adecuado en el extremo corriente arriba del tubo de combustión (12) de forma que cierre el extremo corriente arriba de dicho tubo de combustión, excepto las aberturas previstas en dicho elemento de cierre. Una cámara de turbulencia (66), de forma preferentemente cilíndrica, está prevista en el elemento de cierre (64).

290 El extremo corriente abajo de dicha cámara de turbulencia comunica libremente con el extremo corriente arriba de dicho tubo de combustión. Una entrada de aire está prevista para introducir una masa de aire en turbulencia en el extremo corriente arriba de la cámara (66), y luego en el extremo corriente arriba del

295 tubo de combustión (12). Como se ilustra en las figuras 9 y 10,

300

409277

409277



dicha entrada de aire comprende una pluralidad de conductos tangenciales de aire (68). El medio de entrada de combustible en el combustor de la figura 9 comprende un conducto (70) de suministro de combustible, que comunica con tres pasos de combustible (72) que comunican con el conducto anular (74) el cual, a su vez, comunica con una pluralidad de conductos de combustible (76), que se extienden tangencialmente a través de la porción de extremo corriente abajo del elemento de cierre (64) hasta dentro de una cavidad (78), prevista en la porción de extremo corriente abajo de dicho elemento de cierre. Los conductos (68) son adecuados para introducir tangencialmente aire en la cámara de turbulencia (66) en sentido horario (mirando corriente abajo) y dichos conductos (76) de entrada de combustible de la figura 11 son adecuados para introducir tangencialmente combustible en dicha cavidad (78) en dirección antihoraria. Esta es una disposición actualmente preferida en una forma de realización de la invención. Sin embargo, cae dentro del alcance de la invención invertir las direcciones de dichos conductos de entrada de aire (68) y de dichos conductos de entrada de combustible (76), o hacer que sean iguales las direcciones de ambos conductos de entrada de aire y de entrada de combustible, es decir ambas de sentido horario o ambas de sentido antihorario.

La figura 12, ilustra otro tipo de elemento de cierre o de cúpula que puede ser empleado con los tubos de combustión de los combustores aquí descritos. El cierre (78) es similar al cierre (64) de la figura 9. La diferencia principal es que, en el cierre (78), el conducto (80) se extiende a través de dicho conducto (78) comunicando con la parte de extremo corriente arriba del tubo de combustión (12), por ejemplo. Cuando menos un álabe de turbulencia (82) se encuentra dispuesto dentro de di-

409277

- 13 -

409277



-4

che conducto (80), para comunicarle un movimiento de turbulencia al aire que pasa por dicho conducto (80). Si se desea, el conducto (80) puede comprender un conducto anular, en lugar del conducto tubular representado, con adecuados álabes de turbulencia instalados en él.

La figura 13 ilustra una modificación del combustor de la figura 1. En la figura 13, unas aberturas tubulares individuales sin perforar (36') comunican individualmente con aberturas individuales (34') de la pared del tubo de combustión (12'). Los conductos (36') se extienden longitudinalmente por la cámara anular (18') hacia el extremo corriente arriba de la misma y están previstos para la admisión de una segunda corriente de aire en el interior de dicho tubo de combustión. La envoltura exterior (16') y el elemento (14') a modo de cúpula son esencialmente como sus partes correspondientes de la figura 1. Una tercera corriente de aire es admitida en el interior del tubo de combustión (12') por la cámara (18') y las aberturas (38')

La figura 14 ilustra otra modificación del combustor de la figura 1, similar al combustor de la figura 13. La diferencia principal es que, en la figura 14, los conductos tubulares (36') se extienden transversalmente por la cámara anular (18') y por la envoltura exterior (16'), y luego hasta el extremo corriente arriba del combustor.

La figura 15 ilustra la porción corriente arriba de otro combustor según la invención. La porción corriente abajo del combustor de la figura 15 es como el combustor de la figura 1. Un elemento o cúpula de cierre, indicado de manera general (85) está montado en el extremo corriente arriba del tubo de combustión (12), cerrando el extremo corriente arriba de dicho

409277

- 14 -

409277



365 tubo de combustión excepto las aberturas de dicho elemento de  
cierre. Dicho elemento de cierre puede ser fabricado integral-  
mente, aunque, con preferencia, comprende un elemento corrien-  
te arriba (86), una placa de turbulencia (87), figura 17, y un  
elemento o pantalla de irradiación (88) corriente abajo. Una  
370 entrada de aire está prevista para introducir una masa turbu-  
lenta de aire en la cámara de turbulencia (89) existente entre  
la placa de turbulencia (87) y la pantalla de irradiación (88)  
y luego en el extremo corriente arriba del tubo de combustión  
(12). Como se ilustra en las figuras 15, 16 y 17, dicha entrada  
de aire comprende una pluralidad de conductos de aire (90 y 90')  
que se extienden respectivamente a través de dicho elemento co-  
rriente arriba (86) y dicha placa de turbulencia (87). Una plu-  
375 ralidad de desviadores (91), uno por cada uno de los conductos  
de aire (90), están previstos en el lado corriente abajo de di-  
cha placa de turbulencia, adyacentes a las salidas de dichos  
conductos de aire.

La entrada de combustible, figura 15, comprende el  
conducto de alimentación de combustible (92), que comunica con  
380 un conducto (93) previsto en el elemento corriente arriba (86)  
que, a su vez, comunica con la cámara (94), formada también en  
el elemento (86). Un pulverizador (95) está montado en una aber-  
tura adecuada en el lado corriente abajo del elemento (86) y co-  
munica con la cámara (94). Cae dentro del alcance de la inven-  
385 ción emplear otros tipos de tobera para pulverizar combustibles  
normalmente líquidos, como por ejemplo toberas en las que una  
corriente de aire es conducida por la tobera juntamente con el  
combustible.

Los combustores de la invención pueden ser provistos  
390 de cualquier medio adecuado de ignición y, si se desea, de medios

409277

- 15 -

409277



para introducir un combustible-piloto que comience la combustión.

395 En un procedimiento de funcionamiento del combustor de la figura 1, una corriente de aire procedente de un compresor (no representado) es conducida por un conducto acoplado con la brida (17) al extremo corriente arriba del espacio anular (18). Una primera corriente de aire es conducida desde el espacio anular (18), por conductos tangentes (24), a la cámara de turbulencia (22). Dichos conductos tangentes le comunican un movimiento helicoidal o turbulento al aire que entra en dicha cámara de turbulencia y que sale de la misma. Este movimiento turbulento crea una fuerte acción vorticosa que se traduce en una circulación inversa de gases calientes dentro del tubo de combustión (12). Dicha primera corriente de aire comprende - y puede ser llamada - aire primario.

400

405

Por el conducto (26) - axialmente con respecto a dicha corriente turbulenta de aire - se admite una corriente de combustible, preferiblemente prevaporizado. El combustible y el aire salen de la cámara de turbulencia (22) por el conducto de expansión (28), donde se dilatan desde el volumen que tienen en la región de contacto inicial hasta el volumen de la porción corriente arriba del tubo de combustión (12).

410

Una segunda corriente de aire, separada de dicha primera corriente de aire, pasa del extremo corriente arriba de la cámara anular (18) por la cámara (19), los conductos tubulares (36) y las aberturas (34), a una segunda zona del combustor, corriente abajo con respecto a la zona primaria de combustión. Dicha segunda corriente de aire puede ser llamada aire secundario.

415

420 Una tercera corriente de aire separada de dichas pri-

409277

- 16 -

409277



425 mera y segunda corrientes de aire, es conducida desde el extremo corriente arriba de la cámara anular (18), por la parte en vuelta (18'), y alrededor del conducto tubular (36), a la porción corriente abajo de la cámara anular (18) y luego, por las aberturas (38), a una tercera zona del combustor dispuesta corriente abajo con respecto a dicha segunda zona. Dicha tercera corriente de aire puede ser llamada aire de extinción.

430 Según el anterior método de funcionamiento, la combustión de dicho combustible es iniciada cuando menos en dicha zona primaria de combustión con dicha primera corriente de aire (aire primario) y concluida esencialmente, de ser necesario, en dicha segunda zona con dicha segunda corriente de aire. Los gases de combustión resultantes son extinguidos en dicha tercera corriente y los gases extinguidos salen por el extremo corriente abajo del tubo de combustión hacia una turbina u otro aprovechamiento, como por ejemplo un horno, caldera, etc. Según el método de funcionamiento anterior, dicha tercera corriente de aire, al pasar por la parte envuelta (18'), elimina calor de la pared de la zona primaria de combustión, reduciendo así su temperatura y aumentando la pérdida de calor de los gases de combustión, reduciendo con ello la temperatura de combustión dentro de la zona primaria de combustión. Con preferencia, la pared exterior de la zona primaria de combustión está provista de una superficie prolongada, por ejemplo de las aletas representadas en la figura 1, que aumenta la eliminación de calor de la zona primaria de combustión.

440 Otra ventaja se consigue gracias a que dicha segunda corriente de aire, que pasa por la cámara anular (19), está protegida de la pared caliente del combustor y se encuentra relativamente fría. Esto también ayuda a reducir la temperatura de combustión en la zona primaria de combustión. El aire que es calentado por

445

450

409277

- 17 -

409277



pérdida de calor desde la pared del combustor es usado sólo en la zona de extinción del combustor. Esta es otra ayuda para reducir la temperatura de combustión manteniendo dicho aire caliente fuera de la zona primaria de combustión, a pesar de lo cual la eficiencia general es mantenida por la introducción del aire caliente en dicha zona de combustión. Como se representa en los Ejemplos siguientes, se han obtenido resultados excepcionales en la reducción del contenido de emanaciones de los gases de combustor, particularmente en lo que concierne a la reducción de las emanaciones de óxidos de nitrógeno.

En el método de funcionamiento anteriormente explicado los volúmenes relativos de dichas primera, segunda y tercera corrientes de aire pueden ser regulados variando los tamaños de las aberturas, una con respecto a otra, por las cuales dichas corrientes de aire entran en el tubo de combustión (12). Puede emplearse cualquier otro método adecuado de control de dichos volúmenes de aire. Por ejemplo, en los conductos que suministran dichas corrientes de aire, pueden emplearse unos medidores de flujo u orificios calibrados.

En un método de funcionamiento del combustor de la figura 7, una corriente de aire, procedente de un compresor (no representado), es conducida, por un conducto unido a la brida (17), al espacio anular (18). Una primera corriente de aire es conducida desde el espacio anular (18) por los conductos tangentes (54), a la cámara de turbulencia (52). Dichos conductos tangenciales (54) le comunican un movimiento helicoidal o de turbulencia al aire que entra en dicha cámara de turbulencia y que sale de la misma. El movimiento de turbulencia crea una fuerte acción vorticiosa que se traduce en una circulación inversa de gases calientes dentro del tubo de combustión (12), corriente arriba hacia



dicha cámara de turbulencia (52) durante el funcionamiento del combustor.

Una corriente de combustible, preferiblemente preva-  
 porizado, entra por el conducto (56), el conducto (58) y el  
 485 conducto de combustible (60). El combustible que sale del con-  
 ducto de combustible (60) forma una capa anular alrededor de  
 la corriente turbulenta de aire que sale de la cámara de turbu-  
 lencia (52). Este método de introducción de combustible y de  
 aire realiza una mezcla controlada de dicho combustible y aire  
 490 en la interfaz de los mismos. Inmediatamente después del con-  
 tacto inicial, las corrientes de combustible y de aire (par-  
 cialmente mezcladas en dicha interfaz) se dilatan, de manera  
 uniforme y graduada, durante su paso por la parte ensanchada  
 del elemento (50), desde el volumen de éste en la región de con-  
 495 tacto inicial hasta el volumen de dicha cámara de combustión.  
 Se verifica así la expansión de combustible y de aire durante cuan-  
 do menos una porción de la mezcla. La mezcla resultante de com-  
 bustible y de aire es quemada y los gases de combustión salen  
 por el extremo corriente abajo del tubo de combustión (12). Una  
 500 segunda corriente de aire es admitida al interior del tubo de  
 combustión (12), desde el extremo corriente arriba de la cámara  
 anular (18), por la segunda cámara anular (19), los conduc-  
 tos tubulares (36) y las aberturas (34), como se ha descrito  
 anteriormente con referencia a la figura 1. Una tercera co-  
 505 rriente de aire es admitida dentro del tubo de combustión (12)  
 por las aberturas (38), como se ha descrito anteriormente con  
 referencia a la figura 1.

Según un método preferido de funcionamiento del com-  
 bustor de la figura 9, el sistema de funcionamiento es similar  
 510 al descrito anteriormente para los combustores de las figuras



409277

1 y 7. Una primera corriente de aire es admitida en la cámara de turbulencia (66) por los conductos tangenciales de entrada (68); que le comunican a dicho aire un movimiento helicoidal o turbulento. Una corriente de combustible, preferiblemente pre-  
 515 vaporizado, entra en la depresión (78) por el conducto (70); los conductos de combustible (72) y los conductos tangenciales de combustible (76). Dicho combustible forma así una capa anular alrededor de la corriente turbulenta de aire que sale de la cámara de turbulencia (66). Una segunda y tercera corrientes de  
 520 aire entran en el tubo de combustión (12) de la manera descrita anteriormente con referencia a los combustores de las figuras 1 y 7.

El método de funcionamiento de los combustores de las figuras 13 y 14 puede ser esencialmente como el descrito anteriormente para los combustores de las figuras 1, 7 y 9, teniendo  
 525 en cuenta el tipo de cúpula o elemento de cierre empleado en el extremo corriente arriba de los tubos de combustión (12'). En los combustores de las figuras 13 y 14, la segunda corriente de aire es admitida en el tubo de combustión (12') por los conductos tubulares (36'). La tercera corriente de aire es admitida  
 530 por las aberturas (38'). En la figura 14, los conductos tubulares (36') pueden ser unidos a una fuente común de aire (como por ejemplo un conducto colector) que suministra también la primera y tercera corrientes de aire, o bien dichos conductos  
 535 tubulares pueden ser unidos a una fuente separada de aire. El combustor de la figura 14 es particularmente adecuado para ser empleado en las realizaciones de la invención donde la corriente de aire secundario que entra por las aberturas (34') pueden tener una temperatura más elevada que la temperatura del aire primario admitido por el elemento de cúpula o de cierre (14').  
 540

409277

- 20 -

409277



545 Cuando los conductos tubulares (36!) comunican con la misma fuente de aire que la cámara de suministro (18), la temperatura del aire secundario puede ser esencialmente la misma que - o superior a - la temperatura del aire primario. Análogamente, cuando los conductos (36!) comunican con una fuente de aire distinta de la que alimenta la cámara (18), la temperatura del aire secundario puede ser esencialmente la misma que - o superior a - la temperatura del aire primario.

550 En un método preferido, el funcionamiento del combustor de la figura 15 es similar al funcionamiento anteriormente descrito del combustor de la figura 1. La diferencia principal está en el funcionamiento del elemento de cierre (85) figura 15 y del elemento de cierre (14) figura 1. En la figura 15, el aire primario pasa por las aberturas (90 y 90'), alcanza los deflectores (91) y entra en la cámara (89) con un movimiento de turbulencia. Una corriente de aire turbulenta sale de la cámara de turbulencia (89) por la abertura en la pantalla de irradiación (88) que rodea la tobera (95). Una corriente de combustible líquido es conducida por el conducto (92), el conducto (93) 555 la cámara (94) y sale por la tobera (95) a modo de descarga en forma general de cono. Dicho combustible se pone en contacto con dicha corriente de aire, favoreciendo dicha corriente de aire la acción de atomización de dicho combustible, realizada por la tobera (95).

565 Los combustores de la invención en los que el calor es eliminado de la zona de combustión y es vuelto a introducir en la zona de extinción son particularmente adecuados para el uso de combustibles de elevado contenido aromático. Esto es completamente contrario a la práctica convencional. La especificación 570 ASTM para Combustibles para Turbinas de Aviación (D 1655) limi-

409277

409277



575 ta a un máximum del 20% la concentración de los aromáticos en el combustible de turbinas para aviones de chorro A y B. Tales combustibles tienen un contenido de hidrógeno comprendido aproximadamente entre 13,5 y 14% en peso. Una razón de esta limitación es la de reducir la irradiación de combustión y la pérdida de calor hacia las paredes del combustor. Sin embargo, en los combustores de la invención este problema es resuelto por el procedimiento anteriormente descrito de introducir en el combustor tres corrientes separadas de aire. Así, es deseable y ventajoso, según el método de la invención, el uso de combustibles de elevado contenido aromático y de elevada irradiación de llama, por cuanto pueden reducirse ulteriormente las emanaciones de óxidos de nitrógeno. Tal combustible tiene un contenido de hidrógeno inferior a 13,5% en peso aproximadamente, y

580

585 preferiblemente inferior al 12% en peso aproximadamente.

E J E M P L O 1

Se realizó una serie de ensayos empleando combustores según la invención y un combustor "standard" típico de la clase anterior como combustor de control. En todos los ensayos, se

590 empleó el mismo combustible. Las propiedades de dicho combustible están indicadas en la Tabla I. En la Tabla II se indican detalles del tipo de los combustores de la invención. La formación de óxidos de nitrógeno en una zona de combustión es una reacción de equilibrio. Así, al proyectar una zona de combustión, debería dedicarse atención a sus dimensiones para evitar un indebido aumento del tiempo de permanencia en ella. Es deseable que dicho tiempo de permanencia no sea suficientemente largo para permitir que alcancen el equilibrio las reacciones de la formación de óxidos de nitrógeno. En la Tabla II, los combustores han sido identificados con un número que es el mismo número

595

600



con el que están ilustrados en la figura de los dibujos. El  
 combustor (1) era esencialmente como se ilustra en la figura 1.  
 El combustor 1(a) era como el combustor 1 excepto en que las  
 aletas del tubo de combustión habían sido modificadas colocando  
 605 barras de 3 mm. longitudinalmente a través de cada serie de ale-  
 tas (40) y de cada serie de aletas (42). Esto creó un recorrido  
 más lineal por la zona rodeada (18'). El combustor 1(b) era co-  
 mo el combustor 1(a), excepto en que el elemento de cúpula o de  
 610 cierre (14) había sido modificado para usar combustible atomiza-  
 do y en que se emplearon álabes de turbulencia para comunicarle  
 una turbulencia helicoidal al aire admitido por dicha cúpula  
 (14). El combustor (7(a)) era como el combustor ilustrado en la  
 figura 7, excepto en que las aletas del tubo de combustión ha-  
 bían sido modificadas como en los combustores 1(a) y 1(b).

615 Básicamente, el combustor de control posee las princi-  
 pales características de los combustores empleados en los moder-  
 nos motores de aviación de turbina. Es un combustor recto que  
 emplea atomización de combustible mediante una sola tobera de  
 tipo simplex. El forro del combustor fue producido con tubo de  
 620 5 cm., con deflectores interiores añadidos para el enfriamiento  
 por película de aire de las superficies expuestas a la llama.  
 Las emanaciones de escape de este combustor, hecho funcionar  
 en condiciones de combustión comparables, satisfacen en general  
 las mediciones actualmente disponibles de varios y distintos  
 625 motores de turbina de gas. Dicho combustor de control tenía di-  
 mensiones comparables, en general, con los combustores anterior-  
 mente descritos de la invención.

Cada uno de los combustores de la invención y el combus-  
 tor de control fueron hechos funcionar con 12 puntos o condicio-  
 630 nes de ensayo, es decir 12 distintas combinaciones de temperatura

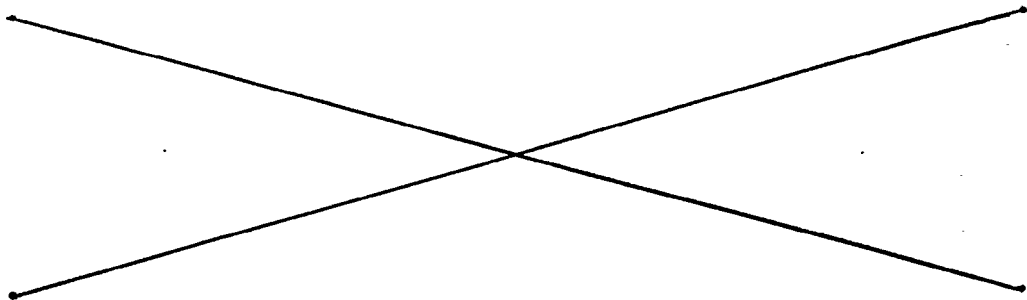
409277

- 23 -

409277



de aire de entrada, presión de combustor, velocidad de flujo y  
velocidad de entrada de calor. Los puntos o condiciones de en-  
sayo 1 a 6 simulan las condiciones de marcha lenta y los puntos  
de ensayo 7 a 12 simulan las condiciones de potencia máxima.  
635 Los combustores de la invención fueron usados empleando un com-  
bustible prevaporizado. El combustor de control fue hecho fun-  
cionar usando un combustible atomizado. En todos los casos de  
funcionamiento, la corriente de aire que iba a los combustores  
fue precalentada por medios clásicos. Los análisis del conteni-  
do de óxidos de nitrógeno (indicados como NO), de monóxido de  
640 carbono y de hidrocarburos (indicados como carbono) en los ga-  
ses de escape de los combustores fueron hechos en cada condi-  
ción de ensayo de cada combustor. Los óxidos de nitrógeno fue-  
ron determinados por la técnica de Saltzman, Anal. Chem. 26,  
645 nº 12, 1954, págs. 1949-1955. El monóxido de carbono fue medi-  
do por un procedimiento cromatográfico. El hidrocarburo fue  
medido por la técnica de Lee y Wimmer, SAE paper 680679. Cada  
contaminante medido está indicado en términos de Kgs. cada 1000  
kgs. de combustible alimentado al combustor. Los resultados de  
650 las condiciones de ensayo 1 a 6 están indicados en la Tabla III.  
Los resultados de las condiciones de ensayo 7 a 12 están indi-  
cados en la Tabla IV. Los datos indicados en las Tablas III y  
IV son valores medios de ensayos repetidos en cada condición  
de ensayo.



409277

- 24 -

409277



655

## TABLA I

PROPIEDADES FÍSICAS Y QUÍMICAS DEL COMBUSTIBLE DE ENSAYOPhiljet A-50

	Destilación ASTM, 20.	
	Punto de ebullición inicial	171
660	5% volumen evaporado	182
	10% volumen evaporado	183
	20% volumen evaporado	188
	30% volumen evaporado	191
	40% volumen evaporado	197
665	50% volumen evaporado	203
	60% volumen evaporado	209
	70% volumen evaporado	218
	80% volumen evaporado	228
	90% volumen evaporado	238
670	95% volumen evaporado	246
	Punto final	258
	Residuo, % volumen	0.8
	Pérdida, % volumen	0.0
	Gravedad, grados API	46.6
675	Densidad, gm/cm <sup>3</sup> .	0.792
	Calor de combustión, neto, cl/gm.	10,370
	Contenido de hidrógeno, % en peso	14.2
	Punto de formación de humo, mm.	27.2
	Azufre, % en peso	0.001
680	Goma, mg/100 ml.	0.0
	Composición, % en volumen	
	Parafinas	52.8
	Cicloparafinas	34.5
	Olefinas	0.1
685	Aromáticos	12.6
	Fórmula (calculada)	(C <sub>11</sub> H <sub>22</sub> )
	Relación estequiométrica combustible/aire, lb/lb. o kg/kg.	0.0676

409277

409277

TABLA II

TIPO DE COMBUSTOR

690

Variable	Número de combustores			
	I	I(a)	I(a)	I(b)
Elemento de cierre	2,22	2,22	2,22	1,59
Diámetro entrada de aire, cms.	4,88	4,88	Tangente	Remolino
Tipo de entrada	6	6	6,35	6,35
Diámetro del orificio, mm.	1,07	1,07	6	6
Número de agujeros	3,213	3,213	1,91	1,91
Sup. total de agujeros, cm <sup>2</sup> .	-	-	5,571	5,571
% total de superficie de agujeros del combustor	-	-	0,127	-
Ranura de combustible, mm.	-	-	-	Simple
Tipo de tobera de combustible	-	-	-	45
Angulo de pulverización, grados	6,35	6,35	-	-
Diámetro del tubo de combustible, mm.	-	-	-	-
Tubo de combustión	-	-	-	-
1ª estación (34)	-	-	-	-
Diámetro de los agujeros, cm. (*)	0,79x2,54	0,79x2,54	0,79x2,54	0,79x2,54
Número total de agujeros	8	8	8	8
Superficie total de agujeros, cm <sup>2</sup> .	167	167	167	167
% total de sup. de agujeros del combustor	48,393	48,393	47,214	47,214
2ª estación (38)	-	-	-	-
Diámetro de agujeros, cm.	0,79x2,54	0,79x2,54	0,79x2,54	0,79x2,54
Número total de agujeros	8	8	8	8
Sup. total de agujeros, cm <sup>2</sup> .	167	167	167	167
% total de sup. de agujeros de combustor	48,393	48,393	47,214	47,214
Sup. de sec. transv. de combustor, cm <sup>2</sup> .	21,6	21,6	21,6	21,6
Sup. total de agujeros de combustor, cm <sup>2</sup> .	33,4	33,4	34,2	34,2
% de sup. de sec. transv.	153,933	153,933	157,777	157,777
Diámetro interior del combustor, cm.	5,25	5,25	5,25	5,25
Longitud de la zona primaria, cm.	18,7	18,7	18,7	18,7
Volumen, cm <sup>3</sup>	405	405	405	405
Longitud del combustor, cm.	46,9	46,9	46,9	46,9
Volumen, cm <sup>3</sup> .	1015	1015	1015	1015

(\*) Los agujeros tienen en sus extremos un diámetro de 0,79 cm.; las ranuras tienen una longitud de 2,54 cm.

409277

409277

725

TABLA III

COMPARACIÓN DE EMANACIONES DE COMBUSTORES EN MARCHA LENTA

	Condiciones de ensayo					
	1	2	3	4	5	6
482	482	482	482	482	482	482
1270	1270	1270	1270	1270	1270	1270
76	76	76	76	122	122	122
111	153	195	195	111	153	195

Variables de funcionamiento del combustor  
 Temperatura, entrada primaria de aire, ° C.  
 Presión en mm. Hg.  
 Velocidad, flujo en frío, m/s  
 Velocidad de entrada de calor, cal/g de aire

OXIDOS DE NITROGENO

	Kg/1000 kg					
	1	2	3	4	5	6
3.4	3.4	3.4	3.2	2.2	2.1	2.3
1.8	1.8	1.2	2.2	1.6	1.2	1.7
2.0	1.4	1.4	2.4	1.4	1.4	1.6
1.2	1.3	1.3	1.0	1.0	0.7	1.4
0.0	0.5	0.5	2.0	0.0	0.2	0.2

Nº  
 C  
 1(a)  
 7(a)  
 1(b)  
 1

Combustores  
 Combustor de control  
 Combustor  
 Combustor  
 Combustor  
 Combustor

735

MONÓXIDO DE CARBONO

	Kg/1000 kg					
	1	2	3	4	5	6
10	10	2	0	17	9	0
26.5	26.5	0	1.5	33.5	9	3
14	14	0	0	17	6	0
28	28	5.5	4.5	34	15	7
2	2	0	0	6	1.5	0

Nº  
 C  
 1(a)  
 7(a)  
 1(b)  
 1

Combustores  
 Combustor de control  
 Combustor  
 Combustor  
 Combustor  
 Combustor

745

HIIDROCARBUROS

	Kg/1000 kg					
	1	2	3	4	5	6
0.6	0.6	0.7	0.4	0.9	0.4	0.8
0.2	0.2	0.1	0.0	0.2	0.1	0.0
1.0	1.0	0.2	0.1	0.2	0.2	0.1
0.4	0.4	0.2	0.2	0.6	0.6	0.7
		0.2	3.5	0.2	0.1	5.6

Nº  
 C  
 1(a)  
 7(a)  
 1(b)  
 1

Combustores  
 Combustor de control  
 Combustor  
 Combustor  
 Combustor  
 Combustor

750

409277.

409277.

TABLA IV

COMPARACIÓN DE EMANACIONES DE COMBUSTORES EN CONDICIONES DE POTENCIA MÁXIMA

755

Variables de funcionamiento de los combustores

Temperatura, entrada primaria de aire, °C.  
 Presión, en atm.  
 Velocidad, flujo en frío, m/s  
 Velocidad de entrada de calor, cal/g.

	Condiciones de ensayo					
	7	8	9	10	11	12
593	593	593	593	593	593	593
3,67	3,67	3,67	3,67	3,67	3,67	3,67
76	76	76	122	122	122	122
83	125	167	83	83	125	167

ÓXIDOS DE NITRÓGENO

Combustores  
 C  
 1(a)  
 7(a)  
 1(b)  
 1

	Kg/1000 kg de combustible					
	7	8	9	10	11	12
10.7	11.2	10.0	9.9	8.0	8.0	7.4
2.9	2.6	3.0	2.6	2.2	2.2	2.4
14.5	2.6	2.8	19.4	2.3	2.3	2.5
1.4	2.0	2.5	2.0	1.8	1.8	2.2
0.0	0.6	2.2	0.0	0.0	0.0	1.4

MONÓXIDO DE CARBONO

Combustores  
 C  
 1(a)  
 7(a)  
 1(b)  
 1

	Kg/1000 kg. de combustible					
	7	8	9	10	11	12
0	0	0	0	0	0	0
10	0	5	18	2.5	0	0
0	0	0	12.5	6.5	0	0
13.5	8	7	36	0	0	1.5
0	0	0	3	0	0	0

HIDROCARBUROS

Combustores  
 C  
 1(a)  
 7(a)  
 1(b)  
 1

	Kg/1000 kg. de combustible					
	7	8	9	10	11	12
0.2	0.1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2
0.2	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2	0.1
0.2	0.2	0.1	0.2	0.2	0.2	0.1
0.5	0.2	0.2	0.4	0.2	0.2	0.2
0.6	0.3	0.2	0.6	0.9	0.9	0.5

770

775

780

409277

- 28 -

409277



Estos datos indican claramente que todos los combustores de la invención dieron resultados notablemente superiores a los resultados obtenidos con el combustor de control. El combustor núm. 1, en particular, dio resultados excepcionales en prácticamente todas las condiciones de ensayo en lo que concierne a las emanaciones de óxidos de nitrógeno, que son los contaminantes más difíciles de controlar. Dichos datos muestran también que todos los combustores de la invención pueden ser hechos funcionar en condiciones de marcha en vacío para que no produzcan más de 2 kg. de óxidos de nitrógeno cada 1000 kg. de combustible quemado y no más de aproximadamente 3,5 kg. de óxidos de nitrógeno cada 1000 kg. de combustible quemado en condiciones de potencia máxima. Tales condiciones de funcionamiento son condiciones preferidas.

#### E J E M P L O 2

Se realizó otra serie de ensayos empleando los combustores 1 y 1(b) del Ejemplo 1. En estos ensayos, la entrada de calor (flujo de combustible) fue variada, quedando fijo el flujo del aire, con diferentes combinaciones de presión de combustión, velocidad de referencia y temperatura del aire de entrada. Cada uno de dichos combustores fue hecho funcionar en los puntos o condiciones de ensayo indicados en la Tabla V. El combustor nº 1 fue usado empleando un combustible prevaporizado. El combustor nº 1(b) fue usado empleando un combustible líquido atomizado. Las propiedades del combustible usado en ambos combustores están indicadas en la Tabla I. Los análisis del contenido de emanaciones de los gases de escape de los combustores fueron realizados como en el Ejemplo I. Los datos de emanaciones de dichos ensayos están indicados en las Tablas VI y VII. Los datos de emanaciones indicados en dichas Tablas VI y VII son valores medios de ensayos repetidos en cada condición de ensayo.

409277

409277

TABLA V

CONDICIONES DE ENSAYO DE LOS COMBUSTORES NOE I Y I(b)

815

Condición de ensayo nº	Temperatura de aire de entrada primaria °C	Presión de combustible en atm.	Velocidad de flujo en frío m/seg.	Entrada de calor cal/g de aire	Flujo de aire /seg.	Flujo de combustible kg/h.
820	593	3,67	76	42	248	3,6
	"	"	"	61	"	5,3
	"	"	"	83	"	7,8
	"	"	"	103	"	10,7
	"	"	"	125	"	12,4
	"	"	"	144	"	14,3
	"	"	"	167	"	16,5
825	482	3,67	76	42	284	4,1
	"	"	"	61	"	6,0
	"	"	"	83	"	8,2
	"	"	"	103	"	10,1
	"	"	"	125	"	12,3
	"	"	"	144	"	14,2
	"	"	"	167	"	16,5
830	371	3,67	76	42	333	5,3
	"	"	"	61	"	7,0
	"	"	"	83	"	9,6
	"	"	"	103	"	11,9
	"	"	"	125	"	14,5
	"	"	"	144	"	16,7
	"	"	"	167	"	19,3
835	260	3,67	76	42	402	5,8
	"	"	"	61	"	8,6
	"	"	"	83	"	11,6
	"	"	"	103	"	14,4
	"	"	"	125	"	17,5
	"	"	"	144	"	20,2
	"	"	"	167	"	23,3
840	593	3,67	122	42	396	5,7
	"	"	"	61	"	8,4
	"	"	"	83	"	11,4
	"	"	"	103	"	14,1
	"	"	"	125	"	17,2
	"	"	"	144	"	19,9
	"	"	"	167	"	22,9
845	593	6,02	76	42	405	5,9
	"	"	"	61	"	8,6
	"	"	"	83	"	11,7
	"	"	"	103	"	14,5
	"	"	"	125	"	17,6
	"	"	"	144	"	20,4
	"	"	"	167	"	23,4

855

860

409277

409277

TABLA VI

RESUMEN DE LOS DATOS DE EMANACIONES DEL COMBUSTOR Nº 1

Condición de ensayo nº	Tiempo de permanencia mseg.	Zona primaria	Relación de equivalencia, $\phi$	NO <sub>x</sub> (ab NO)	Emanaciones, kg/1000 kg. de combustible	H <sub>2</sub> (as C)
865	76.6	1.85	1.85	19.8	2	0.6
	"	2.72	2.72	9.4	28	0.3
	"	3.71	3.71	3.2	26	0.2
870	"	4.55	4.55	3.0	14	0.2
	"	5.54	5.54	2.4	10	0.2
	"	6.40	6.40	2.2	9	0.1
	"	7.40	7.40	2.6	3	0.2
	"	1.84	1.84	9.5	51	0.5
875	76.6	2.72	2.72	4.1	35	1.2
	"	3.71	3.71	1.6	46	0.8
	"	4.55	4.55	1.0	24	0.2
	"	5.54	5.54	0.6	17	0.2
	"	6.40	6.40	0.9	2	0.2
	"	7.40	7.40	1.2	0	0.2
880	76.6	1.85	1.85	5.7	94	0.5
	"	2.72	2.72	3.8	108	0.3
	"	3.70	3.70	1.4	80	0.2
	"	4.55	4.55	0.9	30	0.2
	"	5.54	5.54	0.7	20	0.1
	"	6.40	6.40	0.8	40	0.7
	"	7.40	7.40	1.4	6	0.7
885	76.6	1.85	1.85	4.1	6	1.0
	"	2.72	2.72	3.5	116	0.9
	"	3.70	3.70	1.1	134	0.2
	"	4.56	4.56	0.9	109	0.4
	"	5.54	5.54	0.8	72	0.4
	"	6.40	6.40	0.5	86	4.2
	"	7.40	7.40	0.8	101	8.2
890	76.6	1.85	1.85	23.9	4	0.7
	"	2.71	2.71	5.6	36	0.6
	"	3.70	3.70	1.2	30	0.6
	"	4.56	4.56	1.0	20	0.2
	"	5.54	5.54	0.8	10	0.2
	"	6.40	6.40	1.4	8	0.2
	"	7.40	7.40	1.4	2	0.3
895	47.8	1.85	1.85	23.9	4	0.7
	"	2.71	2.71	5.6	36	0.6
	"	3.70	3.70	1.2	30	0.6
	"	4.56	4.56	1.0	20	0.2
	"	5.54	5.54	0.8	10	0.2
	"	6.40	6.40	1.4	8	0.2
	"	7.40	7.40	1.4	2	0.3
900	76.6	1.85	1.85	46.5	0	0.6
	"	2.71	2.71	8.8	4	1.2
	"	3.71	3.71	3.4	11	0.3
	"	4.56	4.56	3.8	11	0.4
	"	5.56	5.56	3.8	2	0.2
	"	6.40	6.40	3.8	0	0.2
	"	7.40	7.40	4.2	0	0.2
905	76.6	1.85	1.85	46.5	0	0.6
	"	2.71	2.71	8.8	4	1.2
	"	3.71	3.71	3.4	11	0.3
	"	4.56	4.56	3.8	11	0.4
	"	5.56	5.56	3.8	2	0.2
	"	6.40	6.40	3.8	0	0.2
	"	7.40	7.40	4.2	0	0.2

409277

409277

TABLA VII

RESUMEN DE DATOS DE EMANACIONES DEL COMBUSTOR Nº 1(b)

910	Condición de ensayo nº	Tiempo de permanencia mseg.	Relación de equivalencia, $\phi$	NOx (as NO)	CO	HC (as C)
				18.8	0	0.5
915	1	44.2	1.07	7.0	32	0.3
	2	"	2.14	5.7	14	0.4
	3	"	2.63	2.1	6	0.1
	4	"	3.19	1.9	2	0.1
	5	"	3.70	2.2	2	0.2
	6	"	4.26	2.0	1	0.0
920	7			9.4	4	0.5
	8	44.2	1.06	3.9	77	0.3
	9	"	1.57	1.4	53	0.1
	10	"	2.14	1.4	22	0.3
	11	"	2.63	1.4	7	0.2
	12	"	3.20	1.5	2	0.2
	13	"	3.70	1.6	0	0.1
	14	"	4.27	1.8	0	0.1
930	15			6.7	7	0.5
	16	44.2	1.07	2.8	112	0.3
	17	"	1.56	1.6	122	0.2
	18	"	2.13	1.1	76	0.2
	19	"	2.63	1.0	28	0.2
	20	"	3.20	1.3	10	0.1
	21	"	3.69	1.2	4	0.0
	22	"	4.26	3.1	10	1.4
935	23	44.2	1.07	1.4	191	0.5
	24	"	1.57	1.3	232	0.3
	25	"	2.13	1.2	153	0.2
	26	"	2.63	0.9	107	0.4
	27	"	3.20	1.0	50	0.6
	28	"	3.70	1.0	26	0.4
	29	"	4.26	19.6	7	0.5
940	30	27.6	1.07	3.2	50	0.2
	31	"	1.56	1.6	22	0.2
	32	"	2.13	1.8	10	0.1
	33	"	2.63	2.4	23	0.0
	34	"	3.19	2.0	2	0.0
	35	"	3.70	1.4	1	0.2
	36	"	4.26	4.2	0	0.6
950	37	44.2	1.07	2.2	14	0.2
	38	"	1.56	2.4	10	0.1
	39	"	2.13	2.5	4	0.1
	40	"	2.63	2.8	1	0.1
	41	"	3.20	2.6	2	0.1
	42	"	3.70	2.8	1	0.0
955	42	"	4.26	2.8	1	0.0



Los datos indican que la reducción de la temperatura del aire de entrada a la zona primaria de combustión reduce las emanaciones de  $\text{NO}_x$ . La temperatura del aire de entrada a la segunda zona del combustor (entrada en las aberturas 34),  
960 no fue medida, pero se acercaba a la temperatura del aire primario introducido por los conductos de entrada de aire (24). Las emanaciones de CO disminuyeron al aumentar la temperatura del aire de entrada en la segunda zona del combustor. Así, como se dirá más adelante, en algunas formas de realización de  
965 la invención se prefiere que la temperatura del aire secundario admitido en la segunda zona del combustor sea más elevada que la temperatura del aire admitido en la zona primaria de combustión.

Dichos datos muestran también que, en general, el  
970 aumento de la presión del combustor aumenta las emanaciones de  $\text{NO}_x$ , pero el aumento de la velocidad de referencia disminuye las emanaciones de  $\text{NO}_x$ . En general, las emanaciones de  $\text{NO}_x$  disminuyen al aumentar la relación de equivalencia en la zona primaria de combustión (aumentando la mezcla rica en combustible)  
975 y tienden a igualarse a bajos niveles al aumentar la entrada de calor. Dichas relaciones de equivalencia fueron calculadas a base del porcentaje de la superficie total de agujeros de combustor para los conductos (24) de entrada de aire en la zona primaria de combustión. Véanse los combustores (1 y 1b)  
980 en la Tabla II. En general, las emanaciones de CO, que tienden, digo, tendían a alcanzar puntas a niveles intermedios de entrada de calor, disminuyeron al aumentar la presión del combustor y aumentaron al aumentar la velocidad de referencia.

### E J E M P L O 3

985 Se realizó otra serie de ensayos empleando el combus-

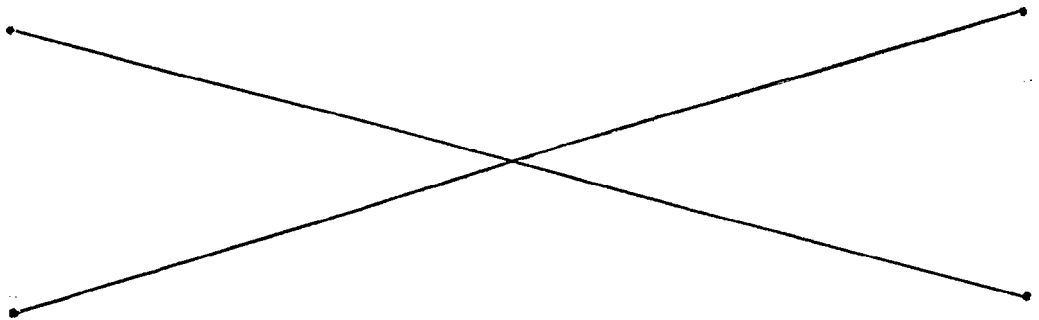


990 tor (1) del Ejemplo 1 y cinco modificaciones del mismo, es decir los combustores 1(c), 1(d), 1(e), 1(f) y 1(g). Con referencia a las figuras 1 y 4, dichos cinco combustores modificados eran esencialmente como el combustor 1 excepto en el diámetro de los conductos (24) de entrada de aire. En la Tabla VIII se indican detalles de dichos combustores. Los detalles de tipo del combustor 1 están indicados en la Tabla II. Dichos detalles es decir las dimensiones, están indicados a sólo título de ilustración y no tienen que ser interpretados como una limitación de la invención. Dichas dimensiones pueden variarse dentro de amplios límites siempre que se obtengan los resultados mejorados de la invención.

995

1.000 Cada uno de dichos combustores fué hecho funcionar con 12 puntos o condiciones de ensayo, es decir, 12 distintas combinaciones de temperatura de entrada de aire, presión de combustor, velocidad de flujo y velocidad de entrada de calor, análogamente al Ejemplo 1. Dichos combustores fueron hechos funcionar usando el mismo combustible prevaporizado, como en los Ejemplos 1 y 2. Las condiciones de funcionamiento están indicadas en la Tabla IX. Los análisis de los gases de escape de los combustores fueron ejecutados como en el Ejemplo 1. Los datos de emanación de dichos ensayos están indicados en la Tabla X. Dichos datos son valores medios de ensayos repetidos en cada condición de ensayo.

1.005



409277

409277

1.010

TABLA VIII

## TIPO DE COMBUSTOR

Variable	Número de combustor			
	I(e)	I(d)	I(e)	I(f)
<b>Elemento de cierre</b>				
Diámetro de entrada de aire, cm	2.22	2.22	2.22	2.22
Tipo de entrada	Tangente	Tangente	Tangente	Tangente
Diámetro de agujero, mm.	3.17	4.516	5.35	5.85
Número de agujeros	6	6	6	6
Sup. total de agujeros, cm <sup>2</sup>	0.48	0.82	1.35	1.61
% total de sup. de ag. combinados	1.458	2.477	4.030	4.743
Tipo de tobera de combustible	-	-	-	-
Angulo de pulverización, grados	-	-	-	-
Diámetro del tubo de combustible, mm.	6.35	6.35	6.35	6.35
<b>Tubo de combustión</b>				
1 <sup>a</sup> estación (34)				
Diámetro de agujeros, cm.	0.79x2.54	0.79x2.54	0.79x2.54	0.79x2.54
Número de agujeros	8	8	8	8
Sup. total de agujeros, cm <sup>2</sup>	16.1	16.1	16.1	16.1
% de sup. total de agujeros combinados	49.271	48.761	47.985	47.628
2 <sup>a</sup> estación (38)				
Diámetro de agujeros, mm.	0.79x2.54	0.79x2.54	0.79x2.54	0.79x2.54
Números de agujeros	8	8	8	8
Sup. total de agujeros, cm <sup>2</sup>	16.1	16.1	16.1	16.1
% total de sup. de agujeros combinados	49.271	48.761	47.985	47.628
<b>Sup. comb. de sec. trans.</b>				
Sup. total de ag. combinados, cm <sup>2</sup>	21.6	21.6	21.6	21.6
% de sup. de sec. transv.	32.8	33.1	33.6	33.9
Sup. total de ag. combinados, cm <sup>2</sup>	151.119	152.771	155.244	156.406
<b>Diámetro int. del combustor, cm.</b>				
Longitud de la zona primaria, cm.	5.05	5.05	5.05	5.05
Volumen, cm <sup>3</sup>	18.0	18.0	18.0	18.0
Longitud del combustor, cm.	4.05	4.05	4.05	4.05
Volumen, cm <sup>3</sup>	40.5	40.5	40.5	40.5
	1015	1015	1015	1015

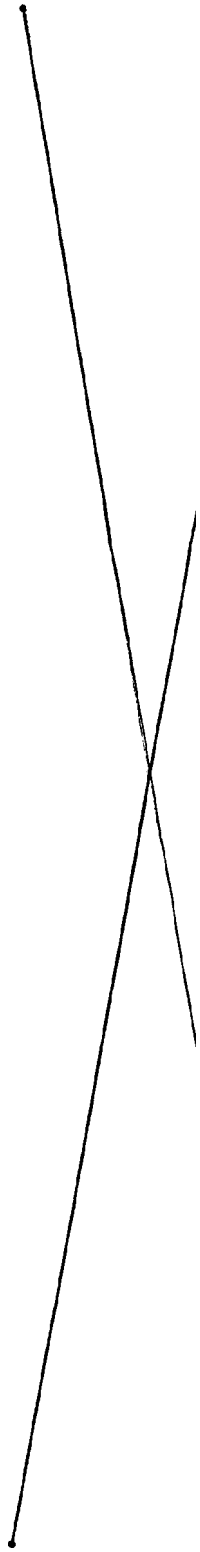
409277

409277

TABLA VIII (Continuación)

TIPO DE COMBUSTOR

Variable	Número de combustor			
	I(g)	I(h)	I(i)	I(j)
1.045	Elemento de cierre			
	Diámetro de entrada, cm.			
	Tipo de entrada			
	Diámetro de agujero, mm.			
	Número de agujeros			
	Sup. total de agujeros, cm <sup>2</sup>			
	% total de sup. de ag. combinados			
	Tipo de tobera de combustible			
	Ángulo de pulverización, grados			
	Diámetro del tubo de combustible, mm.			
	2.22	2.22	2.22	1.59
	Tangente	Tangente	Tangente	Remolino
	6.35	4.77	6.35	6.35
	6	6	6	6
	1.91	1.07	1.91	1.91
	5.571	3.4213	5.571	5.571
	-	-	-	Simple
	-	-	-	45
	6.35	6.35	6.35	-
1.050	Tubo de combustión			
	1ª estación (34)			
	Diámetro de agujeros, cm.			
	Número de agujeros			
	Sup. total de agujeros, cm <sup>2</sup>			
	% de sup. total de agujeros combinados			
	2ª estación (38)			
	Diámetro de agujeros, mm.			
	Número de agujeros			
	Sup. total de agujeros, cm <sup>2</sup>			
	% total de sup. de agujeros combinados			
	0.79x2.54	0.79x2.54	0.79x2.54	0.79x2.54
	8	8	8	8
	16.1	16.1	16.1	16.1
	47.214	48.393	47.214	47.214
	0.79x2.54	0.79x2.54	0.79x2.54	0.79x2.54
	8	8	8	8
	16.1	16.1	16.1	16.1
	47.214	48.393	47.214	47.214
	21.6	21.6	21.6	21.6
	34.2	33.4	34.2	34.2
	157.777	153.933	157.777	157.777
1.055	Sup. comb. de sec. transv. cm <sup>2</sup>			
	Sup. total de ag. combinados, cm <sup>2</sup>			
	% de sup. de sec. transv.			
	5.05	5.05	5.05	5.05
	18.0	18.0	18.0	18.0
	405	405	405	405
	40.5	40.5	40.5	40.5
	1015	1015	1015	1015
1.060	Diámetro int. del combustor, cm.			
	Longitud de la zona primaria, cm.			
	Volumen, cm <sup>3</sup>			
	Longitud del combustor, cm.			
	Volumen, cm <sup>3</sup>			
	5.05	5.05	5.05	5.05
	18.0	18.0	18.0	18.0
	405	405	405	405
	40.5	40.5	40.5	40.5
	1015	1015	1015	1015
1.065	Sup. comb. de sec. transv. cm <sup>2</sup>			
	Sup. total de ag. combinados, cm <sup>2</sup>			
	% de sup. de sec. transv.			
	5.05	5.05	5.05	5.05
	18.0	18.0	18.0	18.0
	405	405	405	405
	40.5	40.5	40.5	40.5
	1015	1015	1015	1015
1.070	Diámetro int. del combustor, cm.			
	Longitud de la zona primaria, cm.			
	Volumen, cm <sup>3</sup>			
	Longitud del combustor, cm.			
	Volumen, cm <sup>3</sup>			
	5.05	5.05	5.05	5.05
	18.0	18.0	18.0	18.0
	405	405	405	405
	40.5	40.5	40.5	40.5
	1015	1015	1015	1015



409277

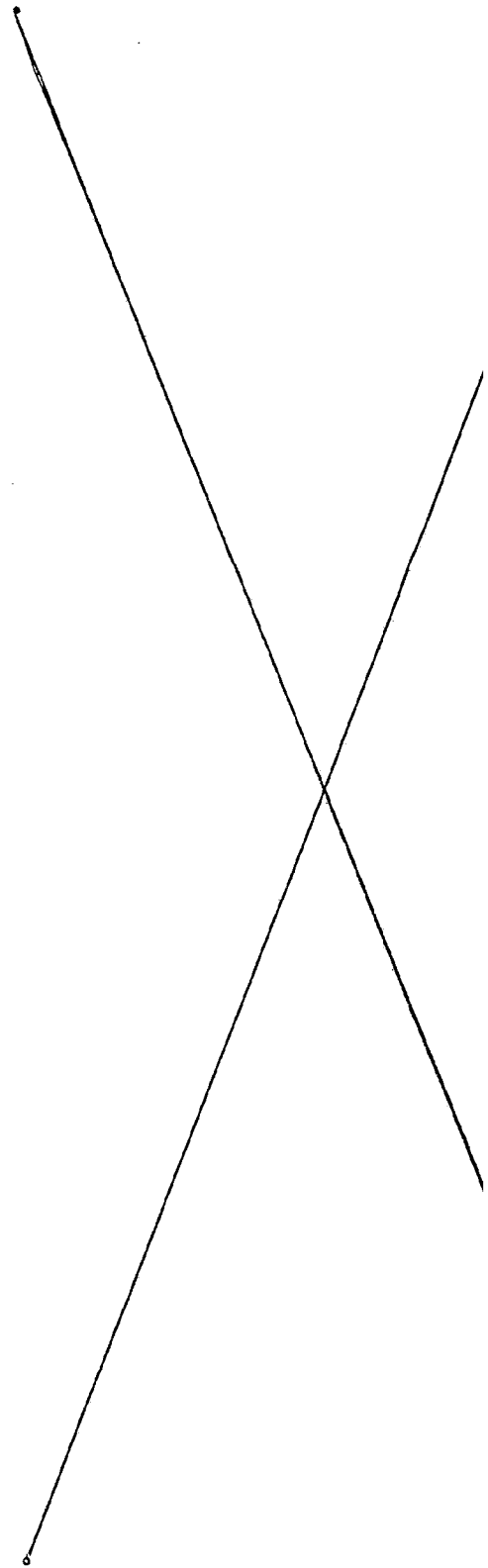
409277

TABLA IX

CONDICIONES DE ENSAYO

Combustores 1, 1(c), 1(d), 1(e), 1(f) y 1(g)

Condición de ensayo nº	Temperatura de aire de entrada primaria, 9C.	Presión de combustor en atm.	Velocidad de referencia de flujo en frío m/seg.	Entrada de calor cal/g.	Flujo de aire g/seg.	Flujo de combustible kg/h.
1.080						
1	482	1.67	76	111	129	4.95
2	"	"	"	153	"	6.80
3	"	"	"	195	"	8.66
1.085						
4	482	1.67	122	111	206	7.94
5	"	"	"	153	"	10.9
6	"	"	"	195	"	13.9
1.090						
7	593	3.67	76	83	248	7.12
8	"	"	"	125	"	10.7
9	"	"	"	167	"	14.3
1.090						
10	593	3.67	122	83	396	11.4
11	"	"	"	125	"	17.2
12	"	"	"	167	"	22.8



RESUMEN DE DATOS DE EMANACIONES DE LOS COMBUSTORES L, I(c), I(d), I(e), I(f) y I(g)

Combustor nº	Número de la condición de ensayo											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
	Oxidos de nitrógeno, kg NO <sub>x</sub> /1000 kg de combustible (como NO)											
L.100	I(g) I(f) I(e)	2.2 0.6 0.9	2.1 2.8 3.2	1.2 0.6 1.4	1.3 1.2 1.2	1.4 2.0 1.8	9.8 2.9 2.0	2.5 2.4 2.3	1.8 2.7 2.9	13.0 2.6 2.4	2.2 2.2 1.7	2.0 3.9 3.4
L.105	I(d) I(c)	0.8 2.3	2.0 3.1	0.6 2.0	1.4 1.8	1.8 2.2	2.0 2.8	2.0 3.6	3.3 6.0	2.0 2.5	1.8 2.9	3.3 4.8
	Monóxido de carbono, kg. CO/1000 kg. de combustible											
L.110	I(g) I(f) I(e) I(d) I(e)	38 32 60 56 32 48	4 8 6 8 14 20	47 28 47 50 43 77	12 14 33 56 76	10 6 12 14 17 12	8 8 9 7 11 10	2 0 2 2 2 2	2 0 0 2 0 0	12 12 17 16 17 20	5 1 2 4 4 13	1 0 0 0 0 1
	Hidrocarburos, kg. HC/1000 kg de combustible (como C)											
L.115	I(g) I(f) I(e) I(d) I(e)	0.4 0.2 0.4 0.2 1.1	0.0 0.1 0.6 0.1 0.0	0.4 0.2 0.2 0.3 1.8	0.2 0.1 0.8 0.1 0.3	0.2 0.0 0.2 0.0 0.1	0.1 0.2 0.2 0.2 0.4	0.1 0.1 0.2 0.1 0.2	0.1 0.1 0.1 0.1 0.1	0.2 0.2 0.3 0.2 0.2	0.1 0.1 0.1 0.1 0.2	0.1 0.1 0.1 0.1 0.1
L.120	I(g) I(f) I(e)	44.1 51.8 61.0	44.1 51.8 61.0	27.5 32.3 38.1	27.5 32.3 38.1	44.2 51.9 61.0	44.2 51.9 61.0	44.2 51.9 61.0	44.2 51.9 61.0	27.6 32.4 38.2	27.6 32.4 38.2	27.6 32.4 38.2
L.125	I(d) I(e)	76.5 99.2 168.6	76.5 99.2 168.6	47.7 61.9 105.2	47.7 61.9 105.2	76.6 99.3 168.7	76.6 99.3 168.7	76.6 99.3 168.7	76.6 99.3 168.7	47.8 62.1 105.5	47.8 62.1 105.5	47.8 62.1 105.5
	Tiempo de permanencia, ms.											
L.130	I(g) I(f) I(e) I(d) I(e)	2.83 3.32 3.92 4.91 6.38 10.80	4.96 5.82 6.85 8.60 11.20 18.96	2.84 3.33 3.92 4.91 6.38 10.88	3.90 4.59 5.40 6.78 8.80 14.94	4.98 5.85 6.88 8.65 11.20 18.96	2.12 2.49 2.93 3.68 4.77 8.13	3.19 3.75 4.42 5.54 7.18 12.22	4.26 5.01 5.89 7.40 9.60 16.25	2.13 2.50 2.95 3.70 4.79 8.13	3.19 3.75 4.42 5.54 7.18 12.22	4.26 5.01 5.89 7.40 9.60 16.25
	Relación de equivalencia, ϕ											

409277

- 38 -

409277



Los datos de la Tabla X indican que, prácticamente, todos los valores de emanación de  $\text{NO}_x$  fueron buenos valores bajos para los ensayos allí indicados. Dichos datos muestran también, en general, que las emanaciones de CO disminuyen al aumentar la entrada de calor cuando se mantienen sobre valores fijos la temperatura del aire de entrada, la presión del combustor y la velocidad de referencia; las emanaciones de CO disminuyen con un aumento de la temperatura del aire de entrada y un aumento de la presión del combustor; y las emanaciones de CO aumentan al aumentar la velocidad de referencia.

E J E M P L O 4

Se ejecutó otra serie de ensayos empleando tres combustores adicionales l(h), l(i) y l(j). El combustor l(h) era esencialmente como el combustor l del Ejemplo 1. El combustor l(i) era una modificación del combustor (l) y era esencialmente como el combustor l(g) del Ejemplo 3. El combustor l(j) era una modificación del combustor (l) y esencialmente como el combustor l(b) del Ejemplo 1.

Cada uno de los combustores fue hecho funcionar en 12 puntos o condiciones de ensayo, es decir, 12 distintas combinaciones de temperatura del aire de entrada, presión del combustor, velocidad de flujo y velocidad de entrada de calor, análogamente al Ejemplo 1. Dichos combustores fueron hechos funcionar usando el mismo combustible que en otros Ejemplos. Los combustores l(h) y l(i) fueron hechos funcionar usando combustible pre-vaporizado. El combustor (l(j) fue hecho funcionar usando combustible líquido atomizado. Las condiciones de funcionamiento eran las mismas que para los ensayos del Ejemplo 3 y están indicadas en la Tabla IX. Los análisis del escape de los combustores fueron ejecutados como en otros Ejemplos. Los datos de emanación, que son valores medios de ensayos repetidos en cada

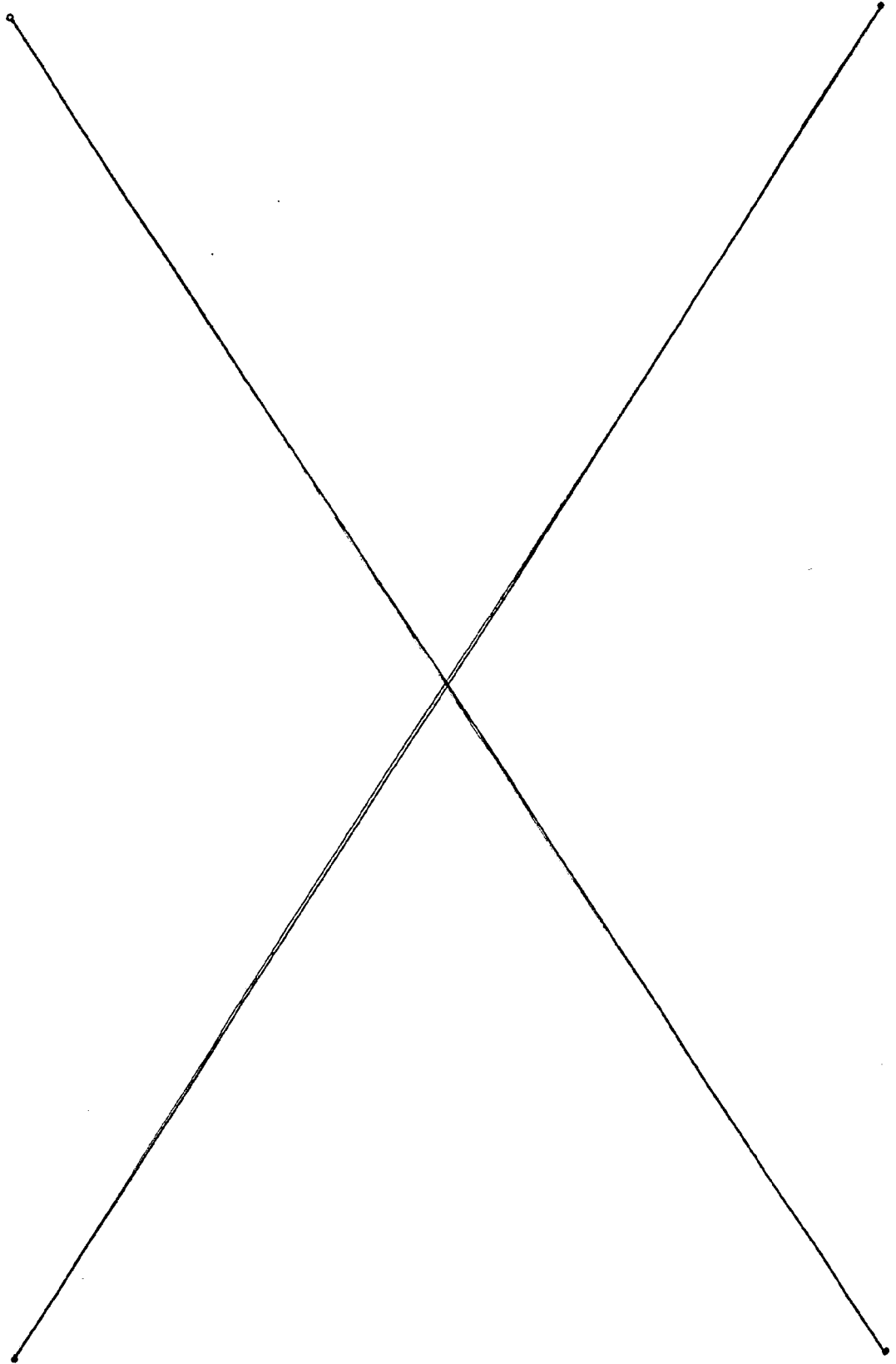
409277

409277

4



condición de ensayo, están indicados en la Tabla XI.



409277

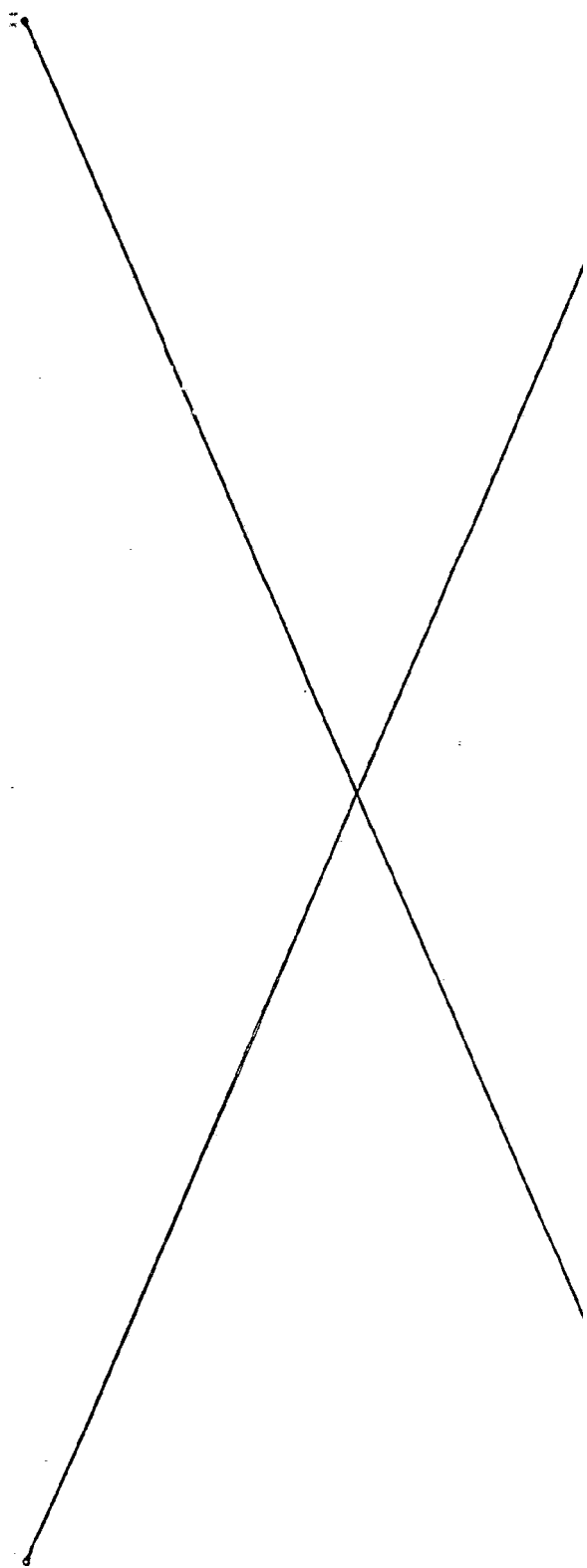
409277

15170

TABLA XI

RESUMEN DE LOS DATOS DE EMANACIÓN DE LOS COMBUSTORES L(h), I(I), Y I(I)

Condición de ensayo	Emanaciones, kg/1000 kg de combustible para los combustores números		CO		HC (como C)					
	NOx (como NO)	Combustor número	I(h)	I(I)	I(h)	I(I)				
15175	1.0	0.8	1.3	1.3	82	112	104	0.2	1.0	0.6
	1.2	1.2	0.6	0.6	18	23	16	0.2	1.4	0.1
	1.6	1.0	1.0	1.0	17	3	3	0.1	0.2	0.0
15180	1.2	0.3	1.1	1.1	118	162	156	0.4	0.6	0.2
	0.9	0.3	0.8	0.8	70	85	40	0.4	1.4	0.2
	0.8	0.6	0.4	0.4	7	28	7	0.1	0.2	0.2
	3.2	1.6	24.1	24.1	35	50	29	0.2	0.6	0.4
	2.9	1.8	2.0	2.0	6	10	7	0.2	0.2	0.2
	2.4	1.8	2.0	2.0	2	4	0	0.1	0.2	0.1
15185	3.2	1.4	22.8	22.8	32	86	43	0.2	0.4	0.6
	2.2	1.4	1.9	1.9	12	22	17	0.2	0.2	0.2
	2.8	1.8	1.6	1.6	3	2	0	0.1	0.1	0.1



409277

- 41 - 409277



En general, los datos de la Tabla XI confirman los datos indicados en la Tabla X.

1.190

En los Ejemplos anteriores, el combustible de los combustores de la invención fué prevaporizado, excepto el de los combustores números 1(b) y 1(j). La invención no se limita al uso de combustibles prevaporizados, sino que cae dentro de su alcance el empleo de combustibles líquidos atomizados.

1.195

Con fines de comparación, todos los ensayos indicados en los Ejemplos anteriores fueron ejecutados en las condiciones de temperatura de aire de entrada, presión de combustor, velocidad de flujo y velocidad de entrada de calor indicados en las Tablas III, IV, V y IX. La invención no se limita a los valores allí indicados para dichas variables. Cae dentro del al-

1.200

cance de la invención hacer funcionar los combustores de la invención en cualesquiera condiciones que proporcionen los resultados mejorados de la invención. Por ejemplo, cae dentro del alcance de la invención hacer funcionar dichos combustores

1.205

a temperaturas de aire de entrada que van desde las temperaturas ambientes o más bajas hasta unos 816° C. o más; a presiones de combustor comprendidas entre aproximadamente 1 y aproximadamente 40 atmósferas o más; a velocidades de flujo comprendidas entre aproximadamente 0,3 y 153 m. por segundo o más;

1.210

y a velocidades de entrada de calor comprendidas entre aproximadamente 17 y 670 cal/g. de aire. Hablando en general, las condiciones de funcionamiento de los combustores de la invención dependerán de donde se emplee el combustor. Por ejemplo, cuando el combustor es empleado con una turbina de alta presión,

1.215

se emplearán en el combustor más altas presiones y más altas temperaturas de aire de entrada. Así, la invención no se limita a ninguna condición particular de funcionamiento. En un método

409277

- 42 -

409277



1.220 preferido de funcionamiento de los combustores de la invención la primera y la segunda corriente de aire serán relativamente frías (en comparación con la tercera corriente de aire) y pueden tener esencialmente la misma temperatura. La tercera corriente de aire será calentada con preferencia en muchos casos a una temperatura comprendida entre 55 y 280° C. más que la temperatura de dichas primera y segunda corrientes de aire.

1.225 En otro método preferido de funcionamiento de los combustores de la invención, la temperatura de la mencionada segunda corriente de aire puede ser de 55 a 280° C. más que dicha primera corriente de aire. En esta forma de realización de la invención, dicha tercera corriente de aire puede tener una temperatura superior en 55-280° C. a la temperatura de dicha primera o segunda corriente de aire, si así se desea para obtener mejores resultados.

1.230 Los volúmenes relativos de la primera, segunda y tercera corrientes de aire dependerán de las otras condiciones de funcionamiento. En general, el volumen combinado de dicha primera y segunda corriente de aire será una proporción inferior del aire total del combustor, es decir, menos de aproximadamente 50% en volumen, siendo dicha primera corriente de aire de hasta el 25% en volumen aprox. y dicha segunda corriente de

1.235 aire de hasta el 24% en volumen aprox. El volumen de dicha tercera corriente de aire será una porción importante del aire total del combustor, es decir, más del 50% en volumen.

1.240 En un sistema actualmente preferido de realización de la invención, la zona primaria de combustión es hecha funcionar con preferencia rica en combustible con respecto al aire primario admitido en ella. Así, la relación de equivalencia en la zona primaria de combustión es preferiblemente superior a la estequiométrica. En este método de funcionamiento, la segunda

1.245

4



409277

1:250 zona (zona secundaria de combustión) del combustor es hecha funcionar con preferencia con poco combustible en lo que concierne a todo combustible sin quemar y aire que entre en dicha segunda zona desde dicha zona primaria, y todo aire adicional admitido en dicha segunda zona. Así, la relación de equivalencia en dicha segunda zona es preferiblemente inferior a la estequiométrica. Este método de funcionamiento es preferido cuando se desea obtener de un combustor bajas emanaciones de  $\text{NO}_x$  y  $\text{CO}$ . En general, se prefiere que la transición desde la condición rica en combustible en la zona primaria de combustión y la condición pobre en combustible en la zona secundaria se efectúe lo más rápidamente posible. Aun cuando se prefiere actualmente que la zona primaria de combustión sea hecha funcionar rica en combustible, como se ha descrito, cae dentro del alcance de la invención hacer funcionar la zona primaria de combustión pobre en combustible.

1:255

1:260

1:265 Por ejemplo, en la práctica de la invención aplicada a combustores de baja relación de compresión, por ejemplo con relaciones de compresión de hasta aproximadamente 5, la relación de equivalencia en la zona primaria de combustión puede tener cualquier valor tal que el valor de las emanaciones de  $\text{NO}_x$  de los gases de escape del combustor no sea mayor que 5 kilos aprox. - y preferiblemente mayor que 3,5 kgs - cada 1000 kilos de combustible quemado en dicho combustor. Con preferencia, dicha relación de equivalencia será de aproximadamente 1,5 - y mejor todavía de 3,5 cuando menos - según los otros variables o parámetros de funcionamiento, por ejemplo la temperatura del aire de entrada en la zona primaria de combustión.

1:270

1:275

Quedará entendido que dichos valores de emanación de  $\text{NO}_x$  indicados en el párrafo anterior pueden ser superiores a los



1.280 valores indicados cuando se emplean combustores de gran rendimiento. Por ejemplo, los combustores como los de relación intermedia de compresión con una relación de compresión de aproximadamente 5 a 15 atmósferas y los combustores de elevada relación de compresión con una relación de compresión de aproximadamente 15 hasta aproximadamente 40 atmósferas usados en los aviones de chorro y otros motores de elevado rendimiento. Las emanaciones de  $\text{NO}_x$  de tales combustores de elevado rendimiento o elevada relación de compresión, naturalmente, serán más elevadas que las emanaciones de  $\text{NO}_x$  de combustores de baja relación de compresión. Así, pueden obtenerse resultados grandemente mejorados en la reducción de las emanaciones de  $\text{NO}_x$  de un combustor de elevado rendimiento sin reducir necesariamente dichas emanaciones de  $\text{NO}_x$  a los mismos niveles que se obtendrían de un combustor de bajo rendimiento.

1.295 Tal como aquí se usa, y a menos que se indique otra cosa, el término "relación de equivalencia" para una zona particular es la relación entre el flujo de combustible (combustible disponible) y el fluido teóricamente requerido para una combustión estequiométrica con el aire disponible.

1.300 Los datos de los Ejemplos muestran que la temperatura del aire de entrada en la zona primaria de combustión puede ser una importante variable del funcionamiento, pero la invención no se limita a ningún campo o valor de dicha temperatura de aire de entrada. Sin embargo, considerando los materiales de construcción actualmente disponibles en la práctica, una temperatura de aproximadamente  $649^{\circ} - 816^{\circ} \text{C}$ . es prácticamente un límite superior para dicha temperatura de entrada de aire primario, en la mayoría de los casos. Considerando otros aspectos prácticos, como el no tener que enfriar la corriente de descarga

1.305

409277

- 45 -

409277



del compresor, un límite práctico inferior es el de  $93^{\circ} - 204^{\circ} \text{ C.}$

1.3310

Los datos de los ejemplos muestran también que la temperatura del aire admitido en la segunda zona del combustor (aire secundario) puede ser una importante variable o parámetro de funcionamiento, particularmente cuando se usan las temperaturas de entrada de aire primario más bajas y se desea obtener bajos valores de emanación de CO, así como bajo valores de emanación de  $\text{NO}_x$ . Dichos datos muestran que pueden obtenerse tanto unos bajos valores de emanación de  $\text{NO}_x$  como unos bajos valores de emanación de CO cuando la temperatura del aire de entrada en la zona primaria de combustión y en la zona secundaria de combustión son de cuando menos unos  $482^{\circ} \text{ C.}$  Cuando la temperatura del aire de entrada en dichas zonas disminuye, se obtienen valores cada vez más bajos de emanaciones de  $\text{NO}_x$ , pero resulta más difícil obtener valores de emisión de CO deseablemente bajos. En algunos casos, se prefiere que la temperatura del aire de entrada en la zona primaria de combustión no sea superior a  $371^{\circ} \text{ C.}$  aproximadamente. Así, en algunas formas de aplicación de la invención, se prefiere que la temperatura del aire secundario que entra en la segunda zona del combustor sea superior a la temperatura del aire primario admitido en la zona primaria de combustión. Por ejemplo, en tales casos, según la temperatura del aire de entrada en la zona primaria de combustión, se prefiere que la temperatura del aire de entrada en la zona secundaria sea superior en  $55^{\circ} - 280^{\circ} \text{ C.}$  aproximadamente a la temperatura de dicho aire de entrada primario. Los combustores ilustrados en las figuras 13 y 14 son bien adecuados para introducir corrientes de aire secundario calentado por los conductos tubulares (36).

1.3315

1.3320

1.3325

1.3330

1.3335

Los campos de funcionamiento actualmente preferidos



1:340 para otras variables son : entrada de calor, de 17 a 280 cal/g de aire total al combustor; presión del combustor, de 3 a 10 atmósferas; y velocidad de aire de referencia, de 15 a 76 metros por segundo.

1:345 En esta Memoria, se ha hecho referencia a las normas de emanación para vehículos establecidas para 1975-1976 por la United States Environmental Protective Agency. Estas normas o límites han sido relacionados con combustores de motor de turbina de gas suponiendo una economía de combustible de 23,6 litros/100 km. y 0,780 g/cm<sup>3</sup> de combustible JP-4, como sigue :

Criterios de nivel de emanación

1:350	<u>Contaminante</u>	<u>Vehículo EPA standard, g/km.</u>	<u>Límite de motor de turbina de gas, kg/1000 kg. de combustible quemado.</u>
	Oxidos de nitrógeno	0,25 (como NO <sub>2</sub> )	0,9
1:355	Monóxido de carbono	2,1	11,8
	Hidrocarburos	0,25 (como hexano)	1,2 (como carbono)
	Partículas	0,02	0,1

1:360 Aun cuando no deben considerarse como una limitación de la invención, se cree que unos máximos prácticos de límites de relación de baja compresión para motores de turbinas de gas serían, en kilos por cada 1000 kilos de combustible quemado : NO<sub>x</sub>, 5; CO, 25; e hidrocarburos, 2.

1:365 El término "aire" es empleado aquí y en las reivindicaciones, por razones de conveniencia, de manera general como incluyendo aire y otros gases que favorecen la combustión, o sea, un comburente adecuado para el combustible utilizado.

1:370 Aun cuando, en algunos casos, se ha descrito la invención con particular referencia a combustores empleados en combinación con motores de turbinas de gas, la invención no se limita

409277

409277



a ellos. Los combustores de la invención pueden ser aplicados beneficiosamente en otros casos, por ejemplo a calderas y a otras instalaciones fijas de producción de energía.

1.375

La solicitante se reserva el derecho de obtención de los oportunos Certificados de Adición complementarios por las mejoras o perfeccionamientos que en lo sucesivo pudiera aconsejar la práctica.

N O T A :  
=====

1.380

Descrita suficientemente la naturaleza y alcance de la presente invención, así como la forma en que la misma puede ser llevada a la práctica, se reivindican a título privativo las siguientes particularidades características, sobre las cuales ha de recaer la concesión del privilegio de PATENTE DE INVENCION que se solicita.

1.385

1) Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento cuyo método comprende : la introducción de una primera corriente de aire en una zona primaria de combustión de dicho combustor; la introducción de un combustible en dicha primera zona de combustión; y la combustión de dicho combustible, estando caracterizado

1.390

dicho método por la introducción de una segunda corriente de aire, separada de la primera corriente de aire, en una segunda zona del combustor, dispuesta después de dicha primera zona de combustión; por la conducción de una tercera corriente de aire

1.395

separada de la primera y segunda corrientes de aire, en intercambio indirecto de calor con dicha zona primaria de combustión, para eliminar calor del interior de dicha zona primaria de combustión y calentar dicho aire; y por introducirse la

1.400

tercera corriente de aire así calentada en una tercera zona del combustor dispuesta a continuación de dicha segunda zona.

409277

409277



1.405

2). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 1), caracterizado dicho método por el hecho de conducirse la tercera corriente de aire a través de una primera zona anular que rodea dicha primera zona de combustión y cuando menos una parte de dicha segunda zona, e introducirse después en dicha tercera zona, conduciéndose dicha segunda corriente de aire a través de una segunda zona anular que rodea - pero está separada de - dicha primera zona anular, e introducirse luego en dicha segunda zona.

1.410

1.415

3). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento según las reivindicaciones 1) ó 2), caracterizado por el hecho de que la primera corriente de aire es introducida inicialmente en una zona de turbulencia en el extremo corriente arriba de dicha primera zona de combustión y sale de dicha zona de turbulencia a modo de corriente turbulenta de aire; de que dicho combustible es introducido en el extremo corriente arriba de dicha zona de turbulencia axialmente con respecto a dicha corriente turbulenta de aire, de modo que efectúa una mezcla controlada de dicho combustible y dicho aire en la interfaz de los mismos; y de que dicho combustible y dicho aire son dilatados de manera uniforme y graduada, durante cuando menos una parte de dicha mezcla, desde el volumen que tienen en la región de contacto inicial hasta el volumen de la zona primaria de combustión.

1.420

1.425

1.430

4). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según las reivindicaciones 1) ó 2), caracterizado el mismo método por el hecho de que : dicha primera corriente de aire es introducida inicialmente en una zona de turbulencia en el extremo corriente arriba de dicha



409277

- 49 -

409277



1.435

zona primaria de combustión y sale de dicha zona de turbulencia en forma de corriente turbulenta de aire; dicho combustible es introducido en forma de estrato anular de dicho combustible alrededor de dicha corriente turbulenta de aire en una dirección que es desde tangente hasta menos de perpendicular, pero no paralela, a la periferia de dicha corriente de aire, de modo que se efectúa una mezcla controlada de dicho combustible y dicho aire en la interfaz entre ellas; y dicho combustible

1.440

y dicho aire son dilatados durante una parte cuando menos de dicha mezcla, empezando la expansión inmediatamente después del contacto inicial, efectuándose de una manera uniforme y graduada desde el volumen en la región de dicho contacto inicial y el volumen de dicha zona primaria de combustión.

1.445

5). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 4), caracterizado dicho método por el hecho de que dicho combustible es introducido tangencialmente a la corriente turbulenta de aire.

1.450

6). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 5), caracterizado dicho método por el hecho de que el citado combustible es introducido en una dirección opuesta a la dirección de rotación de la mencionada corriente turbulenta de

1.455

aire.

1.460

7). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según cualquiera de las anteriores reivindicaciones, caracterizado también el método por el hecho de que la segunda corriente de aire tiene una temperatura que es esencialmente la igual a la de la referida primera corriente de aire en tanto que la tercera corriente de

409277

- 50 -

409277 EA



aire tiene una temperatura esencialmente más elevada que la temperatura de dichas primera y segunda corriente de aire.

1.465

8). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según cualquiera de las reivindicaciones 1) a 5), caracterizado dicho método por el hecho de que la temperatura de la segunda corriente de aire es más elevada que la temperatura de dicha primera corriente de aire.

1.470

9). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 8), caracterizado dicho método por el hecho de que la temperatura de la segunda corriente de aire es en 55° a 280° C. más elevada que la temperatura de la mencionada primera corriente de aire.

1.475

10). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 9), caracterizado el método por el hecho de que la temperatura de la primera corriente de aire no es superior a 371° C.

1.480

11). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según cualquiera de las anteriores reivindicaciones, caracterizado dicho método por el hecho de que la relación de equivalencia en dicha zona primaria de combustión es superior a la estequiométrica y es regulada de modo que produzca un valor de emisión de  $\text{NO}_x$  en los gases de escape del combustor no superior a 5 kilos por cada 1000 kilos de combustible quemado.

1.485

1.490

12). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 11), caracterizado dicho método por el hecho de que la relación de equivalencia en la zona secundaria de combustión es inferior



409277

- 51 -

409277



a la estequiométrica.

1.495

13). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según cualquiera de las reivindicaciones 1) a 9), caracterizándose el mismo método por el hecho de que la temperatura del aire de entrada a dicha primera zona de combustión está comprendida entre 93° y 816° C.

1.500

14). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según cualquiera de las reivindicaciones 11) a 13), caracterizado el método por el hecho de que dicha relación de equivalencia es de cuando menos 1,5 en la zona primaria de combustión.

1.505

15). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 14), caracterizado por el hecho de que dicha relación de equivalencia es de cuando menos 3,5.

1.510

16). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según cualquiera de las anteriores reivindicaciones, caracterizado el método por el hecho de que el combustible tiene un contenido de hidrógeno inferior al 13,5% en peso.

1.515

17). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, en el que dicho combustor para la aplicación del método según la reivindicación 1), comprende en combinación : un tubo quemador; una entrada de aire para introducir una primera corriente de aire en la parte de extremo corriente arriba de dicho tubo quemador; una entrada de combustible para introducir un combustible en la parte de extremo corriente arriba de dicho tubo quemador; cuando menos

1.520

una abertura en la pared de dicho tubo quemador en una primera estación intermedia entre los extremos corriente arriba y co-



409277

- 52 -

409277



1:525

corriente abajo del mismo; y cuando menos otra abertura en la pared de dicho tubo quemador en una segunda estación corriente abajo desde dicha primera estación, estando caracterizado dicho combustor por un conductor que comunica con cada abertura en dicha primera estación, pero no con ninguna abertura de dicha segunda estación, para admitir una segunda corriente de aire, separada de dicha primera corriente de aire, en el interior de dicho tubo quemador; y un

1:530

conducto que comunica con cada abertura en dicha segunda estación, pero no con ninguna abertura en dicha primera estación, para admitir una tercera corriente de aire, separada de dichas primera y segunda corrientes de aire, en el interior de dicho tubo quemador.

1:535

18). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 17), en el que dicho tubo quemador del combustor está dispuesto concéntricamente dentro de una envoltura exterior y separado de la misma para formar una primera cámara anular entre dicho

1:540

tubo quemador y dicha envoltura, caracterizado por un conducto no perforado que se extiende a través de dicha primera cámara anular y que comunica con dicha abertura en dicha primera estación para admitir una segunda corriente de aire en el interior de dicho tubo quemador.

1:545

19). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 18), caracterizado el combustor por el hecho de que dicha abertura prevista en dicho tubo quemador en dicha primera estación comprende una pluralidad de aberturas espaciadas alrededor de

1:550

la periferia de dicho tubo quemador, y de que dicho conducto no perforado comprende una pluralidad de conductos individuales

409277

- 53 -

409277



tubulares, cada uno conectado individualmente a aberturas individuales de dicha pluralidad de aberturas.

1.555 20). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 19), caracterizado el mismo combustor por el hecho de que los mencionados conductos tubulares se extienden transversalmente a través de dicha cámara anular y a través de dicha envoltura exterior.

1.560 21). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según las reivindicaciones 18) ó 19), caracterizado el combustor por el hecho de que dicho conducto sin perforar comprende una manga sin perforar que rodea una parte corriente arriba de dicho tubo quemador y separada del mismo rodeando longitudinalmente una parte corriente arriba de dicha primera cámara anular y formando una segunda cámara anular entre dicha manga y dicha envoltura exterior; un elemento a modo de deflector sujeto a la pared interior de dicha envoltura y del extremo corriente abajo de dicha manga para cerrar el extremo corriente abajo de dicha segunda cámara anular, y cuando menos un conducto tubular que se extiende desde dicha segunda cámara anular hasta comunicar con dicha abertura en dicha primera estación en la pared de dicho tubo quemador.

1.575 22). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 21), caracterizado el combustor por el hecho de que la abertura prevista en el tubo quemador en dicha primera estación comprende una pluralidad de aberturas espaciadas alrededor de la periferia del citado tubo quemador, y de que dichos medios de conducto tubular comprenden una pluralidad de conductos tubulares, cada uno de los cuales se extiende individualmente desde la



409277

- 54 -

409277



E4

segunda cámara anular hasta comunicar individualmente con una abertura de dicha pluralidad de aberturas.

1.585

23). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según cualquiera de las anteriores reivindicaciones, caracterizado también el combustor por el hecho de que dicha entrada de aire contiene medios para introducir una corriente turbulenta de aire en la parte de extremo corriente arriba de dicho tubo quemador.

1.590

24). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 23), caracterizado también el combustor por el hecho de que dicha entrada de combustible es adecuada para introducir una corriente de dicho combustible axialmente en dicha entrada de aire.

1.595

25). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 23), caracterizado dicho combustor por el hecho de que la mencionada entrada de combustible está prevista para introducir una corriente de combustible en una dirección que es desde tangente hasta menos de perpendicular - pero no paralela - a dicha corriente turbulenta de aire.

1.600

26). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 25), caracterizado el combustor por el hecho de que la citada entrada de combustible es adecuada para introducir el combustible en una dirección intermedia entre la tangente y la perpendicular a la periferia de dicha corriente de aire.

1.605

27). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según cualquiera de las anteriores reivindicaciones, caracterizado además el combustor por medios dispuestos corriente abajo de dicha entrada de aire y

1.610

409277

- 55 -

409277



1.615

dicha entrada de combustible para provocar una uniforme y graduada expansión del aire y del combustible durante su entrada en dicho tubo quemador.

1.620

28). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según cualquiera de las reivindicaciones 21) a 27), caracterizado dicho combustor por el hecho de estar montadas aletas de intercambio térmico en la superficie de la pared exterior de dicho tubo quemador en la región rodeada por dicha manga, extendiéndose en la parte de dicha primera cámara anular rodeada por dicha manga.

1.625

29). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según cualquiera de las reivindicaciones 23) a 28), caracterizado el mismo combustor por el hecho de que un elemento a modo de cúpula está montado en el extremo corriente arriba de dicho tubo quemador y de que dicha entrada de aire comprende una cámara de turbulencia generalmente cilíndrica, formada en dicho elemento a modo de cúpula, estando el extremo corriente abajo de dicha cámara de turbulencia en comunicación abierta con el extremo corriente arriba de dicho tubo quemador, y por conductos para la introducción de una corriente de aire en dicha cámara de turbulencia tangencial con respecto a la pared interior de la misma.

1.630

1.635

30). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 29), caracterizado el combustor por el hecho de que la parte de extremo corriente abajo de dicho elemento a modo de cúpula comprende un pasaje de expansión que se abre hacia fuera desde el extremo corriente abajo de dicha cámara de turbulencia hacia la pared interior de dicho tubo quemador.

1.640

31). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y



409277

- 56 -

409277

E.A.



- 1.645 método para su funcionamiento, según las reivindicaciones 29) ó 30); caracterizado el combustor por el hecho de que dicho elemento a modo de cúpula comprende : un elemento corriente arriba que tiene dicha cámara de turbulencia formada en su interior; un elemento corriente abajo que tiene dicho pasaje de expansión formado en él; una pared interior de dicho elemento corriente abajo espaciado y complementario en su forma de la pared de extremo corriente abajo de dicho elemento corriente arriba para formar un pasaje de combustible entre dicha pared interior de dicho elemento corriente abajo y la pared de extremo corriente abajo de dicho elemento corriente arriba, y de que dicho pasaje de combustible comunica con - y forma una parte de - dicha entrada de combustible.
- 1.650
- 1.655

- 1.660 32) Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 29); caracterizado el referido combustor por el hecho de que la entrada de combustible comprende una pluralidad de conductos que se extienden tangencialmente a través de la parte de extremo corriente abajo de dicho elemento a modo de cúpula adyacente al extremo corriente abajo de dicha cámara de turbulencia.

- 1.665 33) Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 32); caracterizado el combustor por el hecho de que dicha entrada de aire comprende una pluralidad de conductos de aire que se extienden en dicha cámara de turbulencia adyacente a la parte de extremo corriente arriba de la misma y tangencialmente a la pared interior de la misma; de que una cavidad está prevista en el extremo corriente abajo de dicho elemento a modo de cúpula, y de que dicha entrada de combustible comprende una pluralidad de conductos de combustible que se extienden en dicha

409277

- 57 -

409277



cavidad tangencialmente a la pared de la misma.

1.675

34). Un combustor de turbina de gas perfeccionado y método para su funcionamiento, según la reivindicación 33), caracterizado el combustor por el hecho de que dichos conductos de aire se extienden en dicha cámara de turbulencia en una dirección circunferencialmente opuesta a la de los conductos de combustible.

1.680

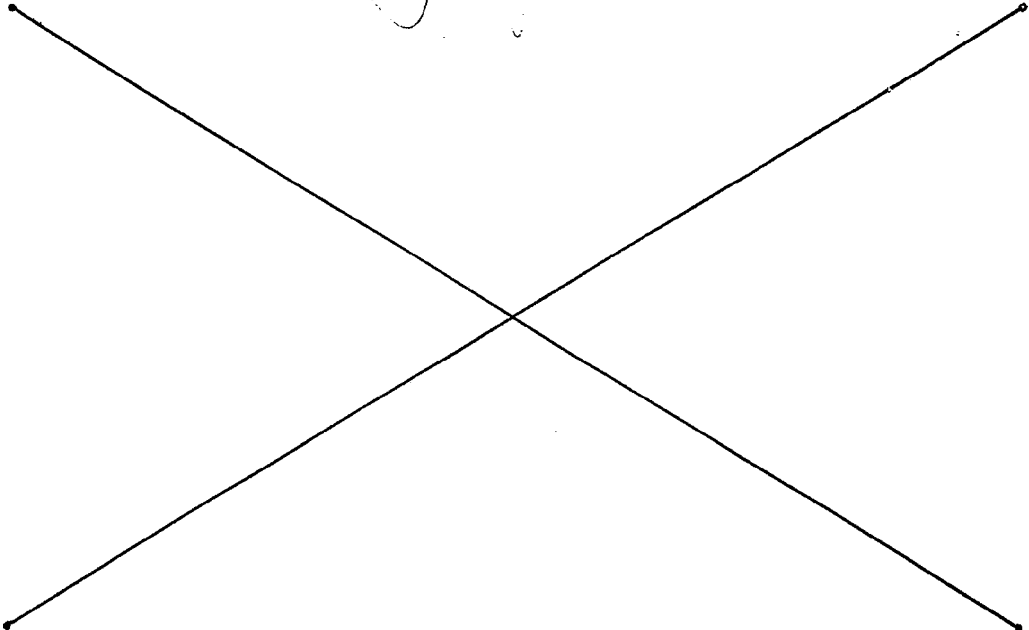
35). "UN COMBUSTOR DE TURBINA DE GAS PERFECCIONADO Y METODO PARA SU FUNCIONAMIENTO".

Todo ello según queda descrito y reivindicado en la presente Memoria, que consta de cincuenta y siete hojas foliadas y mecanografiadas por una sola cara y siete hojas de dibujos que con la misma se acompañan.

MADRID, 4 de Diciembre de 1.972.

P. A.

*M. A. P. A.*  
P. A.



*(Handwritten mark)*





FIG. 4ª 409277

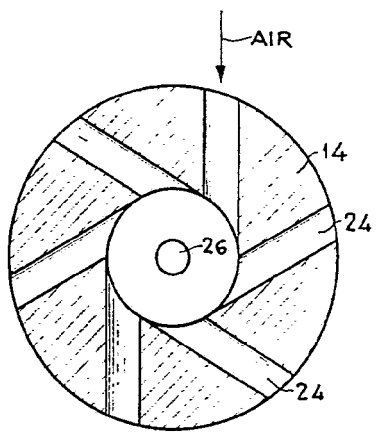


FIG. 3ª

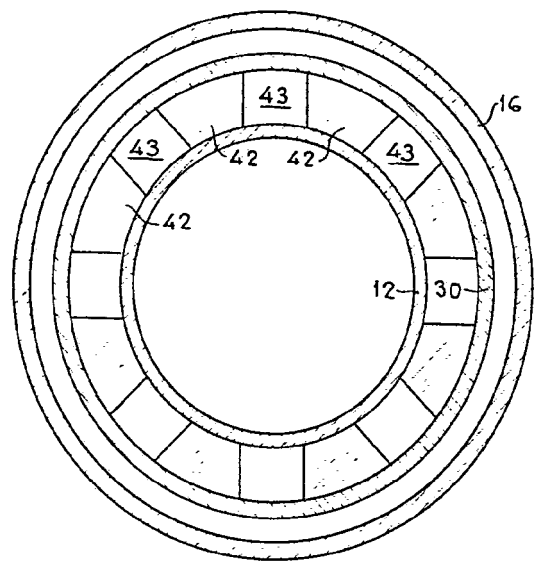
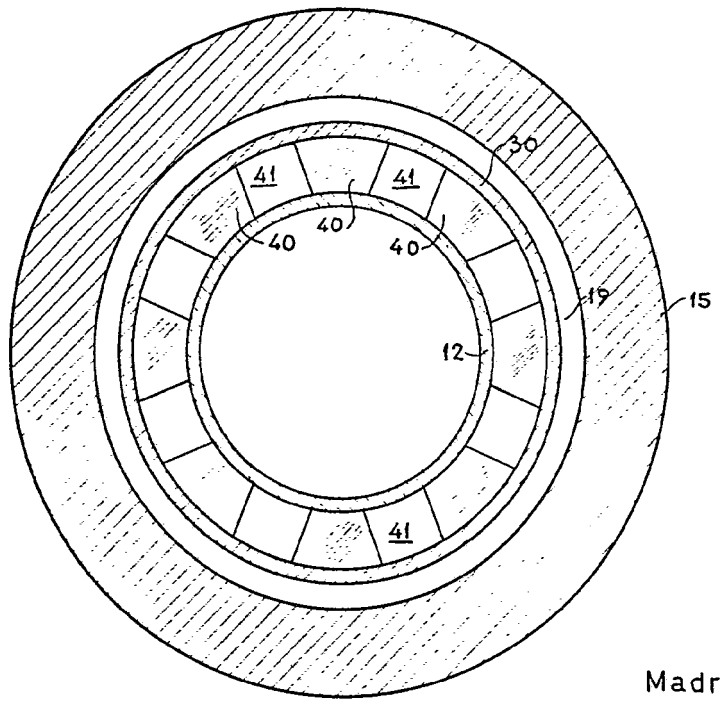


FIG. 2ª



ESCALA VARIABLE

Madrid 4 DIC. 1972  
*Alfonso Gato*

34



409277

FIG. 5ª

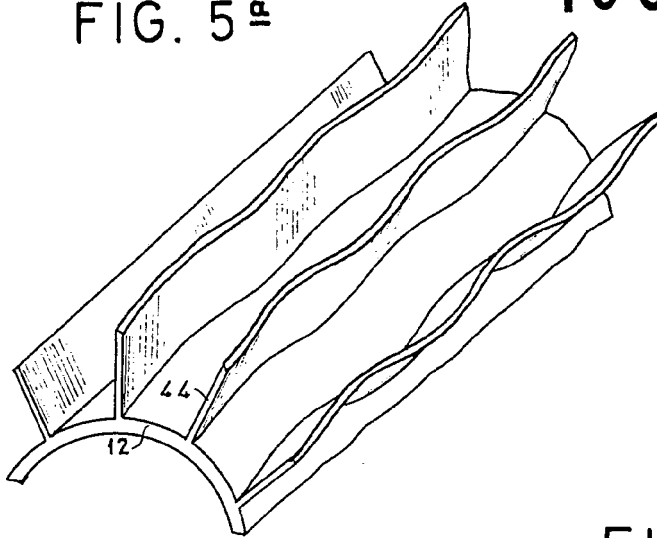


FIG. 6ª

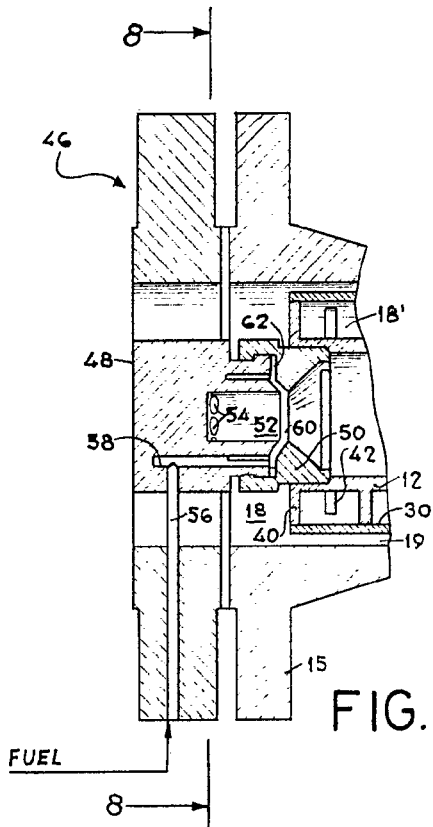
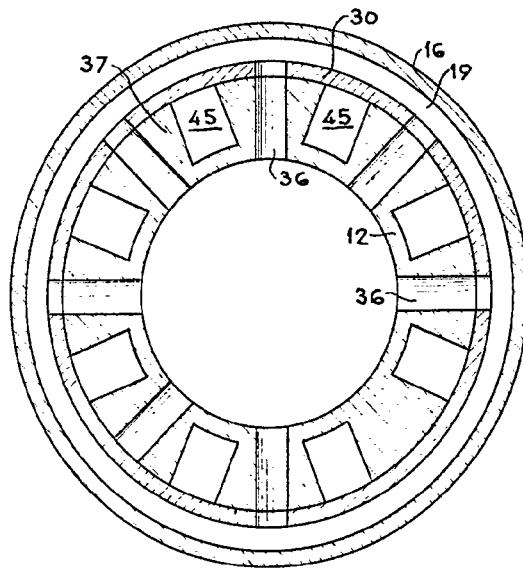


FIG. 7ª

ESCALA VARIABLE

Madrid

54 D.I.O. 1972

*Antonio Polo*

409277

FIG. 8ª

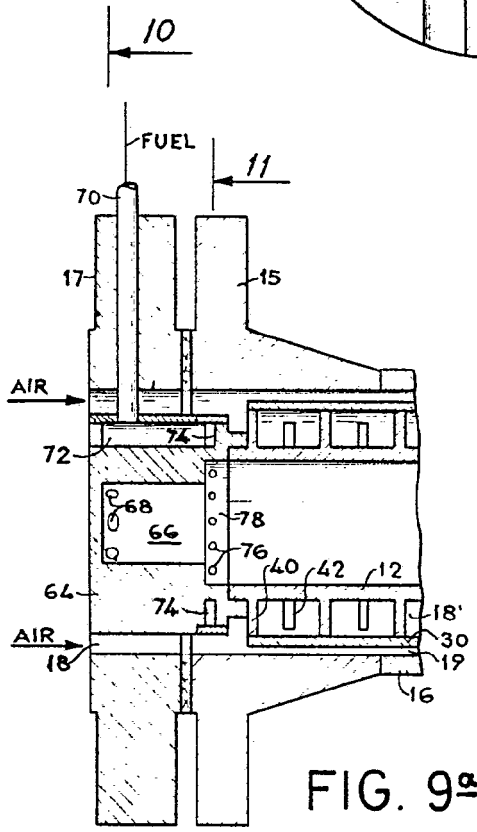
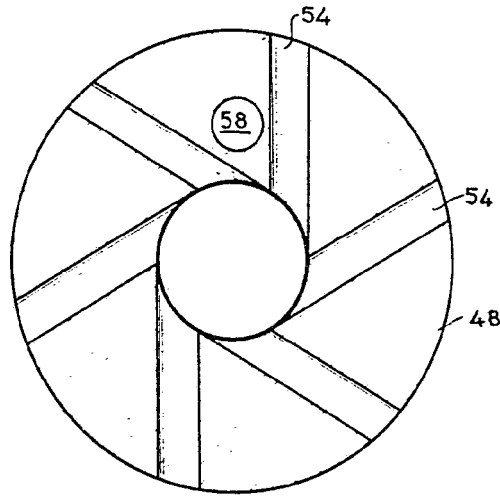
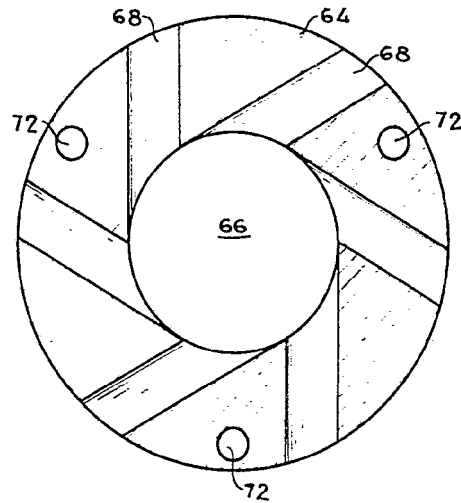


FIG. 9ª

FIG. 10ª



ESCALA VARIABLE

Madrid 4 DIC 1972  
*Modelo Pab*

FIG. 11ª 409277

54 DIC 1972

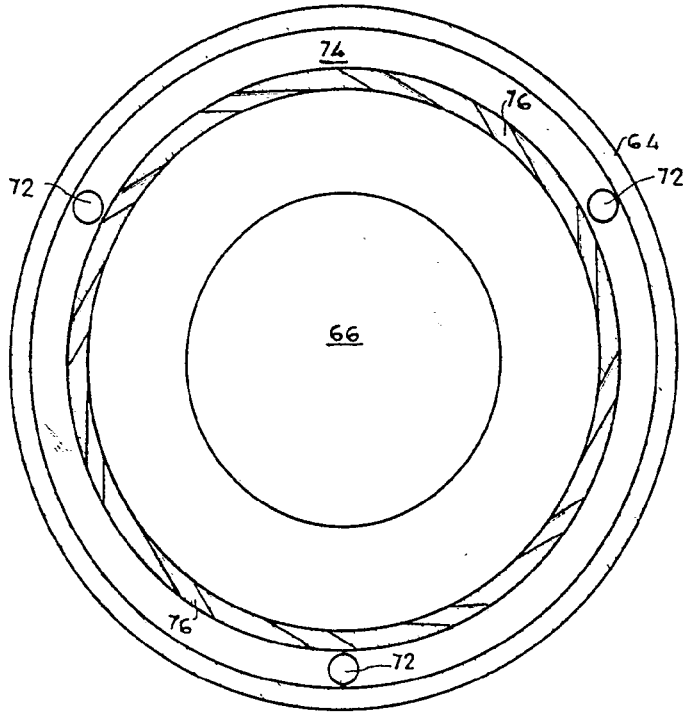
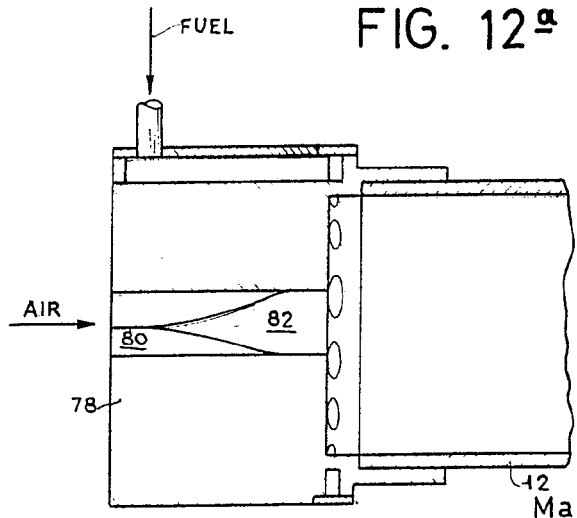


FIG. 12ª



ESCALA VARIABLE

Madrid

54 DIC 1972

*Modesto Polo*  
A.P.

409277



FIG. 13ª

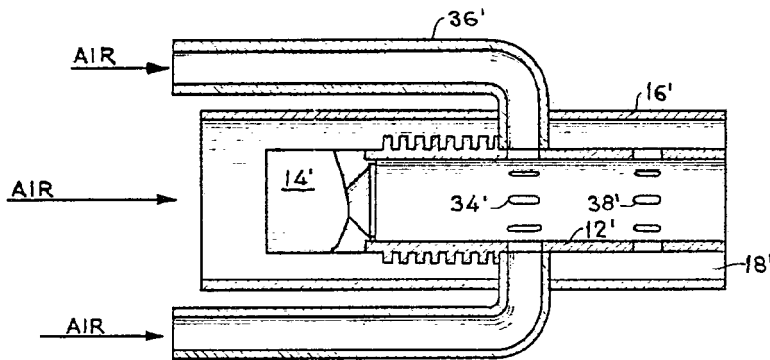
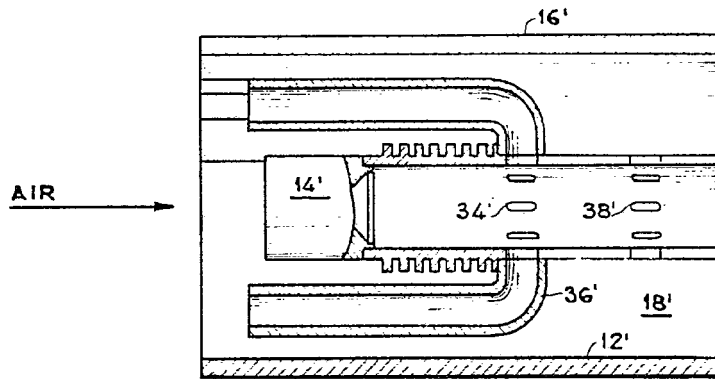


FIG. 14

ESCALA VARIABLE

Madrid

E4 DIC 1972  
*[Handwritten signature]*

409277

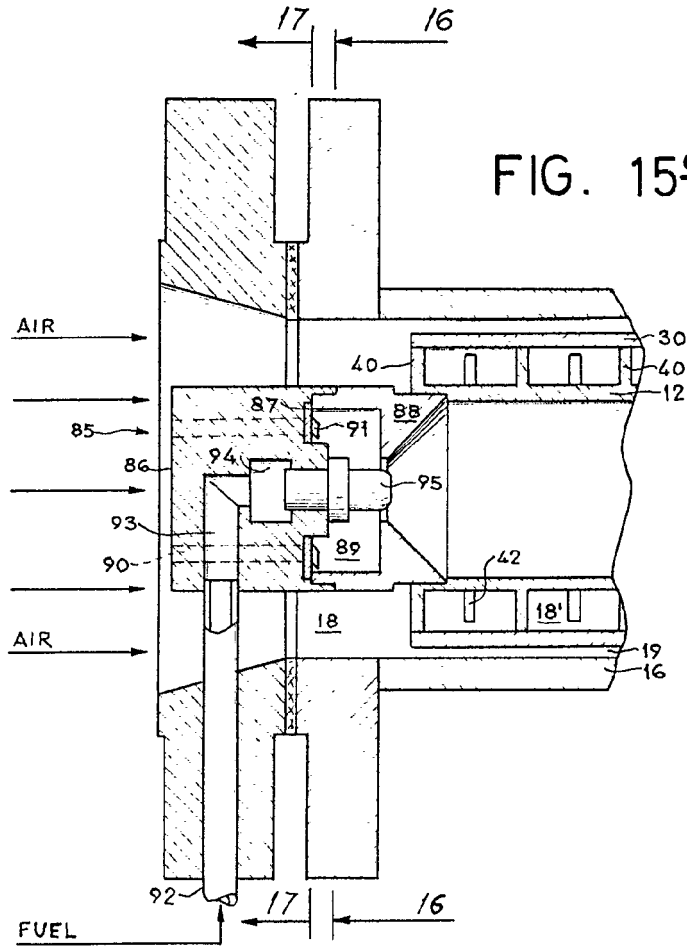
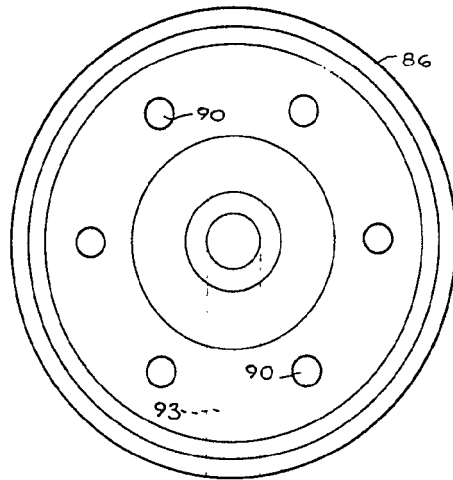


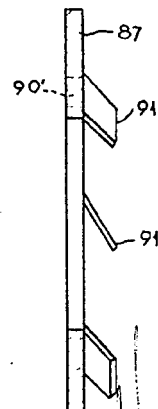
FIG. 15ª

FIG. 16ª



ESCALA VARIABLE

FIG. 17ª



Madrid 24 DIC 1972

*Modesto P...*