

15 655 4



P A T E N T E  
D E  
I N V E N C I Ó N

por "UN DISPOSITIVO ESPECIAL DE PROPULSION A GAS CARBURANTE,  
APLICABLE A LOS AEROPLANOS Y A OTROS MEDIOS DE LOCOMOCION",  
a favor de Don Arnold HAUSER, de nacionalidad suiza, domici-  
liado en Las Palmas-Puerto de la Luz (Gran Canaria).

- . -

MEMORIA DESCRIPTIVA

Entre las aplicaciones que ha tenido el sistema de propulsión por medio de la energía viva que proporciona la salida de los gases, figura como muy interesante y fuente de grandes progresos, el de la navegación aérea, siendo su aplicación a los aeroplanos de verdadera utilidad, pues puede llegar a proporcionarles velocidades y características insospechadas.

Desde luego, no es posible en las navegaciones aéreas utilizar los medios explosivos, como sucede en los cohetes, sinó que es preciso valerse de otros más adecuados y desprovistos de peligro, que aplica el invento objeto de la presente descripción.

En los cohetes, el oxígeno de las sustancias químicas que contienen y que se utiliza para la combustión de las sustancias carburantes, es causa de un medio de movimiento

15 655 4



conocido hace mucho tiempo y que, en tamaño reducido, tiene aplicación en juguetes y fuegos artificiales.

5. La ciencia empezó más tarde a ocuparse de los cohetes, como base para nuevos estudios de locomoción, pero todos los ensayos fracasaron debido a la explosión de las substancias explosivas, tan peligrosas en su manejo y que ha sido la causa de que la mayoría de los inventores perdieran en ello la vida.

10. Interrumpido durante algún tiempo este primer intento, que ya representaba una idea de progreso, se reanudaron luego los ensayos, empleando ya medios de impulsión menos peligrosos, valiéndose de un medio indirecto que ha sido el aire recalentado, dando lugar a resultados relativamente satisfactorios.

15. Para lograr recalentar el aire a cierta temperatura y a una presión determinada elevada, se empleaba un grupo que era un motor a pistón, un compresor y una caldera. En este estado se hace pasar el aire por las boquillas de salida, produciendo así el efecto de propulsión.

20. En las turbinas de gas, en grupo de turbina y compresor, se produce (por compresión de aire e inyección de un combustible líquido a baja presión (5 atm.) y a alta temperatura) un gas carburante que se conduce a la turbina, utilizando su energía para el consumo del compresor y la mayor parte de ella para fuerza motriz.

25. En cambio, los turbo cargadores para cargar los cilindros de los motores de pistón, son en realidad una turbina de gas y un compresor formando grupo (en general turbina y compresor, con un solo disco), necesitan para efectuar su movimiento una energía procedente de fuera, que en este caso

30.



15 6554

es el gas de escape del motor a pistón mismo, al cual van acoplados.

5. La diferencia, pues, entre ambos sistemas anteriores consiste en que la turbina de gas está produciendo la energía por si misma, además de la que suministra.

10. Lógicamente, pues, el turbo cargador se construirá atendiendo a sus super-revoluciones, y su pequeña energía; en tamaños reducidos. En cambio, la turbina de gas alcanzará tamaños considerables, adaptada para el suministro de elevada potencia motriz.

El peticionario con su invento organiza un sistema turbo-propulsor, que viene a resultar un intermedio entre turbo-cargador y turbina de gas.

15. Del primero se distingue en que produce la energía para su propia marcha por sí mismo, y se aproxima a él en tamaño.

20. De la turbina de gas se diferencia por tener dos cámaras de combustión, cada una con distintas condiciones de presión y temperatura, respectivamente del gas carburante que se produce en ellas.

25. El invento constituye un único dispositivo coaxial de acción rotativa, no existiendo en él ningún elemento dotado de movimiento basculante u oscilante, y solamente movimiento de rotación en sus partes componentes, el cual es perfectamente centrado.

A fin de facilitar la explicación, se acompaña a la presente memoria una lámina doble de dibujos, en la cual se ha representado un caso de ejecución práctica que se cita a título de ejemplo para la descripción.

30. En el dibujo:



15 6354

la figura 1 representa, en sección longitudinal proyectada verticalmente y de un modo esquemático, la disposición general del turbo-propulsor;

5. la figura 2 indica, una forma variante de ejecución del sistema turbo-propulsor; y

la figura 3 es la representación, en perspectiva convencional, de la organización exterior del conjunto.

10. Consiste el invento en disponer una turbina -1- y un compresor -2- sobre un mismo eje -2bis-, provisto de los correspondientes cojinetes, siendo el tubo -3- la salida del aire comprimido del compresor, el tubo -4- es el de entrada de gas carburante a la turbina, el tubo -5- es el de escape de gases de la turbina, el -6- sirve para dar entrada al aire atmosférico; la salida del aire comprimido a alta presión, se efectúa por -7-, -8- es la cámara de combustión del difusor -14-, -9- es la de combustión del difusor -15-, -10- es la cámara de combustión de la turbina a gas; los difusores de carburante son el -11- para la cámara -8-, el -12- para la cámara -9-, y -13- de la cámara -10-, que corresponde a la turbina de gas.

Los difusores de propulsión son los -14- y -15-.

El compresor de carburante es el -16-.

25. El eje -2bis- va montado sobre los cojinetes -17-, -18- y -19-, correspondientes, respectivamente, al lado externo de la turbina, al centro del eje y al lado externo del compresor.

30. Las cámaras de combustión mencionadas, -10- para la turbina, y -8- y -9- para los difusores de propulsión, son de características diferentes en cuanto a la manera de realizar la combustión; la cámara -10- podemos denominarla de com-



15 6004

bustión relativa, y las -8- y -9- de combustión completa.

La combustión relativa debe entenderse en el sentido de que sólo se sirve de una parte de aire para la combustión del carburante, mientras la otra parte del aire sirve para el enfriamiento del gas carburante al mezclarse con éste.

5.

En las cámaras de combustión completa, toda la cantidad entera de aire sirve para la combustión de un caudal en proporción mayor de carburante que en la cámara de combustión relativa, hasta que el oxígeno del caudal de aire que pasa por la cámara de combustión completa se consume; será incluso necesario graduar el caudal de carburante para obtener una temperatura máxima de él, pero sin que exceda, como es natural, de la que pueden soportar los materiales.

10.

El funcionamiento es como sigue:

15.

El movimiento de rotación del compresor proporciona aire a presión, y en la figura 1 se indica que este aire se toma en el segundo o tercer disco para obtenerlo a una presión baja, 5 a 6 atm. Con este aire introducido en la cámara -10-, donde se difunde el carburante, se obtiene un gas carburante cuya temperatura se eleva a unos 550° C., efectuándose la combustión por combustión relativa, según se ha explicado anteriormente.

20.

A las cámaras -8- y -9- llega el aire comprimido a la máxima presión, unas 35 atm., y el gas carburante que en ellas se forma por combustión completa, adquiere una temperatura de 800° a 1500°, graduable a voluntad. El gas carburante formado en la cámara -10- pasa por -4- a la turbina, que por esta causa entra en movimiento y el escape se hace por -5- al exterior.

25.

30.

La rotación de la turbina es motivo para que gire el

15 655 4



compresor, que recibe el aire exterior por el tubo -6- y lo distribuye en las dos partes citadas: una de menor caudal y presión que va a la cámara -10- de la turbina, como ya se ha dicho, y la otra mayor parte a máxima presión se encamina a los difusores de propulsión.

5.

Como variante de ejecución del sistema, se cita un caso de realización en la figura 2, en la cual existen solamente dos cámaras de combustión, de las cuales a es de combustión relativa, y la b de combustión completa; en el interior de estas cámaras están los difusores de carburante c y d.

10.

La turbina de gas está representada en e, y el compresor en f.

15.

La entrada de aire en el compresor se verifica por g y la salida de gas de escape de la turbina está indicada en h.

20.

Se ha previsto para facilitar el arranque, un recipiente i alimentado durante la marcha por el compresor, elevándose en su interior el aire hasta una determinada presión. El depósito lleva unas tuberías j k, con llaves de regulación que comunican, respectivamente, con el compresor y turbina. Con este dispositivo, en los momentos de paro del turbo-propulsor, se da impulso a la turbina a gas para reanudar la marcha. Esta disposición de arranque puede igualmente aplicarse al caso anterior, o a los que puedan idearse.

25.

La disposición exterior del conjunto se indica en la figura 3, en la cual A es el compresor, B la cámara de entrada de aire exterior, C la cámara de aire a poca presión, -3- el tubo de comunicación de ésta con la cámara de combustión de la turbina, -4- el tubo de entrada del gas carburante

30.

15 6004



a la turbina, D la turbina, E y F los difusores de propulsión (los números citados en esta explicación corresponden igualmente a la figura 1).

5. La ventaja de las turbinas de gas se hacen notorias con las experiencias realizadas con algunas de ellas a grandes alturas; así, por ejemplo, en una turbina que a nivel del mar suministraba una energía de 600 kw, llevada a una altura de 4000 mts, experimentaba un incremento de energía de un 40 %, resultando así un total de 840 kw. de energía total.

10. Una ventaja de esta naturaleza será especialmente importante para la aviación, pues al subir el avión a la estratosfera resultará en consecuencia un aumento considerable en el potencial del gas propulsor, pudiendo por tanto alcanzar el avión velocidades insospechadas.

15. Otra ventaja muy importante de este dispositivo propulsor es su facilidad de acomodación al avión, resultando su instalación completamente en cabina cerrada, por carecer de elementos móviles que salgan al exterior, con lo cual se facilita la organización de estas cabinas, reduciéndose la vulnerabilidad del avión y su resistencia delantera, y en cambio se facilita grandemente la facilidad de visión, indispensable para la buena observación, tanto para el avión de caza como para el bombardero.

25. Descrito el invento, así como su funcionamiento práctico, se hace constar que el mismo, dentro de su esencialidad, es susceptible de otras variaciones que las citadas a título de ejemplo para la descripción, a las cuales alcanzará la protección que se recaba. Podrá, pues, ser construido en cualquier forma y tamaño, empleando para su fabricación la clase de materiales más apropiada y haciendo aplicación del

30.



15 633 4

mismo a los aeroplanos y otros vehículos: pues todo queda comprendido dentro del objeto a que se contrae la presente patente de invención.

N O T A

5. Hecha la descripción del presente invento, se declara como nuevas y de propia invención, las siguientes reivindicaciones:

10. 1. Un dispositivo especial de propulsión a gas carburante, aplicable a los aeroplanos y a otros medios de locomoción, esencialmente caracterizado porqué el sistema generador del elemento de propulsión está organizado sobre un sólo y único eje, y compuesto de partes giratorias sobre el mismo, sin presentar ningún elemento excéntrico u oscilante, pudiendo ser estas partes integrantes: una turbina de gas y un compresor de aire, y el elemento impulsor un gas carburante, a determinada presión y temperatura, producido por la  
15. mezcla de aire comprimido y un combustible difundido en una o varias cámaras de combustión, en las que se transforma en carburante gaseoso.

20. 2. Un dispositivo tal como el descrito en la anterior reivindicación, en el cual la mayor parte del aire comprimido por el compresor a alta presión va a una o varias cámaras de combustión completa correspondientes a los difusores de propulsión, formándose en ellas un gas carburante cuya temperatura puede oscilar entre 800° a 1500° C., variable a voluntad.

25. 3. Un dispositivo tal como el descrito en las anterior-



10 0004

res reivindicaciones, en el cual el gas carburante que sirve para accionar la turbina a gas, se obtiene por combustión relativa del carburante difundido, en una atmósfera de aire a baja presión (5 a 6 atm.), procedente de parte del aire comprimido por el compresor, obteniéndose de esta manera un gas carburante cuya temperatura puede llegar a los 550° C.

5.

4. Un dispositivo según se viene describiendo en las precedentes reivindicaciones, en el cual las cámaras de combustión para los elementos propulsores pueden ser individuales para cada uno de ellos, siendo su número por consiguiente dependiente del de difusores de propulsión que se utilicen.

10.

5. Un dispositivo tal como se viene describiendo en las reivindicaciones anteriores, en el que la entrada del carburante en las diversas cámaras se verifica por cualquier procedimiento de difusión, impulsado generalmente por una bomba compresor que puede ser única.

15.

6. Un dispositivo especial de propulsión a gas carburante, aplicable a los aeroplanos y a otros medios de locomoción.

20.

Según se describe y reivindica en la presente memoria descriptiva, que consta de nueve hojas, foliadas y escritas a máquina por una sola cara, acompañadas de una lámina de dibujos doble.

Madrid, a 27 de marzo de 1942.

ARNOLD HAUSER.

pa.

10 00

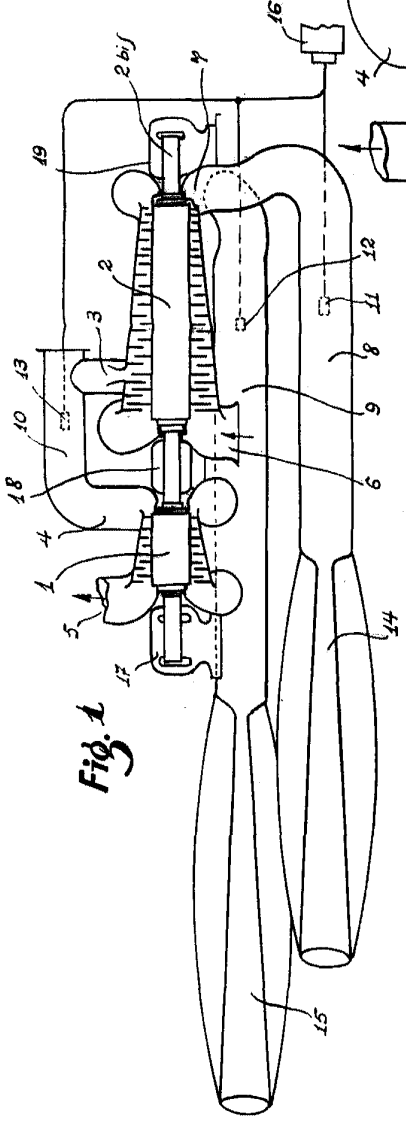


Fig. 1

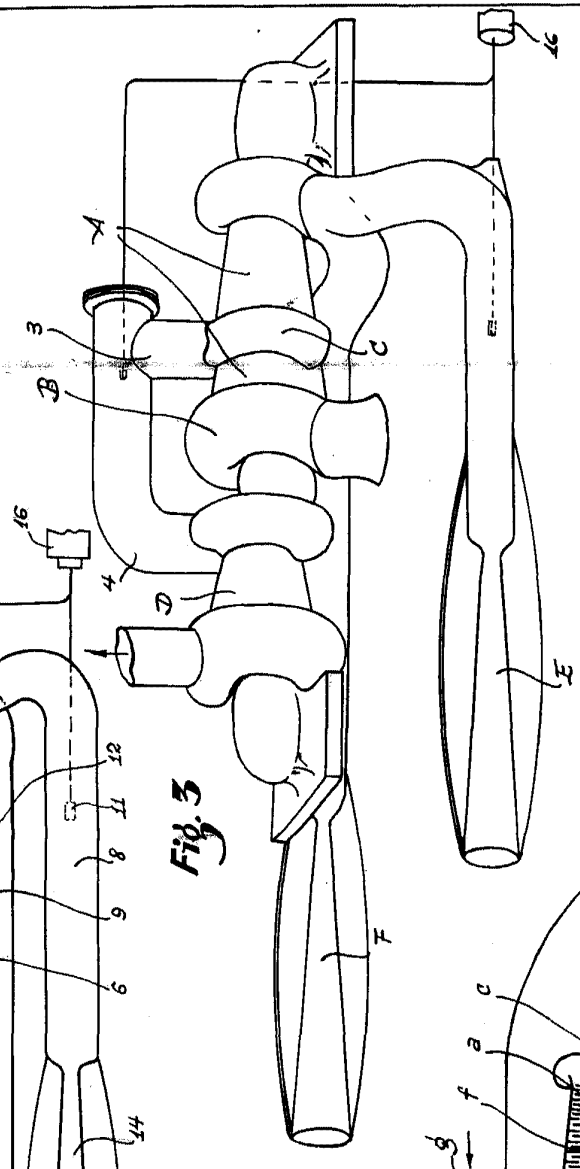


Fig. 3

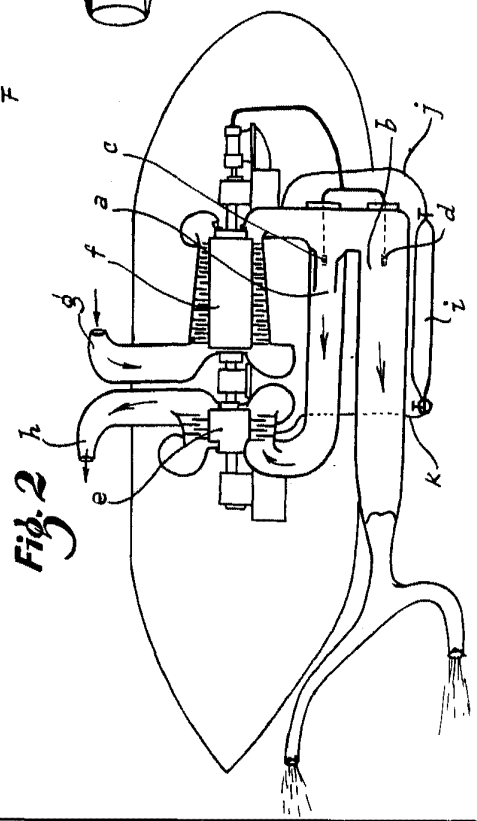


Fig. 2

MADRID. 27 MARZO 1942  
 Jaime I Serraf  
 App. *[Signature]*