

385210

SEC.	
ACIO	
CLAS.	B 64
	E

PATENTE DE INVENCION  
Ref. 57.741.



*Memoria Descriptiva*  
*sobre:*

PERFECCIONAMIENTOS EN SISTEMAS SUPRESORES DE RUIDO  
PARA AVIONES DE REACCION.

=====

*Solicitante:* CLOYD DANIEL SMITH, de nacionalidad norteamericana,  
residente en 14928 La Cumbre Drive, PACIFIC PALISADES,  
Estado de California, EE. UU. de A.

=====

5. El invento proporciona un supresor de ruido para plataformas de pruebas para aviones de motor de reaccion a chorro. El sistema está diseñado para silenciar los gases de escape eliminando rápidamente energía de los mismos y con este fin emplea para la

POOR  
QUALITY



- refrigeración adición de aire secundario y chorros de agua. Se consigue una mayor eficacia en la reducción del nivel de sonido circundante introduciendo una parte del avión en el recinto supresor, habilitándose medios para sujetar el avión por delante del motor y por detrás de sus alas.
5. El presente invento se refiere en general a un dispositivo para absorber rápidamente la energía sónica contenida en un chorro de gases a gran velocidad expulsados por el motor de reacción de un avión, con el fin de reducir el sonido producido por el mismo; de un modo más particular se refiere a una estructura diseñada para absorber el ruido y la energía contenida en los gases de escape mientras el motor de reacción permanece en el avión y el avión se encuentra en tierra.
10. La reducción del ruido producido por un motor a un nivel tolerable se puede conseguir absorbiendo la energía sónica. De un modo más particular, se consigue reduciendo lo más rápidamente posible el contenido energético del chorro de escape, de forma que, cuando los gases de escape se descargan a la atmósfera, se mueven a una velocidad y con un contenido de energía notablemente reducidos. El enfriamiento inicial del chorro de escape se consigue en parte añadiendo aire secundario a dicho chorro de escape. El enfriamiento y absorción de energía adicional se consigue rociando agua bien caliente en el chorro de gases de escape. Un sistema para efectuar este enfriamiento comprende una cámara a cuyo interior se dirige el chorro de gases de escape. Con anterioridad a este invento la práctica normal a consistido en llevar el tubo de exhaustación o tubo de la tobera de exhaustación del motor hasta la cámara,
- 15.
- 20.
- 25.
- 30.



- de forma que el propio motor quedara en el exterior del recinto, según se explica en la patente nº 2.240.537. Hemos descubierto que se puede conseguir una notable reducción en el nivel de sonido colocando la parte posterior del propio motor en el interior de la cámara; esto a su vez implica la colocación de una parte del avión en el interior del recinto, siendo ésta una situación especialmente factible cuando los propios motores están montados en la parte trasera del fuselaje, pero también se puede llevar a la práctica con una modificación apropiada de las paredes de la cámara, cuando los motores están en barquilla o góndola o en otros lugares susceptibles de encerrar por lo menos una parte del avión y el motor en la cámara supresora.
5. De este modo, un objeto general del presente invento consiste en proporcionar un nuevo dispositivo para la supresión más eficaz del ruido procedente del escape o tubo de exhaustación de un motor de reacción o similar.
10. De un modo más particular el presente invento tiene por objeto proporcionar un sistema de supresión de ruido diseñado para encerrar por lo menos una parte trasera del propio motor de reacción y partes adyacentes del avión de forma que las paredes del recinto supresor estén en contacto con el fuselaje o las alas del avión. Este contacto se realiza con el fuselaje del avión por delante de los motores cuando los motores estén montados en la cola.
15. En la modalidad de preferencia del invento, aplicable a un motor montado en la cola de un fuselaje de
- 20.
- 25.
- 30.

385210<sup>-5</sup>



- avión, el recinto define una cámara para recibir gases de escape del motor de reacción, comprendiendo dicho recinto medios de puertas montados para moverse en una pared de la cámara para cerrarla, y comprende además
5. medios de estanquidad configurados para conformarse al fuselaje del avión, siendo acoplables dichos medios de estanquidad con el fuselaje del avión entre las alas y la estructura de cola del mismo. Este dispositivo permite que por lo menos la parte trasera del motor o
10. motores y una parte adyacente del avión queden comprendidos en el interior de la cámara supresora. Los medios de puerta que reciben la cola del avión y parte de su fuselaje, comprenden paneles principales simétricos montados de una forma deslizante para desplegarse y recibir
15. las partes citadas en el recinto supresor, comprendiendo también paneles secundarios dotados de movimiento relativo con respecto a paneles principales para acomodar los medios de puerta a la forma irregular del fuselaje del avión.
20. El invento se comprenderá mejor tomando como referencia la descripción que sigue y los dibujos adjuntos en los que:
- La figura 1 es una vista en planta del sistema supresor de sonido que incorpora los principios del presente invento, e ilustra la aplicación del supresor a un
25. avión normal.
- La figura 2 es una vista de costado de la estructura ilustrada en la figura 1.
- La figura 3 es una vista combinada de costado y en sección vertical, a mayor escala, tomada a través
- 30.



del sistema supresor de sonido.

La figura 4 es una vista frontral en alzado del recinto supresor de sonido con los paneles secundarios de las puertas separados.

5. La figura 5 es una vista tomada a lo largo de la línea de corte transversal vertical 5-5 de la figura 3.

10. La figura 6 es una vista tomada prácticamente a lo largo de la línea de corte horizontal 6-6 de la figura 3.

La figura 6A es una vista fragmentada en planta, a mayor escala, de una sección de la pared lateral del conducto de admisión.

15. La figura 7 es una vista frontal en alzado, similar a la figura 4, pero con las puertas y sus paneles secundarios en posición cerrada.

La figura 8 es una vista fragmentada en alzado de una parte de la estructura de paneles secundarios.

20. La figura 9 es una vista fragmentada tomada a lo largo de la línea de corte vertical 9-9 de la figura 7.

La figura 10 es una vista fragmentada tomada a lo largo de la línea de corte vertical 10-10 de la figura 7.

25. La figura 11 es una vista fragmentada en planta y en sección horizontal tomada a lo largo de la línea 11-11 de la figura 10.

La figura 12 es una vista frontal en alzado y fragmentada tomada a lo largo de la línea 12-12 de la figura 10.

30. La figura 13 es una vista fragmentada en sección tomada a través de una parte de un panel de absorción de

385210



energía; y

La figura 14 es una vista despiezada en perspectiva que ilustra los componentes modulares principales del recinto que constituye el supresor de sonido del invento.

5.

Refiriendonos ahora al dibujo, y de un modo más particular a las figuras 1 y 2, se ilustra en estas figuras un avión de propulsión a chorro A en una posición con sus motores de reacción montados en la cola, parcialmente en el interior del supresor de ruido de escape. En el caso ilustrado, los motores se encuentran dentro de una parte del fuselaje, hacia atrás de las alas, uno a cada lado, que descargan a lo largo de una parte reducida del fuselaje que se dirige hacia la cola.

10.

15.

Expuesto en términos generales, un sistema supresor de ruido comprende dos unidades principales: un silenciador de admisión en las aberturas de admisión de aire y un silenciador de exhaustación o escape que recibe los gases de exhaustación para la absorción de energía en dicho silenciador. El silenciador de admisión se ilustra en los dibujos solamente en contorno puesto que puede ser de cualquier tipo conocido.

20.

25.

El supresor indicado de un modo general por el número 10 consiste en un recinto que define una cámara, cuya cámara recibe los gases de exhaustación o escape procedentes de los motores de reacción del avión A. En lugar de tener una abertura relativamente pequeña en la cámara supresora para alojar solamente el tubo de la tobera de exhaustación de un motor, la cámara del invento se diseña para alojar una parte proyectada hacia atrás de la

30.



- pared exterior del avión que contiene uno o más motores. En el caso presente, las partes alojadas de este modo comprenden el fuselaje desde un punto inmediatamente detrás de las alas hasta la cola. Con el fin de alojar esta parte del avión en el interior de la cámara, dicha cámara está provista de medios de puerta montados de una forma móvil en una pared de la cámara 12, cuya pared, por comodidad de referencia, se denominará en la presente memoria como "pared delantera".
- 5.
10. Según se observará en particular en la figura 4, la pared delantera 12 es una pared fija que tiene una abertura en la misma, cuya configuración está determinada por el tamaño y perfil del avión. Esta abertura 14 en la pared delantera se diseña para recibir la parte trasera del avión con una cierta holgura para que no exista el peligro de que se deterioren las superficies del avión cuando se introduce en el recinto supresor o se saca del mismo a través de la abertura 14.
- 15.
20. Para cerrar la abertura 14 hay un par de paneles simétricos 15 montados de una forma deslizante en la pared delantera 12. Según se observará en las figuras 7 y 10 cada panel de puerta 15 se sostiene sobre un par de rodillos 16 preferiblemente acanalados. Los rodillos 16 corren entonces sobre un carril angular 17 que no solamente sostiene el peso del panel 15 sino que guía dicho panel según se desplaza a lo largo del carril. El extremo superior de cada panel 15 se sujeta dentro de una guía de canal 20 (figura 9) y lleva un rodillo 21 que se apoya contra la cara exterior de la pared 12. Aunque los paneles
- 25.
30. de puerta 15 se pueden desplazar a mano a lo largo del ca-

385210



- rril 17, es preferible, por razones de seguridad, dotar a cada uno de ellos de un cilindro neumático 23 sujeto de cualquier manera apropiada a un elemento de base 24. Un pistón en el interior del cilindro se desplaza con movimiento alternativo, según se desee, mediante aire comprimido admitido en el cilindro, no habiéndose ilustrado en los dibujos las conexiones para esta finalidad puesto que pueden ser de cualquier tipo bien conocido, y el movimiento del piston se transmite al panel de puerta por medio del vástago de pistón 25 que sobresale de un extremo del cilindro y se conecta al panel de la puerta. Los paneles 15, cuando se cierran (figura 7) tienen una abertura central que recibe el fuselaje del avión con una cierta holgura.
5. Según se ilustra en la figura 7, cada panel de puerta 15 lleva montado un panel secundario 27. Los cantos interiores opuestos del panel secundario se contornean para acoplarse ajustados al contorno del fuselaje del avión en el punto de contacto normal que el panel secundario hace con el mismo.
10. Este punto se encuentra por detrás de las alas y sitúa en el recinto una parte sustancial de los motores de reacción en su parte trasera, así como las partes adyacentes del avión. Este canto contorneado 28 de cada panel secundario lleva un elemento de hermetismo elástico 30, que cuando se unen los dos paneles secundarios, según se ilustra en la figura 7, se acopla al fuselaje del avión formando un cierre hermético al aire. La elasticidad de este elemento de estanqueidad, 30 no solamente deja margen para las pequeñas variaciones exis-
- 15.
- 20.
- 25.
- 30.



tentes en la forma o tamaño del avión en el punto de contacto sino que efectúa además un cierre hermético con el fuselaje que evita la pérdida de sonido o energía desde el supresor en este punto.

5. También es preferible emplear un elemento elástico de estanquidad 31 en los cantos verticales de unión de los paneles de la puerta 15 por las mismas razones.  
Los paneles secundarios 27 se suspenden cada uno del panel de puerta primario 15 correspondiente por medio de colgaderos de resorte 34 que permiten el desplazamiento del panel secundario en una pequeña proporción en cualquier dirección para ajustar el panel secundario a la posición o tamaño del avión. Esto elimina la necesidad de tener que efectuar un movimiento de ajuste del mismo carácter con todo el panel principal 15. Según se ilustra en la figura 9, cada uno de los paneles secundarios queda preferiblemente confinado entre un par de placas que forman los costados del panel principal de la puerta 15, cerrandose prácticamente la holgura entre las placas laterales y el panel secundario por medio de barras de deslizamiento 35, que se fabrican preferiblemente de un material sintético que tenga un coeficiente bajo de fricción para evitar la necesidad de lubricar los elementos cuando se acoplan entre sí.
- 10.
- 15.
- 20.
25. Según se observará en la figura 7, el fuselaje del avión tiene una forma donde la parte central del lado inferior está más alta que las partes separadas del centro. Para acomodar los paneles secundarios 27 a esta situación cada panel secundario está provisto de una sección inferior relativamente móvil 27a según se ilustra
- 30.

385210



5. de un modo particular en la figura 8. Aún cuando se pueden emplear otros tipos de interconexión entre las partes superior e inferior de los paneles secundarios, un dispositivo normal consiste en conectar la sección inferior 27a a la sección superior por medio de una bisagra 38, permitiendo de este modo que la sección inferior bascule en sentido descendente separándose del centro del avión.

10. De este modo, cada sección inferior 27a del panel secundario tiene un borde o canto superior cóncavo hacia arriba 39 que se contornea para ajustarse a una parte de la superficie inferior del fuselaje del avión cuando sube poniéndose en contacto con el mismo, según se ilustra en la figura 7. Cuando se baja el panel, según se  
15. ilustra en la figura 8, los paneles secundarios se pueden desplazar lateralmente con los paneles principales 15 a la posición abierta de la figura 4 sin obstaculizar las partes laterales inferiores del fuselaje.

20. Aún cuando se puede emplear cualquier medio apropiado para mover la sección inferior 27a acercandola o separándola del avión, un medio simple y eficaz es la bisagra 38 combinada con una barra de levantamiento 40 de accionamiento manual. Esta barra se conecta pivotalmente en el punto 41 por su extremo superior al panel secundario, mientras que su extremo inferior pasa por la ranura  
25. o canal de la guía 42. Cuando una barra de levantamiento se lleva a la posición vertical, según se ilustra en la figura 7, se levanta la sección inferior del panel secundario; pero al bascular a mano la barra de levantamiento hacia la posición angular de la figura 8, se deja caer  
30.



la sección de panel secundario que se separa del avión para los fines arriba mencionados. Una sección de la barra 40 se puede roscar y dotar de tuerca 43 como medio para ajustar la cantidad de movimiento ascendente inducido en la sección interior 27a por el desplazamiento de la barra de levantamiento.

5. La parte del avión situada hacia el interior de las puertas 15 queda comprendida dentro del conducto de aire secundario. La pared delantera 12 de la cámara supresora es una pared lateral del conducto de aire secundario, por lo que los medios de puerta de la pared cierran las aberturas en dicha pared. Las otras paredes que definen el conducto de aire secundario son partes 45 de las paredes laterales opuestas de la cámara y pared interior 46, que se convierte en la pared trasera del conducto de aire secundario. Según se ilustra en las figuras 5 y 6, el conducto de aire secundario está abierto por su extremo superior, hacia el interior de los paneles longitudinales 47 y, por lo tanto, proporciona una boca de admisión para aire secundario por encima de las superficies de control en el extremo de cola del avión.

10. Para reducir la pérdida de energía a través de este extremo abierto del conducto de aire secundario, se disponen deflectores 48 y 49 en el interior del conducto de aire en una formación escalonada para obligar al aire entrante a que siga una trayectoria en zigzag. Aún así el sonido no puede pasar directamente hasta el conducto de aire; por el contrario, la energía es absorbida en parte según incide el sonido sobre los deflectores. En la base del conducto de aire secundario, ese aire entrante



se introduce directamente en el chorro de escape o exhaustación que sale de los tubos de exhaustación de los motores del avión. Este aire secundario se mezcla con los gases de escape y los refrigera.

5. Situados a corta distancia de estos tubos de exhaustación se encuentran unos pulverizadores de agua primaria 50. Suponiendo que haya un par de motores en la cola del avión, se emplearan dos pulverizadores de agua 50, diseñados cada uno de ellos para inyectar agua directamente en el chorro de escape con el fin de efectuar un enfriamiento por evaporación del agua. Aún cuando no queda limitado a esta versión la tubería que suministra el agua a los pulverizadores los sitúa preferiblemente en una configuración arqueada, según se ilustra en la figura 5, inmediatamente por fuera del chorro principal de exhaustación o escape.

10. Después de pasar por los chorros de agua 50, el chorro de gases de escape penetra en un tubo aumentador 52. Para poder trabajar como motores montados de una forma gemela, se emplea un par de aumentadores similares 52, según se ilustra en la figura 6. Los tubos aumentadores no tienen una sección transversal uniforme, sino que tienen una sección transversal en aumento en la dirección del flujo de gas para reducir la velocidad del mismo. El
15. aumentador 52 puede ser un tubo completo de una pieza con uno de los conductos para uno o dos motores (en la presente memoria se ilustran 2), pero en la construcción ilustrada el aumentador tiene un suelo plano 53 por debajo de ambos conductos que puede ser un elemento separado. En este caso actúa como aislador y placa de desgaste reempla-
- 20.
- 25.
- 30.



zable sobre los cimientos.

Situado en el interior de cada aumentador 52 se encuentra un conjunto de tubería 54 que proporciona un sistema secundario de pulverizadores para introducir más agua refrigerante en el chorro de exhaustación o escape. A pesar de que los conjuntos 54 pueden adoptar otras formas o configuraciones, las ilustradas en la presente memoria comprenden una pluralidad de colectores 55 que suministran agua a una pluralidad de tuberías pulverizadoras 56 de configuración anular o rectangular. Al alcanzar este punto los gases de exhaustación o escape se han enfriado suficientemente por lo que el chorro gaseoso puede pasar directamente por encima de los elementos de tubería del conjunto pulverizador 54.

Después del salir del tubo aumentador 52, el chorro de gases de exhaustación o escape incide sobre un deflector 60 que efectúa un cambio de 180° en la dirección de los gases de escape. La placa de puerta 53 se superpone al deflector 60. El chorro gaseoso fluye entonces en sentido descendente por encima de una parte del aumentador 52 y por debajo de una sección inclinada de suelo 58 del recinto, hasta la base de la chimenea 62. Finalmente, los gases enfriados salen del supresor de ruido fluyendo en sentido ascendente a través de la chimenea de exhaustación 62.

La chimenea de exhaustación 62 tiene una sección transversal generalmente rectangular y tiene en su interior una pluralidad de soportes de deflector 64 extendidos verticalmente. Entre pares de soportes 64 se sitúan deflectores 65 de una forma escalonada, de forma que el

385210



- 14 -

chorro gaseoso ascendente de escape deba seguir una trayectoria en zigzag, mientras que los propios deflectores actúan para absorber energía del chorro de exhaustación o escape y para reducir por lo tanto la cantidad de ruido producido por los gases que salen en sentido ascendente por el extremo superior de la chimenea 62.

5.

Como el chorro de escape o exhaustación procedente de por lo menos uno y a veces dos motores de reacción se dirige al interior del recinto 10 en la base de la boca de admisión de aire secundario se comprenderá que en esta cámara se libera una cantidad enorme de energía, y por consiguiente, las paredes 12, 45 y 46 de esta cámara se ven sometidas a una vibración muy rigurosa, En las figuras 6A y 13, se ilustran respectivamente una sección de la pared y una sección de los paneles individuales incorporados en las paredes, se ilustra una construcción conveniente para las paredes citadas.

10.

15.

Refiriendonos a la figura 6A se observará que las paredes laterales 45, que son típicas también de la pared delantera 12 y pared trasera 46, se construyen con una pluralidad de columnas separadas 68, cuyas columnas se pueden construir de cualquier modo apropiado con formas estructurales tales como ángulos, canales, vigas de doble T y otras. Unidas a los costados exteriores de la columna 68 se encuentran unas placas frontales 69, que son planchas pesadas de metal. Unos paneles de absorción de energía 70 se encuentran separados hacia el interior de las placas frontales 69, cuyos paneles se instalan en estas paredes de una forma desmontable. Las columnas 68 pueden llevar unidos ángulos 71 que cooperan con otras alas de

20.

25.

30.



las columnas para proporcionar vías verticales en las que se pueden deslizar los paneles individuales 70, cuyos paneles tienen una anchura horizontal igual a las dimensiones comprendidas entre las columnas 68.

5. La construcción de un panel 70 se ilustra con mayor detalle en la figura 3. Cada panel tiene un elemento de bastidor 72 alrededor del perímetro del panel. En las paredes laterales 45 y pared trasera 46, estos elementos de bastidor tienen un contorno rectangular pero en la pared delantera 12, los paneles han de tener necesariamente formas distintas a la rectangular. Una chapa sólida 73 se une al lado trasero o exterior del bastidor 62 en el lado opuesto o lado delantero del panel y unida al elemento de bastidor 72 alrededor de sus cantos, se dispone una chapa ondulada 74 que se perfora para permitir que las ondas sonoras pasen a través de la chapa al interior del panel 70 para ser atenuadas por el mismo. Inmediatamente por detrás de la chapa ondulada 74 se encuentra una capa de fibra de vidrio tejida o de material similar adaptada para resistir temperaturas elevadas. El interior del panel, entre la capa 75 y la placa 73, se rellena con una masa 76 de materiales fibrosos sueltos, que pueden ser lana mineral fibra de vidrio u otros materiales fibrosos fuertes adaptados para resistir las temperaturas de la instalación. Este material se empaqueta con una densidad del orden de  $96,10 \text{ g./dm}^3$  y sirve como elemento principal de absorción de energía del panel.
- 10.
- 15.
- 20.
- 25.

30. Las ondulaciones del panel 70 son preferiblemente horizontales, cuando se encuentra en este plano la dimensión más corta de cada panel, puesto que esta dirección



induce entonces una mayor rigidez en el panel delantero contra el cual inciden inicialmente las ondas sonoras. Se han descubierto que bajo esta gran potencia, una chapa plana en la cara interior del panel 70 vibra de una forma tan rigurosa que, en un periodo de tiempo relativamente corto falla por fatiga mientras que el panel ondulado tiene una mayor rigidez y resistencia y una ayuda útil varias veces mayor que una chapa plana.

5.

Otra ventaja que ofrece el panel ondulado es que presenta un área de gran superficie total, por lo que se pueden formar más perforaciones o disponer de una mayor área total perforada en la chapa 74 que si la chapa fuera plana, sin debilitarla. Así mismo, se produce una mejor difusión de las ondas sonoras reflejadas desde la superficie ondulada que desde una superficie plana o planar.

10.

15.

Estos paneles no son elementos de carga, puesto que el peso de la estructura se sostiene por medio del bastidor que comprende columnas 68 y placas frontales 69. Por el contrario, los paneles se pueden desmontar fácilmente, si fuera necesario reemplazarlos.

20.

Una ventaja que ofrece el recinto construido según se ha descrito, es que se forma con el avión un cierre hermético contra las pérdidas de sonido, mejor y más eficaz que cuando el tubo de exhaustación del motor se coloca simplemente muy próximo al tubo aumentador o se habilita algún tipo de puño de unión en este punto. El cierre hermético entre el interior del recinto y la atmósfera circundante se efectúa por medio del elemento elástico 30 que se acopla al avión. En el punto de unión, el fuselaje está más frío que el tubo de exhaustación, por lo que se puede emplear un elemento elástico de estanquidad que

25.

30.

385210

5 NOV 1971



- no se ve sometido a las elevadas temperaturas que experimenta el tubo de exhaustación del motor de reacción. Como por lo menos una parte del motor se introduce también en el recinto del supresor, se produce una pérdida menor de sonido por transmisión a través del fuselaje del avión a la atmósfera exterior. Por esta razón, el acoplamiento del dispositivo de estanquidad con el avión, tanto si se efectúa en el fuselaje como en cualquier otra parte del mismo, es conveniente y deberá comprender la mayor parte posible de la estructura de los motores. En la práctica, se ha descubierto que la estructura ilustrada aumenta la supresión de sonido o la absorción de energía del sistema en unos diez a unos quince decibelios, lo cual supone un notable perfeccionamiento en la eficacia del sistema supresor.
- 5.
- 10.
- 15.

- El recinto supresor descrito anteriormente se ha diseñado para descansar sobre unos cimientos preparados que forman el suelo por debajo del supresor. El recinto se construye entonces para que comprenda una pluralidad de segmentos principales o módulos que descansan sobre estos cimientos preparados y que, por su naturaleza se pueden desmontar unos de otros y llevarse de un sitio a otro si fuera necesario.
- 20.

NOTA

- Descrita suficientemente la naturaleza el invento, así como la manera de realizarse en la práctica, debe hacerse constar que las disposiciones anteriormente indicadas son susceptibles de modificaciones de detalle en cuanto no alteren su principio fundamental. También se hace constar que el invento corresponde a una solicitud de patente presentada en Norteamérica, con el número
- 25.
- 30.



y fecha siguiente: 874.259 de 5 de noviembre de 1.969, acogiéndose por lo tanto a los beneficios que conceden los Convenios Internacionales en vigor, siendo lo que constituye la esencia del referido invento y por lo que se solicita una Patente de Invención sobre: PERFECCIONAMIENTOS EN SISTEMAS SUPRESORES DE RUIDO PARA AVIONES DE REACCION; caracterizándose por lo siguiente:

5. 1.- Perfeccionamientos en sistemas supresores de ruido para aviones de reacción, cuya pared de envuelta exterior tiene una parte de inclusión del motor proyectada hacia atrás alrededor de por lo menos la parte trasera del motor de reacción, caracterizados porque dichos sistemas supresores comprenden una cámara supresora de ruido para recibir los gases de exhaustación de dicho motor de reacción; y medios de puerta montados en una forma móvil en la pared de la cámara supresora, cuyos medios de puerta se abren para recibir en dicha cámara la citada parte de inclusión del motor proyectada hacia atrás de dicha pared de envuelta exterior del avión, comprendiendo dichos medios de puerta medios de estanquidad cuyo contorno se conforma y se cierra sobre la citada parte de inclusión del motor proyectada hacia atrás de dicha pared de envuelta exterior del avión.

10. 15. 20. 25. 30. 2.- Perfeccionamientos según la reivindicación 1, caracterizados porque los medios de puerta comprenden dos paneles de puerta montados de una forma deslizante para desplazarse uno en dirección al otro y en sentido contrario en la citada pared de dicha cámara, y un panel secundario montado en cada uno de los citados paneles para moverse con los mismos en ángulo recto a la dirección de movimiento de dichos paneles.

3.- Perfeccionamientos según la reivindicación

*[Handwritten signature]*



1, caracterizados porque los medios de puerta comprenden: un par de paneles de puerta montado de una forma deslizante en la pared de la citada cámara para efectuar un movimiento horizontal de acercamiento y separación, definiendo dichos paneles, cuando se unen, una abertura a través de los mismos que define la citada parte proyectada hacia atrás que comprende los motores de la pared del fuselaje del avión con una cierta holgura; y un panel secundario montado de una forma móvil en cada uno de los paneles principales citados, cooperando los paneles secundarios para cerrar dicha abertura de los paneles principales y teniendo cada panel secundario un elemento de estanquidad que se conforma en configuración al contorno de la citada parte que comprende el motor o motores, de la pared del fuselaje del avión, en el lugar de acoplamiento con el mismo, cuyo acoplamiento se efectúa en una relación prácticamente hermética al aire.

4.- Perfeccionamientos según la reivindicación 3, caracterizados porque dichos paneles de puerta se desplazan horizontalmente y porque dichos paneles secundarios se desplazan verticalmente y porque se emplean medios de resorte que montan cada panel secundario en un panel de puerta para efectuar un movimiento limitado de ajuste en relación a dichos paneles.

5.- Perfeccionamientos según la reivindicación 4, caracterizados porque cada panel secundario comprende una sección inferior y una sección superior interconectada de una forma articulada para efectuar un movimiento basculante relativo.

6.- Perfeccionamientos según la reivindicación 4, caracterizados porque cada panel secundario comprende dos



secciones relativamente móviles, de las cuales una sección tiene un canto superior cóncavo hacia arriba contorneado para conformarse a una parte de la superficie del avión y medios que desplazan dicha sección con relación a la otra sección en dirección al avión y en sentido contrario al mismo.

5. 7.- Perfeccionamientos según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, caracterizados porque dicho sistema supresor comprende también un conducto en el interior de la cámara supresora para recibir el chorro de gases de exhaustación o escape procedente del motor de reacción, cuyo extremo de admisión del conducto se separa de dichos medios de cuerda; un detector de cambio de dirección sobre el que incide el chorro gaseoso más allá de los medios de conducto, desviando el chorro gaseoso en sentido ascendente y hacia atrás prácticamente en 180°; y una chimenea que recibe el chorro gaseoso desviado de descarga expulsándolo a la atmósfera en sentido ascendente.

10. 8.- Perfeccionamientos según la reivindicación 7, caracterizados porque la cámara supresora comprende medios de conducto para admitir aire secundario desde el exterior de la cámara introduciéndolo en el chorro gaseoso por delante de los medios de conducto anteriormente citados.

15. 9.- Perfeccionamientos según la reivindicación 1, caracterizados porque la cámara supresora comprende una pluralidad de paneles sujetos a la misma, cada uno de cuyos paneles comprende: una chapa posterior plana; una chapa delantera ondulada y perforada sobre la que incide la energía sónica; una capa de fibra de vidrio tejida dispuesta

30.

*[Handwritten signature]*

385210



contra la chapa ondulada; y una masa de material fibroso que rellena el espacio comprendido entre la fibra de vidrio tejida y la chapa posterior.

- 5. 10.- Perfeccionamientos según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, caracterizados porque cuando el avión de reacción tiene un fuselaje, un ala en el fuselaje, una cola en el extremo del fuselaje, y un motor de reacción en el fuselaje, con un punto de descarga del chorro situado por delante de la cola, los citados medios de puerta reciben la cola del avión rodeando y cerrando herméticamente al fuselaje por delante del punto de descarga del motor de reacción.

- 15. 11.-Perfeccionamientos en sistemas supresores de ruido para aviones de reacción, tal y como queda sustancialmente descrito en la presente Memoria e ilustrado en los dibujos adjuntos.

Esta Memoria consta de 21 páginas escritas a máquina por una sola cara.

- 5 NOV. 1970

Madrid,  
LOYD DANIEL SMITH.

L. GOMEZ ACEBO Y MODEY  
s. n. Firmado: F. Hernández Ruiz



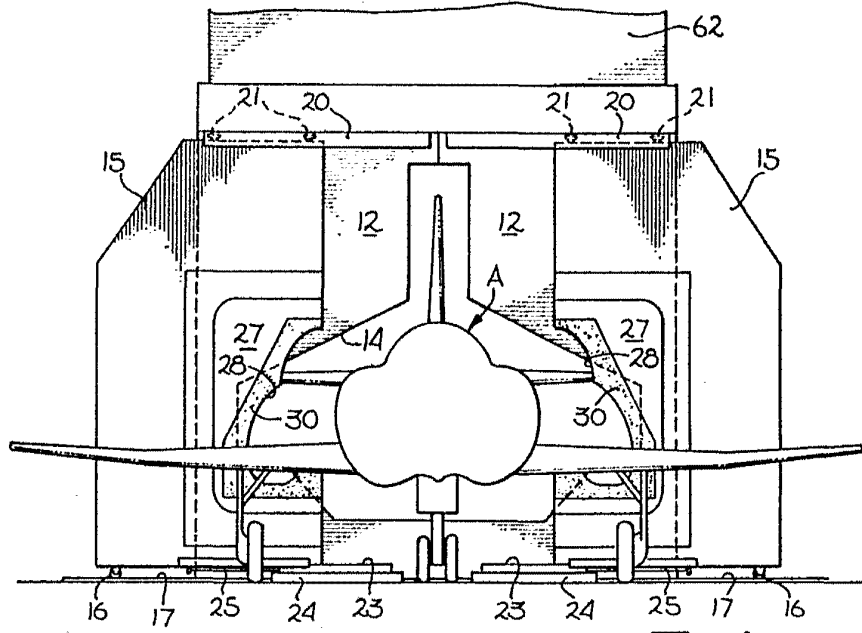


Fig. 4

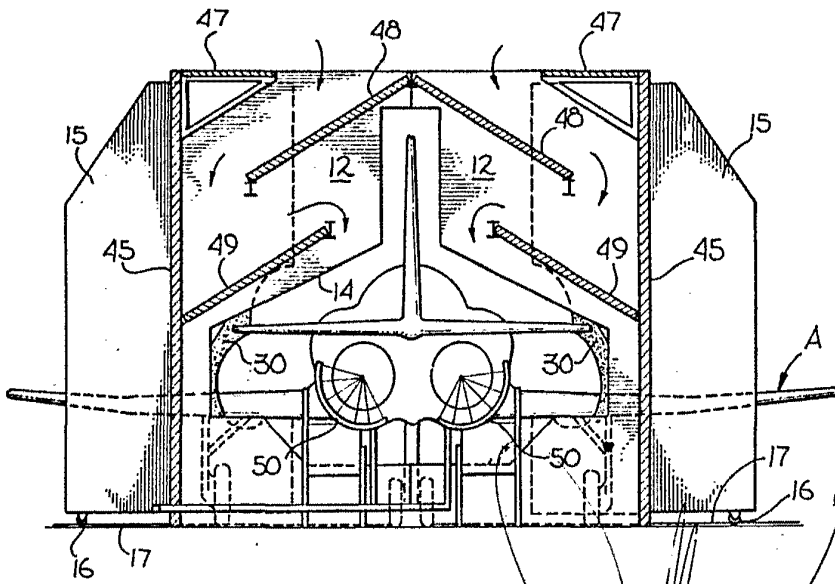


Fig 5

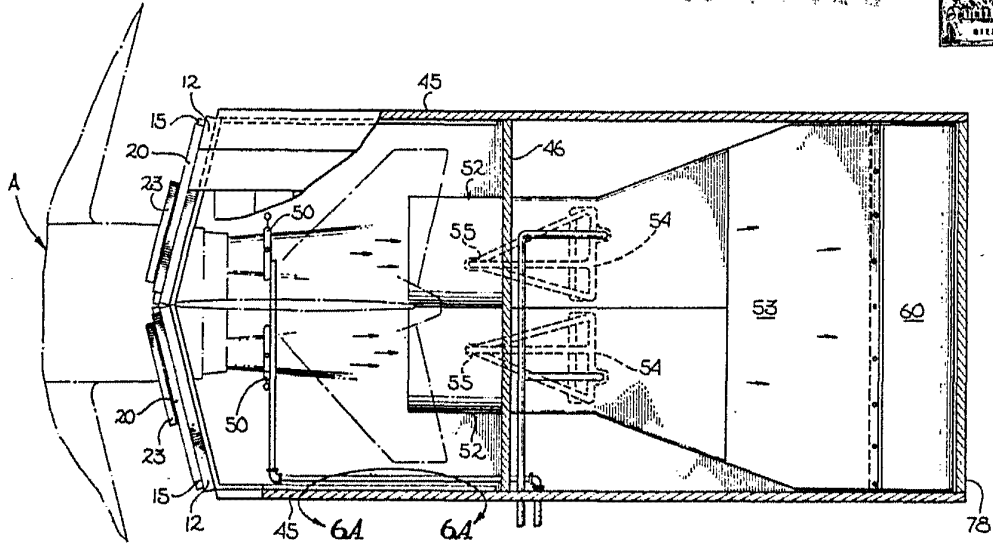


Fig. 6

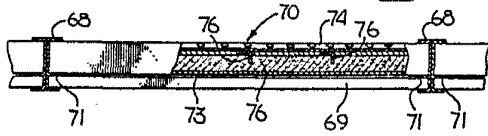


Fig. 6A

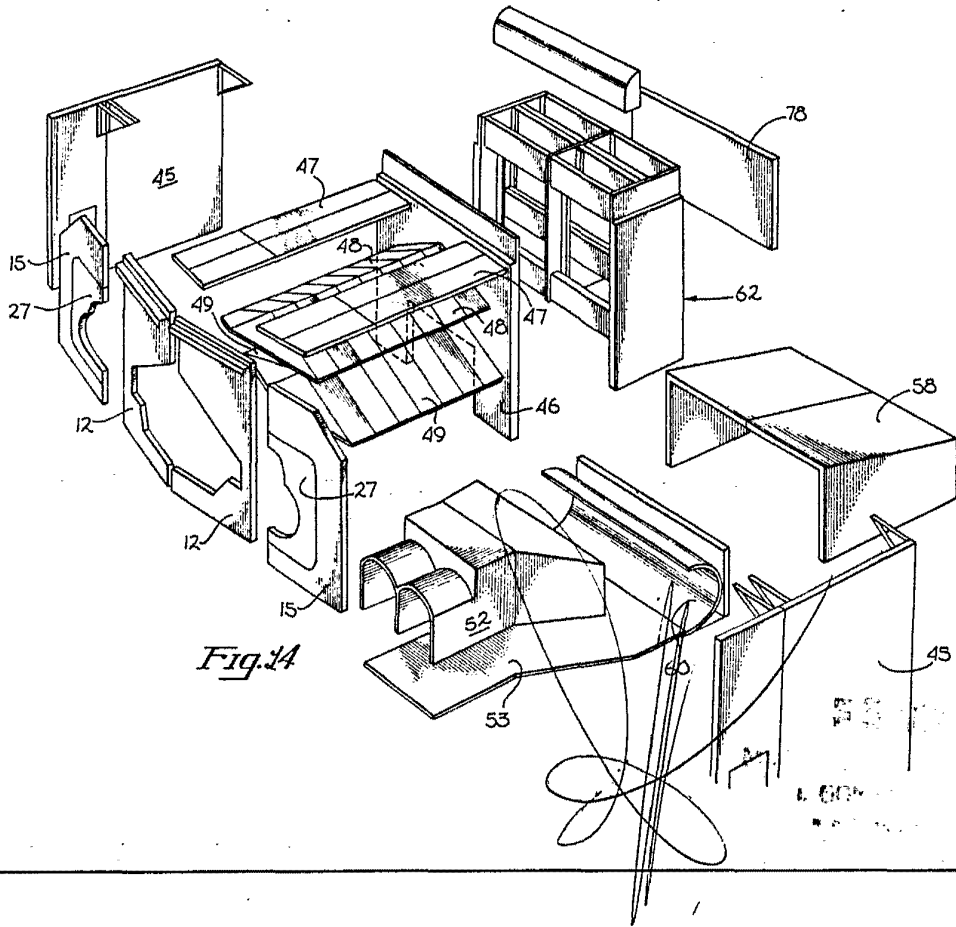


Fig. 4

385210

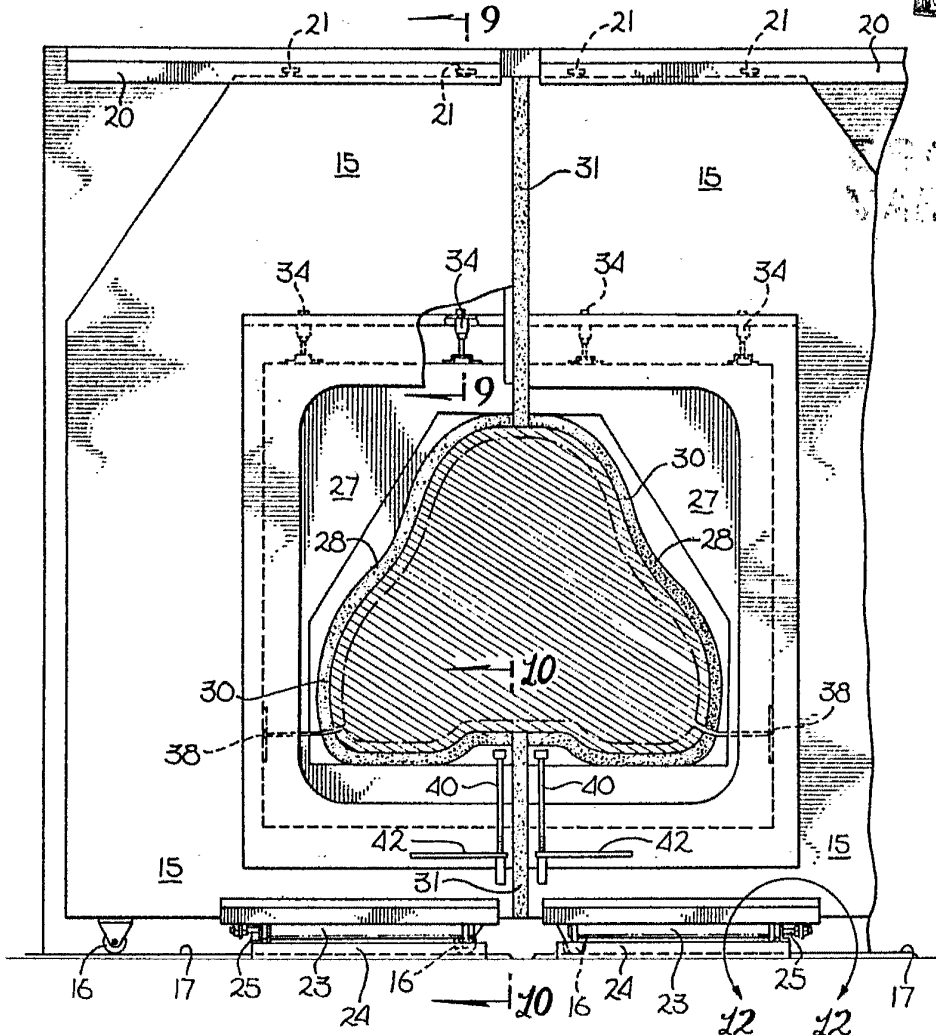


Fig. 7

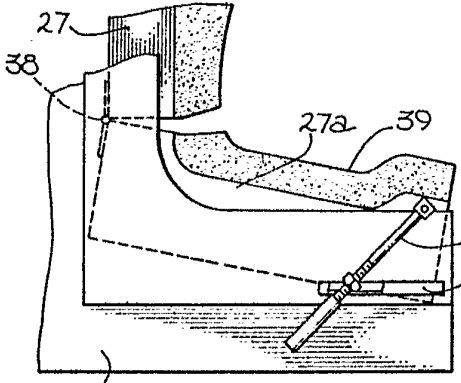
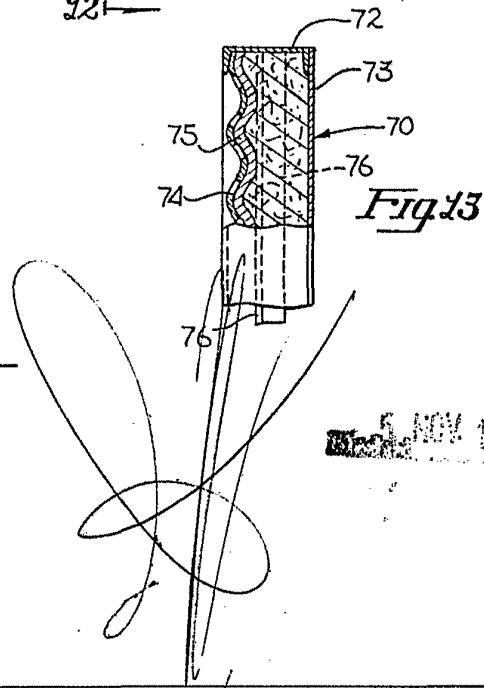
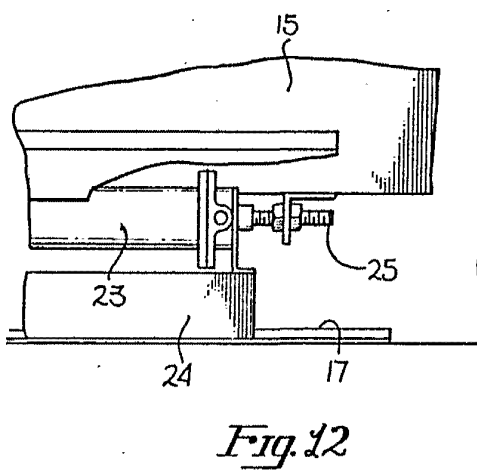
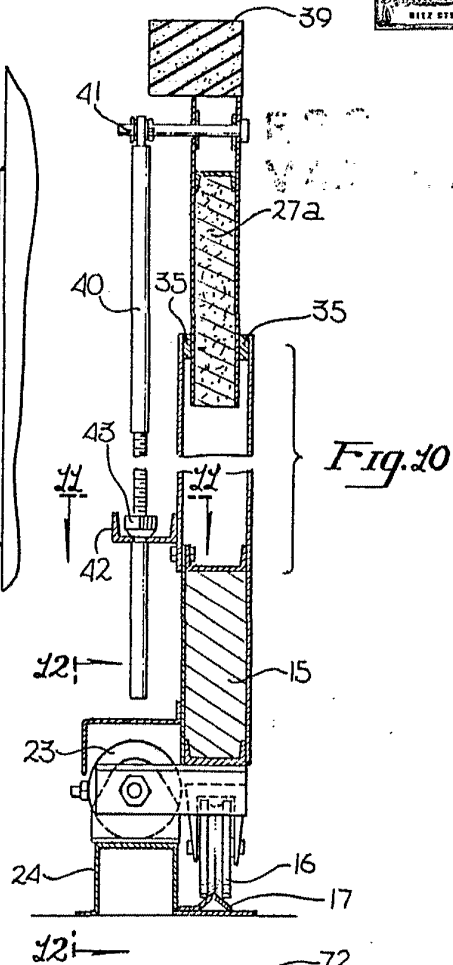
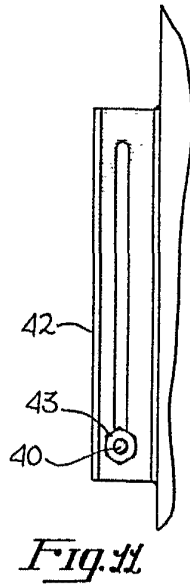
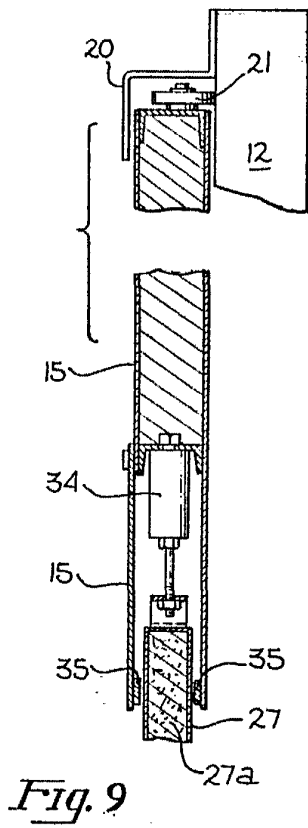


Fig. 8

Handwritten scribbles and a stamp in the bottom right corner. The stamp contains the number '5 NOV 1970' and some illegible text.

385210



NOV 10 1970