



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

① Número de publicación: **2 296 421**

② Número de solicitud: 009202487

⑤ Int. Cl.:

F02K 1/00 (2006.01)

B64D 33/04 (2006.01)

B64C 29/00 (2006.01)

⑫

PATENTE DE INVENCION CON EXAMEN PREVIO

B2

⑫ Fecha de presentación: **04.12.1992**

⑩ Prioridad: **06.12.1991 GB 9126108.1**

④ Fecha de publicación de la solicitud: **16.04.2008**

Fecha de la concesión: **26.02.2009**

Fecha de modificación de las reivindicaciones:
18.06.2008

④ Fecha de anuncio de la concesión: **16.03.2009**

④ Fecha de publicación del folleto de la patente:
16.03.2009

⑦ Titular/es: **BAE SYSTEMS, plc.**
Warwick House, P.O. Box 87
Farnborough Aerospace Centre
Farnborough, Hampshire GU14 6YU, GB

⑦ Inventor/es: **Blakeley, John Stuart**

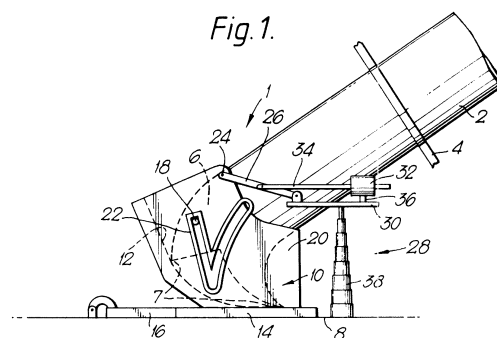
⑦ Agente: **Elzaburu Márquez, Alberto**

⑤ Título: **Salidas de propulsión a chorro.**

⑤ Resumen:

Salidas de propulsión a chorro.

Un conjunto de salida (1) para un avión ASTOVL (14) comprende un conducto (2) para dirigir aire de derivación a una posición por delante de la central energética (46) con el fin de proporcionar una flujo de descarga en chorro para asistencia en aterrizaje vertical y en despegue corto. El conducto (2) tiene una parte curvada (6) de aguas abajo y termina en una parte bicúspide (7) en la que va montado un conjunto de tobera (10). El conjunto de tobera (10) puede moverse entre una posición de aterrizaje vertical, en la que el flujo de descarga en chorro es dirigido verticalmente hacia abajo, y una posición de despegue asistido, en la que el flujo de descarga en chorro es dirigido bajo típicamente 20° con la horizontal. La disposición de tobera proporciona una estructura autoportante para el conjunto de salida (1) cuando se halla en su posición extendida. Una superficie (14) de la tobera (10) forma un miembro de cierre para una abertura de la parte principal (8) del fuselaje del avión cuando se halla en una posición retraída.



ES 2 296 421 B2

Aviso: Se puede realizar consulta prevista por el art. 40.2.8 LP.

ES 2 296 421 B2

DESCRIPCIÓN

Salidas de propulsión a chorro.

5 Este invento se refiere a conjuntos de salida de propulsión a chorro y a aviones que incorporan tales conjuntos.

Se han propuesto aviones ASTOVL (aviones avanzados de despegue corto y aterrizaje vertical) que incorporan un RALS (sistema remoto de sustentación aumentada). Tales aviones incluyen un conjunto de salida dirigido hacia abajo o tobera RALS situado delante de la central energética, el cual es alimentado con aire recalentado del ventilador durante los modos de vuelo ASTOVL. El recalentamiento ha sido esencial en las propuestas RALS anteriores debido a que, sin recalentamiento, el flujo entregado al conjunto de salida sería insuficiente para desarrollar el empuje requerido. Se comprenderá que el uso de un sistema de recalentamiento significa que el conjunto de salida es de diámetro grande y voluminoso de modo que pueda dar acomodo al equipo de recalentamiento, al suministro de combustible y a las disposiciones de quemadores, para resistir las temperaturas de recalentamiento (típicamente superiores a 1000°C). Es deseable que la tobera RALS sea vectorizable, pero en un moderno avión de combate, en donde el espacio y el peso representan una exigencia apremiante, las demandas de espacio y peso adicionales de un sistema que incorpore una tobera RALS vectorizable significan que tal sistema sería difícil de instalar. Por tanto, en las propuestas RALS existentes no es práctico variar la dirección en la que el flujo de descarga escapa del conjunto de salida.

20 Con la nueva generación de motores de relación de derivación variable se incrementa sustancialmente el flujo másico del aire de derivación que puede ser entregado, y los estudios de la solicitante han demostrado que tales motores pueden adaptarse para proporcionar un sistema de sustentación remoto que no requiera recalentamiento para dar el empuje remoto deseado.

25 La solicitante ha diseñado una disposición para un avión ASTOVL que permite una transición suave o desde un vuelo completamente soportado por las alas y que contribuye mínimamente a la resistencia aerodinámica del avión, ocupando al propio tiempo un pequeño volumen en el fuselaje del avión. Esta disposición se describe en esta memoria. Deberá entenderse que la disposición antes citada no se limita en su uso a los motores de relación de derivación variable descritos anteriormente.

30 Según un aspecto de este invento, se proporciona un conjunto de salida de propulsión a chorro para un avión dotado de una parte de fuselaje principal, que comprende un conducto de entrega y una tobera de salida, estando montada dicha tobera para movimiento con respecto a dicho conducto de entrega entre posiciones retraída y extendida, en donde una superficie de dicha tobera forma un miembro de cierre para una abertura de la parte de fuselaje principal de dicho avión en dicha posición retraída.

35 Según otro aspecto de este invento, se proporciona un avión de al menos uno de los tipos de despegue corto y aterrizaje vertical, dotado de una parte de fuselaje principal, que incluye una central energética para generar un flujo de descarga, unos conjuntos de salida delantero y trasero longitudinalmente espaciados, cada uno de ellos para recibir al menos una parte del flujo de descarga de dicha central energética, en donde dicho conjunto de salida delantero está espaciado en general hacia delante de dicha central energética y comprende un conducto de entrega, una tobera de salida móvil para generar al menos una componente de sustentación y que tiene una superficie que forma un miembro de cierre para una abertura de la parte de fuselaje principal de dicho avión cuando se encuentra en una posición predeterminada, y unos medios para mover la tobera con el fin de variar así la dirección en la cual el flujo de descarga escapa de dichas toberas de salida.

Para lograr una mejor comprensión del invento, se describirá ahora, a título de ejemplo no limitativo, una realización del mismo, haciéndose referencia a los dibujos que se acompañan, en los cuales:

50 Las figuras 1 y 1A son una vista lateral y una vista en perspectiva, respectivamente, de un conjunto de salida de propulsión a chorro en una posición retraída;

Las figuras 2 y 2A son una vista lateral y una vista en perspectiva, respectivamente, del conjunto de salida de propulsión a chorro de la figura 1 en una posición de despegue asistido; y

55 Las figuras 3 y 3A son una vista lateral y una vista en perspectiva, respectivamente, del conjunto de salida de propulsión a chorro de la figura 1 en una posición de aterrizaje vertical;

60 La figura 4 muestra vistas laterales superpuestas del conjunto de salida de propulsión a chorro de las figuras 1, 2 y 3;

La figura 5 es un alzado por un extremo del conjunto de salida de propulsión a chorro de la figura 3;

65 La figura 6 es una vista lateral de la parte delantera de un avión ASTOVL que incorpora el conjunto de salida de las figuras 1 a 5;

La figura 7 es una vista lateral del avión completo de la figura 6; y

ES 2 296 421 B2

La figura 8 es una vista en planta compuesta del avión de la figura 6, mostrando las mitades superior e inferior de la figura las vistas en planta desde abajo y en planta desde arriba, respectivamente.

Para mejorar el entendimiento de los dibujos, los elementos similares que aparecen en más de una figura van designados por el mismo número de referencia, y los detalles del conjunto actuador para la disposición de tobera sólo se ilustran en las figuras que muestran las vistas laterales y el alzado por un extremo del conjunto de salida.

Haciendo referencia inicialmente a las figuras 1-5, se muestra generalmente con 1 un conjunto de salida de flujo de descarga de propulsión a chorro para un avión. Un conducto de entrega 2 va conectado a un central energética (no mostrada) que suministra flujo de descarga al conducto de entrega 2 durante los modos de funcionamiento del avión de despegue corto y aterrizaje vertical. El conducto 2 tiene una sección transversal generalmente circular y está soportado a lo largo de su longitud por unas ménsulas de soporte 4 antivibraciones. El conducto 2 tiene una parte curvada 6 de aguas abajo que termina con una parte extrema bicúspide 7 en el interior de una superficie inferior 8 del avión. Se coloca alrededor del conducto 2 una tobera de salida hueca 10 que tiene una cara interna curvada 12. La superficie inferior 14 de la tobera 10 forma una de un par de puertas en la superficie inferior 8 del avión, estando fijada articuladamente la otra puerta 16 del par a la estructura del avión. La parte extrema bicúspide 7 del conducto 2 tiene juntas deslizantes de alta temperatura colocadas a su alrededor con el fin de formar un sellado hermético a los gases entre la parte extrema 7 y la tobera de salida 10. Una corredera cilíndrica 18 se extiende hacia fuera desde las dos caras opuestas 20 de la tobera de salida 10. Cada corredera 18 pasa a través de una pista 22 en forma de V para movimiento deslizante con respecto a la misma. Asimismo, extendiéndose fuera de cada una de las caras 20 se encuentra una espiga 24 a la cual va fijado de forma pivotada un extremo de los brazos 26 de un conjunto actuador 28. El otro extremo de los brazos 26 va fijado de forma pivotada a unas placas de soporte 30 respectivas. Asimismo, fijados a placas de soporte 30 van unos pistones respectivos 32, cuyos vástagos actuadores 34 van fijados de forma pivotada a brazos respectivos de entre los brazos 26 en un punto entre uno y otro de sus extremos. La montura 36 de cada pistón 32 permite algo de holgura libre en el plano vertical con el fin de acomodar las diferentes orientaciones del vástago actuador 34 a medida que el brazo 26 pivota alrededor de la placa de soporte 30 en respuesta al funcionamiento del pistón 32. Las placas de soporte 30 van conectadas a la superficie inferior 8 del avión por medio de los respectivos dispositivos de elevación telescópicos 38. Estos dispositivos de elevación 38 permiten que se altere la altura de la placa de soporte 30 con relación a la superficie inferior 8 del avión.

Se describirá ahora el funcionamiento del conjunto de salida 1 y del conjunto actuador 28.

Las figuras 1 y 1A muestran la tobera 10 en una posición retraída con la superficie inferior 14 de la tobera, que forma una de las puertas en la estructura del avión, y con la otra puerta 16, ambas cerradas. En esta posición el dispositivo de elevación telescópico 38 está en su máxima extensión, elevando la placa de soporte 30 por encima de la superficie inferior 8 de la estructura del avión. El vástago actuador 34 es accionado por el pistón 32 de modo que esté también en su posición más extendida. El efecto combinado es mantener la corredera 18 en la posición superior izquierda en la pista 22. La parte extrema bicúspide 7 del conducto 2 está sellada herméticamente a los gases contra las superficies interiores de la tobera 10.

Las figuras 2 y 2A muestran los conjuntos en una posición para proporcionar un despegue asistido del avión. Para adoptar esta posición, se abre la puerta 16 y se retrae el dispositivo de elevación telescópico 38 mientras el pistón 32 retrae al mismo tiempo el vástago actuador 34, haciendo así que el brazo 26 se mueva alrededor de su pivote sobre la placa de soporte 30. El efecto de estas operaciones hace que la corredera 18 ocupe la posición inferior en la pista 22, mostrándose el movimiento de cada uno de los elementos mediante la dirección de flechas en las figuras. En la posición de despegue asistido la tobera 10 deja que escape flujo de descarga en una dirección a aproximadamente 20° con la superficie inferior de la estructura 8 del avión.

Las figuras 3 y 3A y la figura 5 muestran la tobera 10 en una posición para el aterrizaje vertical del avión. En la realización que se está describiendo, la posición de aterrizaje vertical se deriva de la posición de despegue asistido, aunque obviamente, con una secuencia diferentes de movimientos del conjunto actuador 28 y de la puerta 16, la posición de aterrizaje vertical podría partir directamente de la posición retraída. El movimiento se ve facilitado desde la posición de despegue asistido hasta la posición de aterrizaje vertical por la retracción del vástago actuador 34 mediante el pistón 32. Esta retracción hace que el brazo 26 gire alrededor de su pivote sobre la placa de soporte 30, haciendo así que la corredera 22 se mueva desde la posición más inferior en la pista 22 hasta la posición superior derecha. En la posición de aterrizaje vertical la tobera 10 deja que escape flujo de descarga en una dirección a aproximadamente 83° con la superficie inferior 8 de la estructura del avión. En esta posición, una parte sustancial de la tobera 10 solapa a la parte curvada 6 de aguas abajo del conducto 2. Este solapamiento asegura un soporte estructural adecuado para el conjunto de salida 1.

Obviamente, también podrían usarse para controlar el movimiento de la tobera 10 muchos otros conjuntos actuadores distintos del descrito antes y designado con 28 en los dibujos. En algunas realizaciones también será posible prescindir de la corredera 18 y la pista 22.

El avión ASTOVL 44 ilustrado en las figuras 6 a 8 incorpora un conjunto de salida 1 del tipo ilustrado en las figuras 1 a 5 para dejar que escape aire de derivación en una dirección vectorizable generalmente hacia abajo en una posición bien espaciada por delante del centro de gravedad 45 del avión 44 cuando el avión 44 está en un modo de despegue corto o de aterrizaje vertical.

ES 2 296 421 B2

El avión 44 incluye una central energética 46 situada en una parte de fuselaje a popa. La central energética 46 es del tipo de derivación variable, e incluye álabes de incidencia variable y de combadura variable.

5 La central energética 46 incluye un conjunto de collar 47 para recibir aire de derivación relativamente frío directamente del ventilador (no mostrado) de la central energética 46. El conjunto de collar 47 incluye dos lumbreras de salida, controladas cada una por una válvula (no mostrada), por ejemplo una sencilla válvula de compuerta, y entregando cada una aire dentro de la parte bifurcada de aguas arriba del conducto de entrega 2. La central energética 46 también incluye una tobera convencional 48 dirigida hacia atrás y un par de toberas vectorizables transversales 49.

10 Las toberas transversales 49 pueden ser del tipo de compuerta giratoria y capaces de descargarse entre una dirección generalmente perpendicular a la superficie inferior 8 del avión 44 y una dirección a aproximadamente 20° con la superficie inferior 8 del avión 44. Alternativamente, las toberas 49 pueden ser del tipo cascada, descargándose por debajo del fuselaje del avión.

15 En uso, la central energética 46 se puede controlar de modo que, para un vuelo de crucero normal, se mezclen el aire de derivación frío y el flujo de descarga de núcleo caliente y se les deje escapar a través de la tobera 48 dirigida hacia atrás. De este modo, se retrae el conjunto de salida 1 y se cierra la abertura de la superficie inferior 8 del avión mediante las puertas 14 y 16.

20 Para aterrizaje vertical se controla la central energética 46 de modo que se deje escapar el flujo de descarga de núcleo caliente a través de las toberas vectorizables 49, y se deje que el aire de derivación frío escape a través de la tobera de salida delantera 10, que está colocada en su posición de aterrizaje vertical para generar una componente de sustentación vertical.

25 Para despegue corto se abren las puertas 14 y 16 de la abertura y se mueve la tobera 10 hasta su posición de despegue asistido.

30 Un diseño típico de central energética 46 puede ser un motor de relación de derivación y presión variable con una sección de ventilador dotada de combadura variable y álabes de incidencia variable capaces de entregar aproximadamente 180 kg/s de aire (relación de presión del ventilador de aproximadamente 4,5:1) en vuelo normal y 248 kg/s de aire (relación de presión del ventilador de aproximadamente 5,5:1) en modo de sustentación. El aire de derivación relativamente frío puede tener una temperatura de aproximadamente 200°C. La tobera de salida 10 y el conducto de entrega 2 pueden hacerse de materiales tales como cerámica, titanio o berilio. Debido a la baja temperatura del aire del ventilador y a la alta relación de presión, el conducto 2 puede ser más pequeño de lo requerido para sistemas RALS
35 convencionales, proporcionando aún al mismo tiempo un flujo suficiente de aire sin recalentar para generar el empuje de sustentación requerido.

40 El conjunto de salida de flujo de descarga 1 proporciona una disposición sencilla, ligera y compacta de pequeño diámetro que permite vectorizar la dirección del flujo de descarga, pero que no sobresale de la superficie del avión durante el vuelo de avance normal. Esto permite vectorizar el flujo de descarga con una ablación mínima del fuselaje, y la baja masa de la parte móvil del conjunto 1 y la ausencia de equipo de recalentamiento significan que se puede vectorizar fácilmente la tobera 10.

45 Se comprenderá que el conjunto de salida de flujo de descarga 1 puede utilizarse en configuraciones de aviones distintas de la ilustrada, y que la central energética 46 puede configurarse o hacerse funcionar de forma diferente a las modalidades descritas en esta memoria. Por ejemplo, la tobera de salida 10 y las toberas 40 pueden vectorizarse de forma asíncrona. Asimismo, los ángulos de vectorización de 20° y 83° pueden ser diferentes en dependencia de la aplicación y geometría particulares del avión.

50 Se comprenderá también que el uso del conjunto de salida 1 no se limita a estos motores de relación de derivación variable.

55

60

65

REIVINDICACIONES

5 1. Un conjunto de salida de propulsión a chorro para un avión dotado de una parte de fuselaje principal, que comprende un conducto de entrega y una tobera de salida, teniendo dicho conducto de entrega una parte curvada de aguas abajo y una parte extrema bicúspide, y estando montada dicha tobera para movimiento con respecto a dicho conducto de entrega entre posiciones retraída y extendida, en donde una superficie de dicha tobera forma un miembro de cierre para una abertura de la parte de fuselaje principal de dicho avión en dicha posición retraída.

10 2. Un avión de al menos uno de los tipos de despegue corto y aterrizaje vertical, dotado de una parte de fuselaje principal, que incluye una central energética para generar un flujo de descarga, unos conjuntos de salida delantero y trasero longitudinalmente espaciados, cada uno de ellos para recibir al menos una parte del flujo de descarga de dicha central energética, en donde dicho conjunto de salida delantero está espaciado en general hacia delante de dicha central energética y comprende un conducto de entrega, teniendo dicho conducto de entrega una parte curvada de aguas abajo y una parte extrema bicúspide, una tobera de salida móvil para generar al menos una componente de sustentación y que tiene una superficie que forma un miembro de cierre para una abertura de la parte de fuselaje principal de dicho avión cuando se encuentra en una posición predeterminada, y unos medios para mover la tobera con el fin de variar así la dirección en la cual el flujo de descarga escapa de dicha tobera de salida.

20 3. Un avión según la reivindicación 2, en el que el conjunto de salida trasero incluye medios para ajustar angularmente la dirección en la cual escapa a su través el flujo de descarga.

4. Un avión según cualquiera de las reivindicaciones 2 y 3, que incluye además una tobera de salida dirigida hacia atrás, destinada a generar empuje para vuelo de avance.

25 5. Un avión según la reivindicación 4, en el que dicha central energética puede ser hecha funcionar de manera que proporcione un flujo de descarga relativamente frío y un flujo de descarga relativamente caliente, y en el que están previstos unos medios de control para dirigir dicho flujo de descarga frío de modo que se mezcle con dicho flujo de descarga caliente y desde allí alcance a dicha tobera de salida dirigida hacia atrás para vuelo de crucero, y para dirigir dicho flujo de descarga frío hacia dicho conjunto de salida delantero para aterrizaje vertical o despegue corto.

35

40

45

50

55

60

65

Fig. 1.

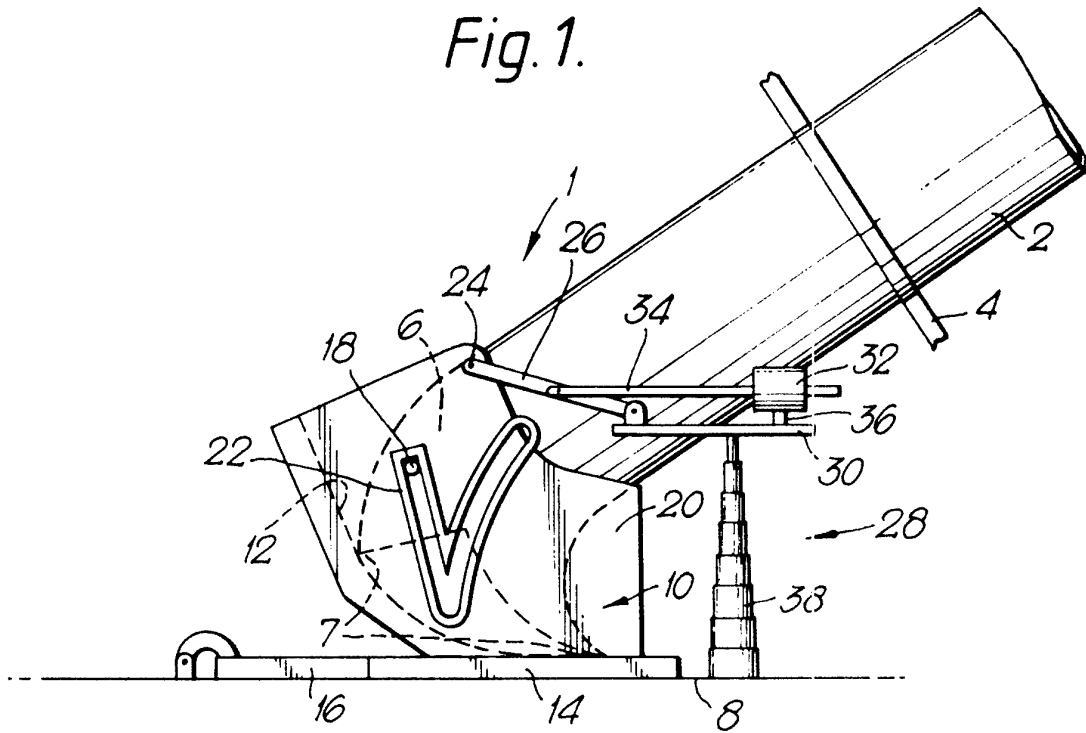


Fig. 1A.

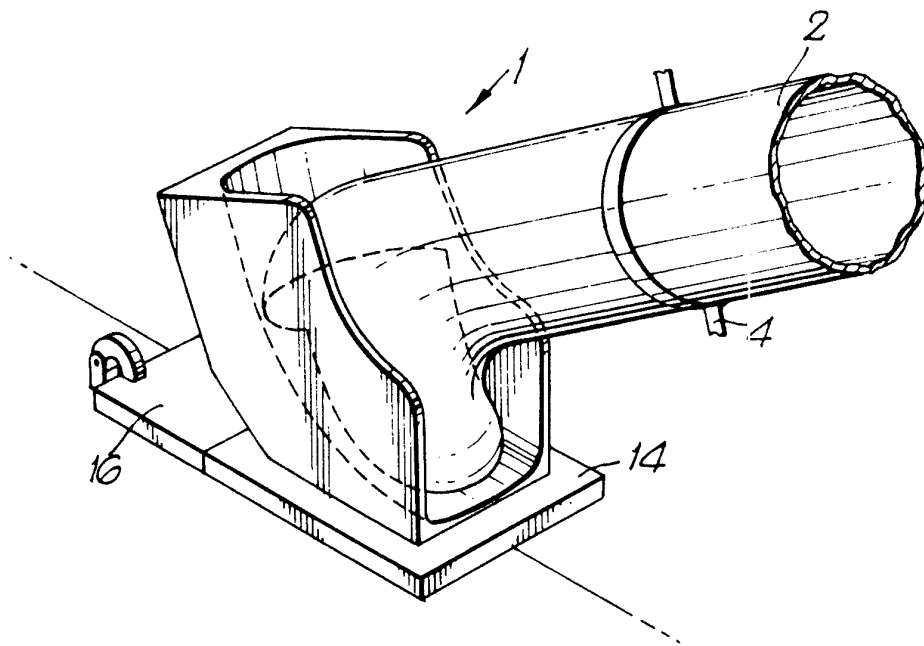


Fig. 2.

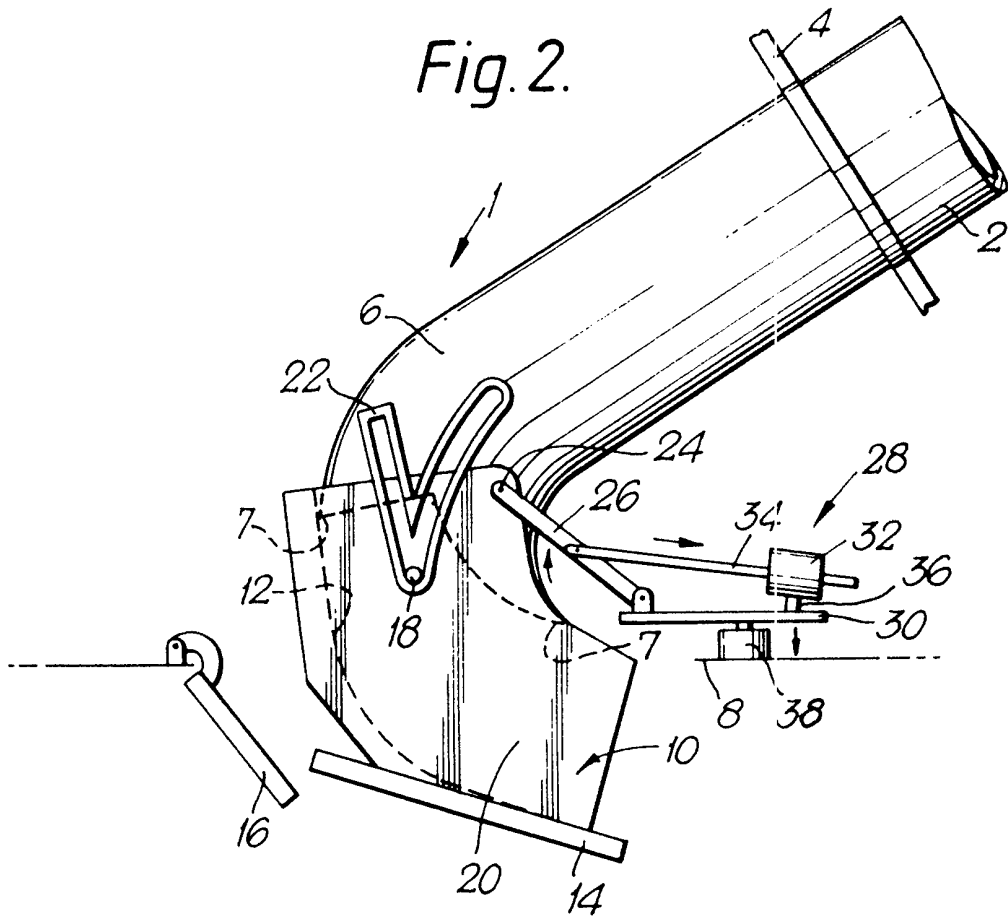


Fig. 2A.

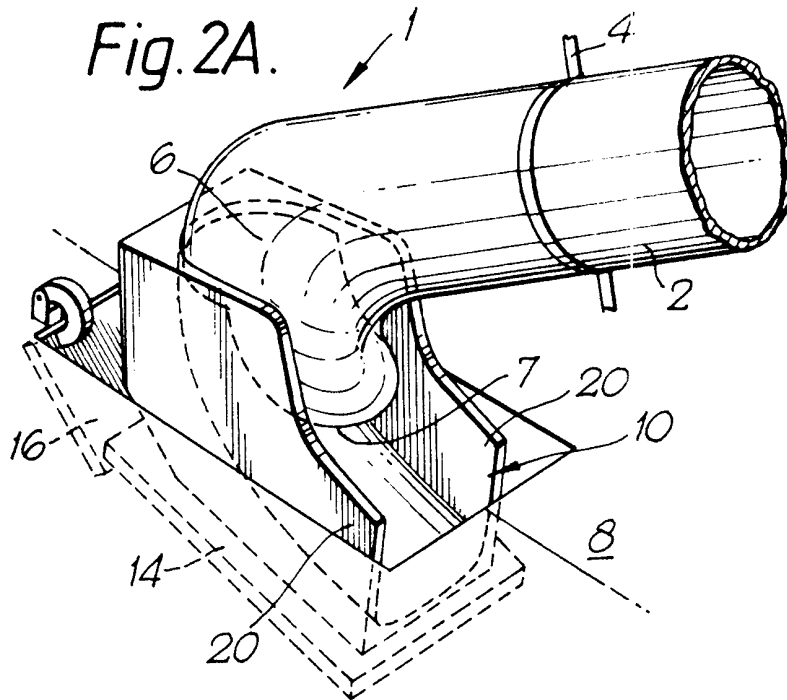


Fig. 3.

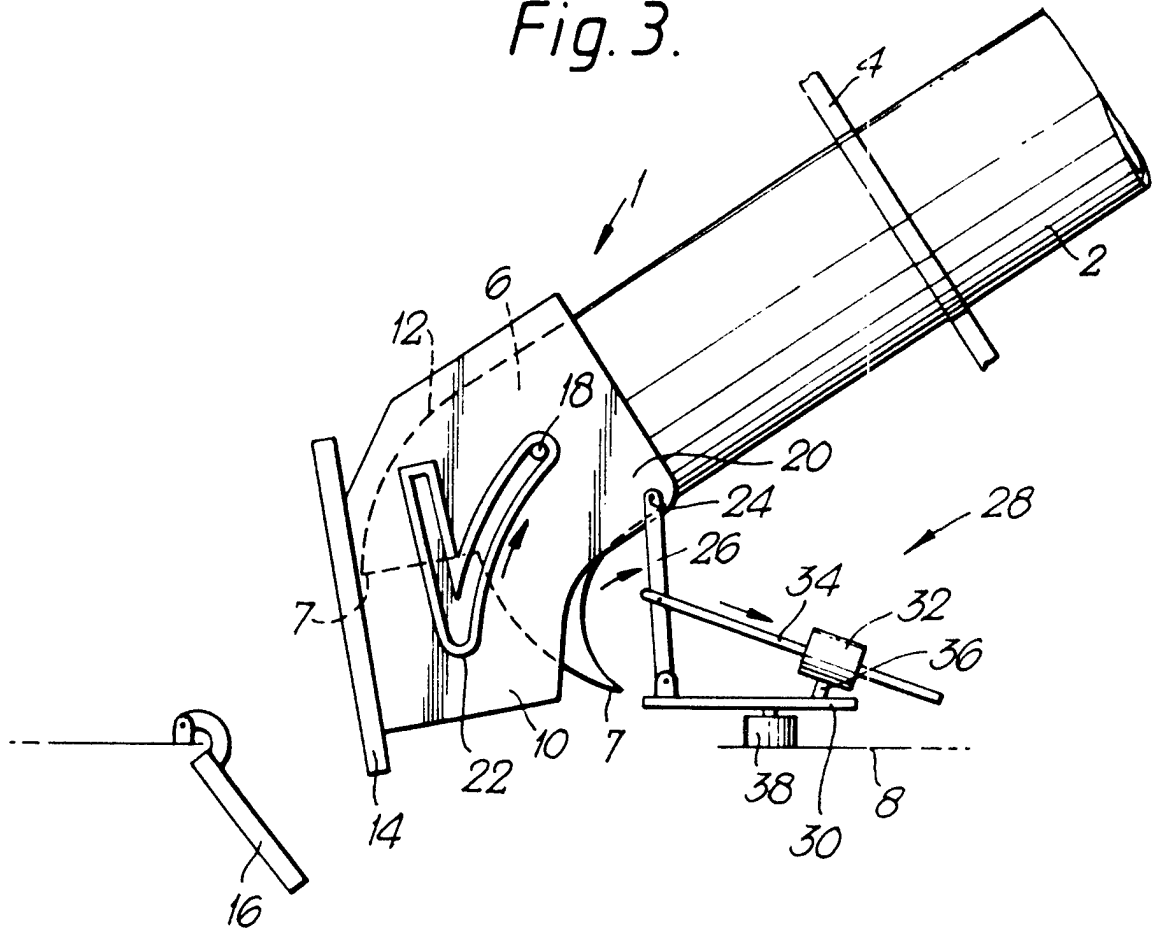


Fig. 3A.

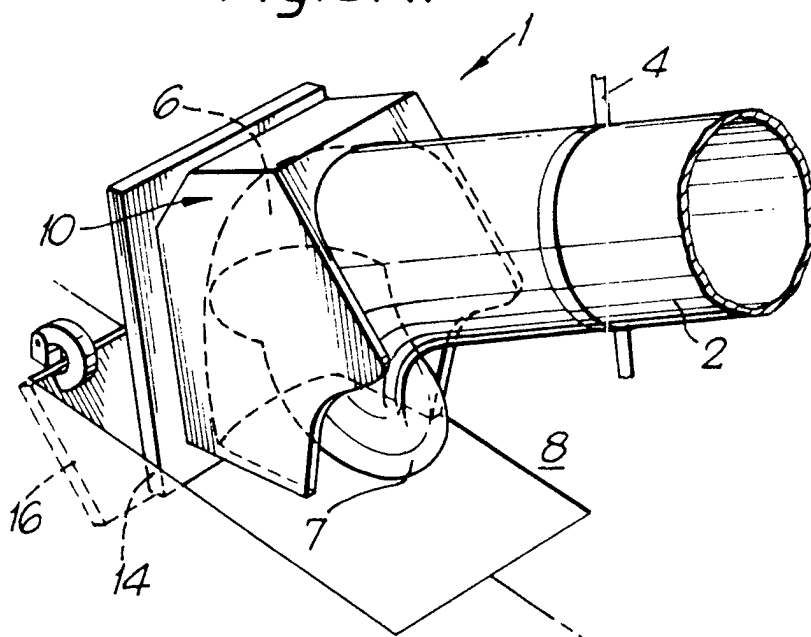


Fig. 4.

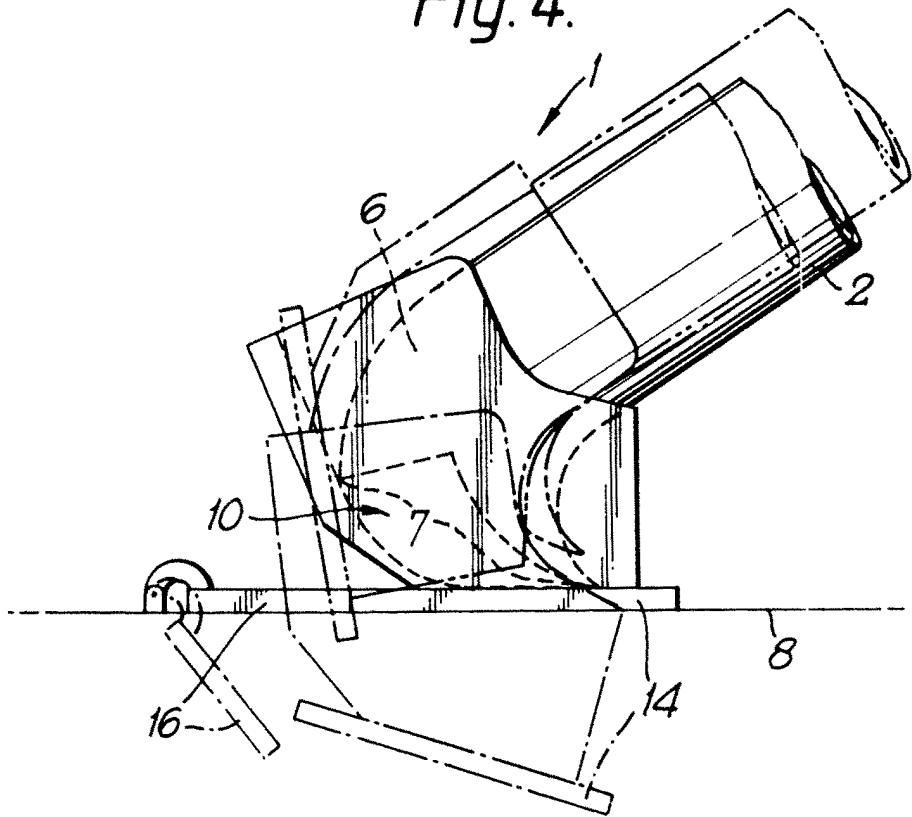


Fig. 5.

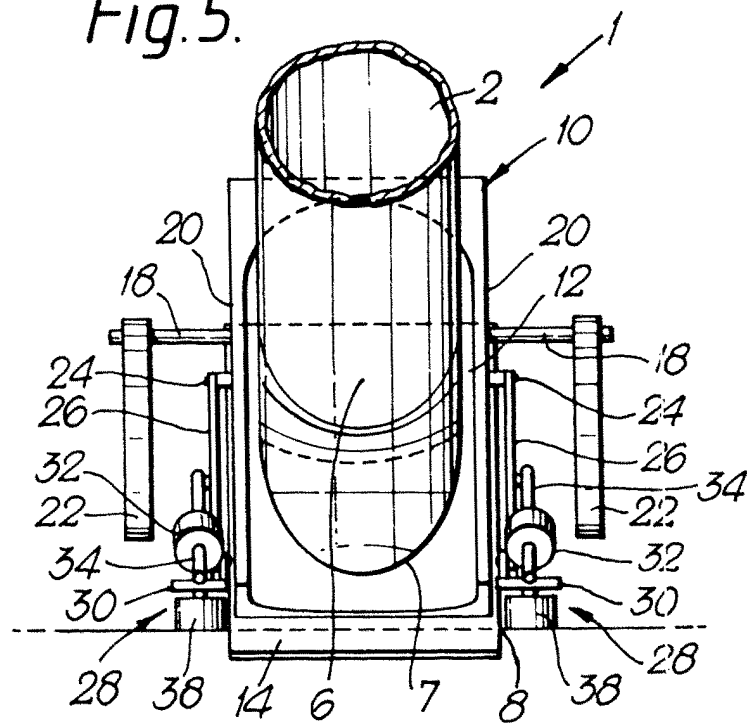


Fig. 6.

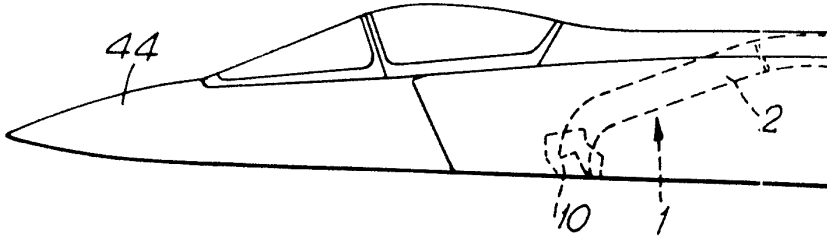


Fig. 7.

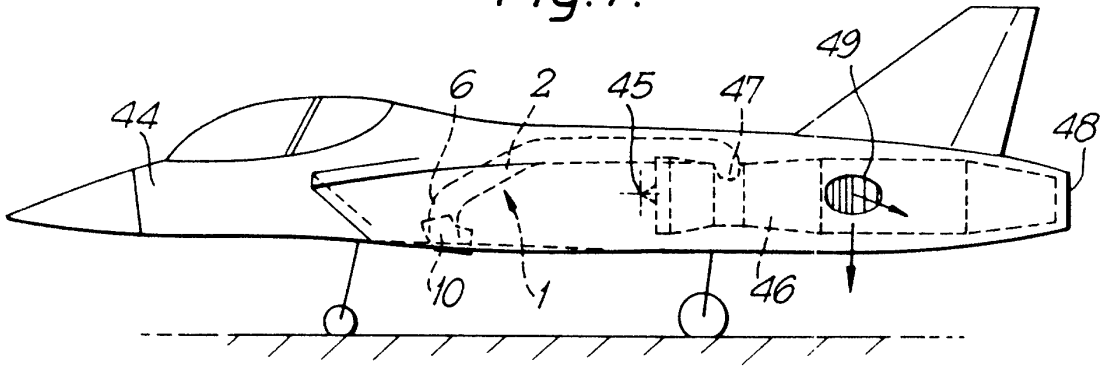
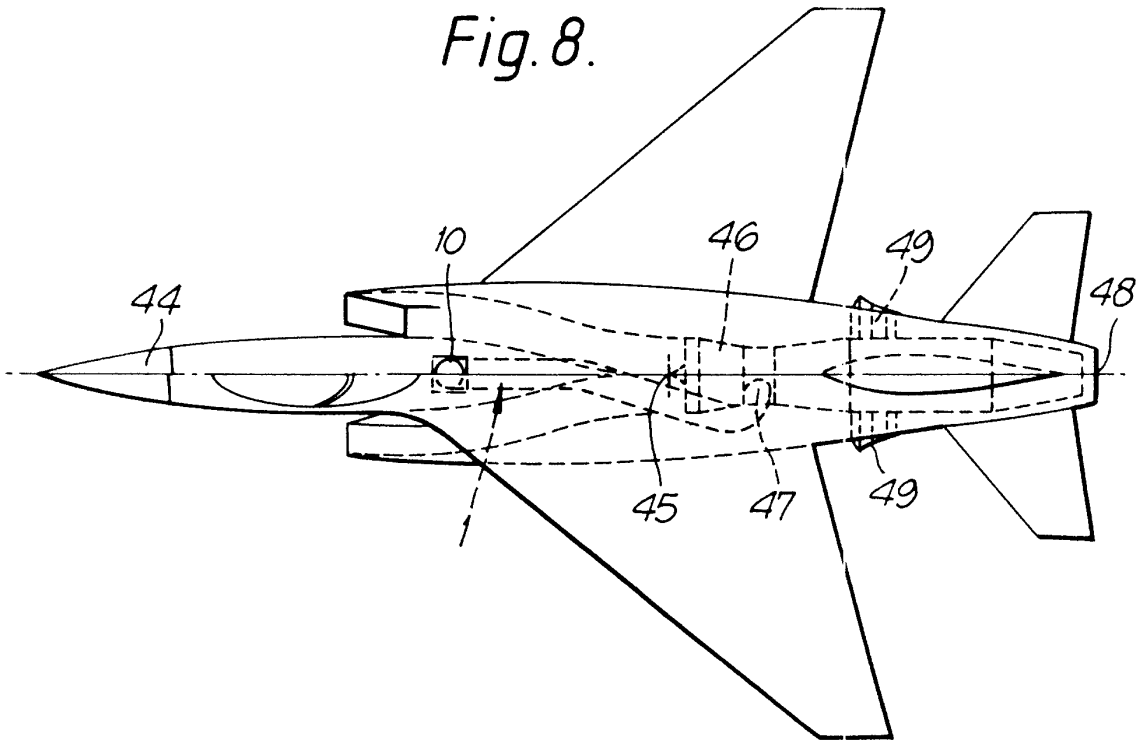


Fig. 8.





OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

① ES 2 296 421

②1 N° de solicitud: 009202487

②2 Fecha de presentación de la solicitud: **04.12.1992**

③2 Fecha de prioridad: **06.12.1991**

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤1 **Int. Cl.:** Ver hoja adicional

DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
X	GB 2220177 A (BRITISH AEROSPACE) 04.01.1990, todo el documento.	1,3,5-7
A	US 4222233 A (JOHNSON et al.) 16.09.1980, todo el documento.	1,3,5-7
A	US 4713935 A (SZUMINSKI et al.) 22.12.1987, todo el documento.	1,3,5-7
A	US 3486721 A (MYCZINSKI) 30.12.1969, todo el documento.	1

Categoría de los documentos citados

X: de particular relevancia

Y: de particular relevancia combinado con otro/s de la misma categoría

A: refleja el estado de la técnica

O: referido a divulgación no escrita

P: publicado entre la fecha de prioridad y la de presentación de la solicitud

E: documento anterior, pero publicado después de la fecha de presentación de la solicitud

El presente informe ha sido realizado

para todas las reivindicaciones

para las reivindicaciones nº:

Fecha de realización del informe

17.03.2008

Examinador

J. Galán Mas

Página

1/2

CLASIFICACIÓN DEL OBJETO DE LA SOLICITUD

F02K 1/00 (2006.01)

B64D 33/04 (2006.01)

B64C 29/00 (2006.01)