



19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 292 685**

51 Int. Cl.:

**F02K 1/38** (2006.01)

**F02C 7/04** (2006.01)

**B64D 33/02** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Número de solicitud europea: **02075713 .4**

86 Fecha de presentación : **22.02.2002**

87 Número de publicación de la solicitud: **1243782**

87 Fecha de publicación de la solicitud: **25.09.2002**

54 Título: **Entrada doble de aire de un reactor.**

30 Prioridad: **23.03.2001 US 816985**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:  
**16.03.2008**

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:  
**16.03.2008**

73 Titular/es: **The Boeing Company**  
**P.O. Box 3707, M.S. 13-08**  
**Seattle, Washington 98124-2207, US**

72 Inventor/es: **Seidel, Gerhard E.**

74 Agente: **Elzaburu Márquez, Alberto**

ES 2 292 685 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

## DESCRIPCIÓN

Entrada doble de aire de un reactor.

5 El presente invento se refiere, en general, a un sistema de admisión para un motor de propulsión de turboventilador o de doble flujo y, más particularmente, a un sistema de admisión de un motor que es capaz de desviar por separado aire de la capa límite y aire de la corriente libre a un motor de propulsión de turboventilador.

10 En el diseño de las aeronaves convencionales, sus alas proporcionan sustentación aerodinámica y, además, soportan el peso del fuselaje. Los motores se acoplan, entonces, a las alas y/o al fuselaje para proporcionar empuje para propulsar a la aeronave.

15 Sin embargo, recientemente se han realizado desarrollos significativos en el diseño de aeronaves cuyo fuselaje se funde con las alas. En una aeronave cuyo fuselaje se funde con las alas, el fuselaje y las alas se unen para formar una curva suave a lo largo del exterior de la aeronave, sin que exista una interconexión discreta entre el fuselaje y las alas. Con el fin de mantener la eficacia aerodinámica y las características de sustentación de una aeronave cuyo fuselaje se funde con las alas, se ha determinado que una configuración en la que los motores estén montados a popa proporciona menos perturbaciones del flujo de aire sobre la superficie de fuselaje y alas, manteniendo por tanto la eficacia aerodinámica y las ventajas del diseño de fuselaje fundido con las alas.

20 La sustentación aerodinámica es el resultado del movimiento de un fluido (por ejemplo, aire) sobre la superficie del ala. De acuerdo con las leyes de la dinámica de fluidos, tal movimiento del fluido genera una capa límite entre una región de baja presión estática y una región de alta presión estática. De acuerdo con la actual tecnología del diseño alar, es preferible mantener esta capa límite unida a lo largo de la superficie de un ala con el fin de retrasar o evitar por completo la separación de flujo. Dicho retraso o la evitación de la separación del flujo mejora las características aerodinámicas de la superficie del ala, proporcionando por tanto un ala que ofrece menos resistencia en comparación con un ala con el campo de flujo separado.

25 Durante el vuelo, el aire de la capa límite que, típicamente, se forma a lo largo de las superficies de las alas y del fuselaje, fluye a baja velocidad y con baja presión estática. Dado que el aire con baja energía provoca un mal rendimiento del motor, algunas aeronaves han empleado algún tipo de sistema desviador de la capa límite para impedir que el aire de la capa límite entre en la admisión del motor.

30 Los presentes desviadores de capa límite requieren varios subsistemas o añaden tabiques para hacer que funcionen apropiadamente. Tales subsistemas y/o tabiques pueden incrementar el peso, el coste de producción, las complicaciones mecánicas y el coste de mantenimiento de la aeronave. Asimismo, los motores deberían montarse más arriba generando momentos de picado y un área bañada incrementada.

35 Por otra parte, en el caso de una aeronave con el fuselaje fundido con las alas, cuando los motores se montan, generalmente, al ras con el borde de salida del ala efectiva, la mezcla de aire de capa límite y de aire de corriente libre genera distorsiones en una admisión combinada. Es decir, simplemente el hecho de montar a popa los motores de una aeronave cuyo fuselaje se funde con el ala, puede dar lugar a una mala eficacia aerodinámica de la superficie efectiva del ala y puede originar un mal rendimiento de los motores debido a la admisión de aire de capa límite con baja energía.

40 El documento US-A-3.237.891 describe un conjunto de admisión para un motor de propulsión a chorro de una aeronave, cuyo conjunto de admisión del motor comprende una primera entrada de aire que está posicionada, en general, dentro de la circulación de la capa límite en torno a la superficie exterior de la aeronave; un primer paso que interconecta en relación de circulación de fluido dicha primera entrada de aire y el motor de propulsión a chorro; una segunda entrada de aire posicionada en general fuera de la citada capa límite; y un segundo paso que interconecta, en relación de circulación de fluido, dicha segunda entrada de aire y el motor de propulsión a chorro.

45 En consecuencia, en la técnica relevante existe la necesidad de proporcionar un sistema de admisión para un motor de propulsión de turboventilador que sea capaz de desviar por separado aire de la capa límite y aire de la corriente libre hacia un motor de propulsión turborreactor. Además, en la técnica relevante existe la necesidad de proporcionar un sistema de admisión para un motor, que sea capaz de conseguir una eficacia aerodinámica máxima de la superficie alar y, simultáneamente, conseguir un rendimiento máximo del motor de propulsión a chorro. Todavía, además, en la técnica relevante existe la necesidad de proporcionar un sistema de admisión para un motor que supere las desventajas de la técnica anterior.

50 El presente invento proporciona un conjunto de admisión para un motor de propulsión a chorro de una aeronave cuyo fuselaje se funde con las alas, cuyo conjunto de admisión del motor puede montarse sobre un miembro de sustentación sustancialmente ininterrumpido de dicha aeronave cuyo fuselaje se funde con las alas, que comprende una primera entrada de aire que está posicionada, en general, dentro de la capa límite que fluye en torno a dicho miembro de sustentación de la aeronave; un primer paso que interconecta, en relación de circulación de fluido, dicha primera entrada de aire y una sección de derivación del motor de propulsión a chorro; una segunda entrada de aire que está posicionada, en general, fuera de la citada capa límite; y un segundo paso que interconecta, en relación de circulación de fluido, dicha segunda entrada de aire y una sección de turbina del motor de propulsión a chorro, en

el que dicha primera entrada de aire es generalmente rectangular, pudiendo posicionarse dicha primera entrada de aire, en general, al ras de dicha superficie exterior de la aeronave; y dicha segunda entrada de aire es, generalmente, semicircular, estando posicionada dicha segunda entrada de aire, en general, en relación de superpuesta con dicha primera entrada de aire.

5

## Sumario del invento

Se proporciona una admisión doble de capa límite para un motor de propulsión de turboventilador de una aeronave que tiene una construcción ventajosa. La admisión del motor incluye una primera entrada de aire posicionada, en general, dentro de la capa límite de fluye en torno a la superficie exterior de la aeronave. Un primer paso interconecta, en relación de circulación de fluido, la primera entrada de aire y el motor de propulsión a chorro a fin de proporcionar aire de la capa límite a la derivación con el fin de reducir la resistencia aerodinámica. Una segunda entrada de aire está posicionada en general fuera de la capa límite. Este segundo paso interconecta, en relación de circulación de fluido, la segunda entrada de aire y el motor de propulsión de turboventilador para proporcionar aire de la corriente libre fuera de la capa límite al núcleo y al compresor del motor de turboventilador a fin de mantener el rendimiento del motor.

Otras áreas de aplicación del presente invento resultarán evidentes a partir de la descripción detallada que se ofrece en lo que sigue. Debe entenderse que la descripción detallada y los ejemplos específicos, si bien indican la realización preferida del invento, tienen únicamente fines ilustrativos y no están destinados a limitar el alcance del invento.

20

## Breve descripción de los dibujos

El presente invento se comprenderá más completamente a partir de la descripción detallada y de los dibujos adjuntos, en los que:

25

la Fig. 1 es una vista en perspectiva que ilustra una aeronave cuyo fuselaje se funde con las alas, que emplea un sistema doble de admisión de capa límite para el motor de acuerdo con los principios del presente invento;

la Fig. 2 es una vista lateral agrandada, con partes en sección, que ilustra el sistema doble de admisión de capa límite para el motor; y

30

la Fig. 3 es una vista en perspectiva, agrandada, de las entradas del sistema doble de admisión de capa límite para el motor.

## Descripción detallada de la realización preferida

La siguiente descripción de la realización preferida tiene, simplemente, naturaleza ilustrativa y de ningún modo está destinada a limitar el invento, su aplicación ni sus usos. Por ejemplo, el sistema doble de admisión de capa límite para el motor del presente invento puede encontrar utilidad en una diversidad de aplicaciones aeronáuticas diferentes, tales como aeronaves subsónicas, supersónicas y aeronaves con fuselaje y alas convencionales. La siguiente exposición simplemente se refiere a la realización preferida como se ilustra en los dibujos; sin embargo, tal descripción no debe interpretarse como una limitación del alcance de la presente solicitud.

Haciendo referencia a la Fig. 1, en ella se ilustra una aeronave 10 cuyo fuselaje se funde con las alas, que tiene un fuselaje 12 y un par de alas 14. La aeronave 10 cuyo fuselaje se funde con las alas de la realización preferida se caracteriza por la suave curva somera formada por los paneles estructurales exteriores entre el fuselaje 12 y las alas 14. A diferencia de los diseños de aeronaves convencionales, la aeronave 10 cuyo fuselaje se funde con las alas carece de una interconexión discreta entre el fuselaje 12 y las alas 14. El revestimiento exterior del fuselaje 12 y el de las alas 14 se unen para formar una región de acuerdo 16. El fuselaje 12, las alas 14 y la región de acuerdo 16 cooperan para definir un miembro de ala sustancialmente ininterrumpido, capaz de proporcionar sustentación aerodinámica a la aeronave 10 cuyo fuselaje se funde con las alas, de acuerdo con los principios aerodinámicos conocidos.

La aeronave 10 cuyo fuselaje se funde con las alas incluye, además, una pluralidad de motores de propulsión 18 de turboventilador. Como se ilustra en las figuras, la realización actualmente preferida incluye tres motores de propulsión 18 de turboventilador montados, generalmente, en una región de popa 20 de la aeronave 10 cuyo fuselaje se funde con las alas. Sin embargo, debe apreciarse que los principios del presente invento pueden emplearse en aeronaves dotadas de cualquier número de motores.

Como se ve mejor en la Fig. 2, un motor de propulsión 18 de turboventilador servido por la realización actualmente preferida, es un motor de chorro del tipo de turboventilador. Por ejemplo, una disposición de "ventilador trasero" era característica en el GENERAL ELECTRIC CF 700-1. Específicamente, un motor de propulsión 18 de turboventilador incluye una sección 22 de ventilador en derivación montada atrás y una sección de turbina 24. La sección de turbina 24 está dispuesta concéntricamente dentro de la sección 22 de ventilador en derivación. La sección de turbina 24 incluye, generalmente, un alojamiento de turbina 28 y una tobera de escape 30. Un rotor 31 de turbina está montado operativamente dentro del alojamiento 28 de compresor y está conectado mecánicamente con un compresor 32. El compresor 32 está dispuesto dentro de un alojamiento 28 de compresor. Finalmente, un cono trasero 34 está montado dentro de la tobera de escape 30 con el fin de proporcionar un flujo de empuje apropiado a partir del motor de propulsión 18 de turboventilador.

65

## ES 2 292 685 T3

La sección 22 de ventilador en derivación incluye una pluralidad de álabes 21 de ventilador en un alojamiento 38 de ventilador con el fin de proporcionar empuje de flujo "frío" desde la salida 40 de la sección 22 de ventilador en derivación.

5 En funcionamiento, se suministra aire frío al motor de propulsión 18 de turboventilador a través de un sistema doble 42 de admisión de capa límite para el motor. El sistema 42 de admisión del motor incluye un conducto 44 de admisión de aire al compresor y un conducto 46 de aire en derivación.

10 El conducto 46 de aire en derivación incluye un extremo de admisión 48 y un extremo de salida 50. En la realización actualmente preferida de las FIGS. 1 y 3, el extremo 48 del conducto 46 de aire en derivación es de forma generalmente rectangular, de tal modo que esté posicionado en la curvatura de una superficie superior 52 de la aeronave 10 cuyo fuselaje se funde con las alas y siga sustancialmente dicha curvatura. Debe entenderse que la superficie superior 52 de la aeronave cuyo fuselaje se funde con las alas y, consiguientemente, el extremo de admisión 48 del conducto 46 de aire en derivación, puede incluir cualquier perfil del extremo de entrada que se adapte a la forma de la curvatura de la aeronave o que satisfaga otros requisitos aerodinámicos. El extremo de salida 50 del conducto 46 de aire en derivación tiene una sección transversal generalmente circular con el fin de proporcionar un montaje apropiado con un extremo de entrada 54 de la sección 22 de ventilador en derivación del motor de propulsión 18 de turboventilador. Por tanto, el conducto 46 de aire en derivación incluye una transición tridimensional generalmente compleja desde el extremo 48 de entrada, generalmente rectangular, al extremo de salida 50, generalmente circular.

20 El conducto 44 de entrada de aire al compresor del sistema 42 de admisión del motor tiene, en general, forma de S, con un extremo de entrada 56 y un extremo de salida 58. El extremo de entrada 56 del conducto 44 de entrada de aire al compresor es de forma generalmente semicircular (Fig. 3) y está posicionado encima del conducto 46 de aire en derivación o en posición "superpuesta" con relación a él. Es decir, una superficie 60 generalmente plana del extremo de entrada 56 del conducto 44 de entrada de aire al compresor está posicionada sobre una superficie superior 62 correspondiente del conducto 46 de aire de derivación. El extremo de salida 58 del conducto 44 de entrada de aire es de forma generalmente circular y tiene un tamaño suficiente para ser acoplado a un extremo de entrada 64 del alojamiento 28 del compresor. Una rejilla 61 sirve como trampa para la humedad y los objetos extraños, antes de que el aire de la capa límite entre en el conducto de entrada de aire al compresor.

30 De acuerdo con los principios del presente invento, el conducto 44 de entrada de aire está posicionado dentro de un flujo de aire de corriente libre, de alta energía. En consecuencia, durante el vuelo, el aire de la capa límite, indicado en general en 66 (Fig. 2) circula sobre la superficie superior 52 de la aeronave 10 cuyo fuselaje se funde con las alas. El extremo de entrada 48 del conducto 46 de aire en derivación está dispuesto generalmente dentro de este aire 66 de la capa límite con el fin de proporcionar comunicación de fluido del aire 66 de la capa límite a la sección 22 de ventilador en derivación del motor de propulsión 18 de turboventilador.

35 Una ventaja de esta disposición es que el funcionamiento del ventilador en derivación 21 en la sección 22 de ventilador en derivación produce una presión reducida en el extremo de entrada 54 de la sección 22 de ventilador en derivación. Esta condición de presión reducida existe, además, dentro del conducto 46 de aire en derivación y sirve para barrer el flujo de aire 66 de capa límite sobre la superficie superior 52 de la aeronave 10 cuyo fuselaje se funde con las alas. Es decir, la condición de presión reducida dentro del conducto 46 de aire en derivación ayuda a mejorar o favorecer el flujo de aire 66 de capa límite sobre una parte longitudinal mayor de la superficie superior 52 en comparación con una aeronave de diseño convencional que no utilice esta condición de presión reducida.

45 Con el fin de suministrar aire en corriente libre con mayor energía a la sección 24 de turbina del motor de propulsión 18 de turboventilador, el extremo de entrada 56 del conducto 44 de aire para la turbina está posicionado sustancialmente por encima del aire 66 de la capa límite (Fig. 2) y, así, se abre al aire en corriente libre indicado generalmente en 68. Dicho aire 68 en corriente libre es suministrado al extremo de entrada 56 de la entrada 58 al compresor. Como es bien sabido en la técnica, el aire en corriente libre sirve para mejorar el rendimiento energético de los motores de propulsión a chorro conocidos.

50 Como se apreciará a partir de la descripción que antecede, el sistema doble de admisión de capa límite para un motor de acuerdo con los principios del presente invento proporciona varias ventajas aerodinámicas y comerciales. Por ejemplo, el sistema doble de admisión de capa límite para un motor del presente invento proporciona un método de suministrar aire en corriente libre con alta energía a la entrada del compresor del motor, mientras que, simultáneamente, suministra aire de la capa límite a una entrada del ventilador en derivación. El ventilador en derivación produce una presión reducida que barre y favorece la relación de unión de la capa límite a las superficies de sustentación de la aeronave. Además, el sistema doble de admisión de capa límite para un motor del presente invento permite el montaje a popa de los motores de propulsión de turboventilador con el fin de facilitar la reparación y/o el mantenimiento sencillos y convenientes en un ambiente comercial. La reparación y/o el mantenimiento sencillos y convenientes de los motores de chorro es un requisito previo para la viabilidad comercial en los entornos del transporte militar y de pasajeros.

65 La descripción del invento es, meramente, de naturaleza ilustrativa y, así, se pretende que las variaciones que no se aparten de la esencia del invento caigan dentro del alcance del invento. No se considera que tales variaciones se desvíen del alcance del invento.

# ES 2 292 685 T3

## REIVINDICACIONES

1. Un conjunto de admisión para un motor (18) de propulsión a chorro de una aeronave (10) cuyo fuselaje se funde con las alas, pudiendo montarse dicho conjunto de admisión del motor sobre un miembro de sustentación sustancialmente ininterrumpido de dicha aeronave (10) cuyo fuselaje se funde con las alas, que comprende:

una primera entrada (48) de aire que está posicionada, en general, dentro de la capa límite que circula en torno a dicho miembro de sustentación de la aeronave;

un primer paso (46) que interconecta en relación de circulación de fluido dicha primera entrada de aire y una sección de derivación (22) del motor de propulsión de chorro;

una segunda entrada (56) de aire que está posicionada en general fuera de dicha capa límite; y

un segundo paso (44) que interconecta en relación de circulación de fluido dicha segunda entrada de aire y una sección (24) de turbina del motor de propulsión a chorro, en el que dicha primera entrada es generalmente rectangular, pudiendo situarse dicha primera entrada de aire en posición generalmente al ras con dicha superficie exterior de la aeronave; y dicha segunda entrada de aire es generalmente semicircular, estando dicha segunda entrada de aire posicionada en general en relación de superposición con dicha primera entrada de aire.

2. El conjunto de admisión para un motor de acuerdo con la reivindicación 1, en el que dicha primera entrada de aire coopera con el motor de propulsión a chorro para generar una presión reducida generalmente junto a dicho miembro de sustentación, cuya presión reducida favorece, en general, la unión de dicha capa límite a dicho miembro de sustentación con el fin de reducir la resistencia aerodinámica de la aeronave.

3. El conjunto de admisión para un motor de acuerdo con la reivindicación 1 o la reivindicación 2, en el que dicha segunda entrada de aire proporciona, en general, un flujo de aire sin obstrucciones al motor de propulsión a chorro.

4. El conjunto de admisión para un motor de acuerdo con la reivindicación 1, la reivindicación 2 o la reivindicación 3, en el que dicho segundo paso tiene, en general, forma de S.

5. El conjunto de admisión para un motor de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-4, en el que dicho primer paso incluye un extremo de salida que está en comunicación de fluido con dicho motor de propulsión a chorro; y dicho segundo paso incluye un extremo de salida que está en comunicación de fluido con dicho motor de propulsión a chorro, estando posicionado dicho extremo de salida del citado segundo paso, en general, en relación concéntrica con dicho extremo de salida de dicho primer paso.

6. El conjunto de admisión para un motor de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-5, que comprende además:

un miembro de rejilla (61) montado en dicha primera entrada de aire para reducir al mínimo la entrada de humedad y de objetos extraños en dicho primer paso.

7. El conjunto de admisión para un motor de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-6, en el que:

dicho motor de chorro es un motor de chorro del tipo de turboventilador, que tiene un núcleo y un compresor y un ventilador;

dicho primer paso de entrada de aire está acoplado en comunicación de fluido entre dicha parte de dicha capa límite y dicho ventilador; y

dicho segundo paso de entrada de aire está acoplado en comunicación de fluido entre dicha corriente de aire fuera de la citada capa límite y dicho núcleo y dicho compresor, para proporcionar un flujo de aire en corriente libre a dicho núcleo y dicho compresor.

8. El conjunto de admisión para un motor de acuerdo con la reivindicación 7, en el que dicho ventilador genera una presión reducida dentro de dicho primer paso de entrada de aire para favorecer, en general el flujo unido de dicha capa límite fuera de dicho motor de chorro del tipo de turboventilador, para reducir la resistencia aerodinámica.

9. El conjunto de admisión para un motor de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-8, en el que dicho motor de chorro está montado a popa.

10. Aeronave que comprende:

- un fuselaje que se funde con las alas;

- al menos un conjunto de admisión para el motor de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-9.

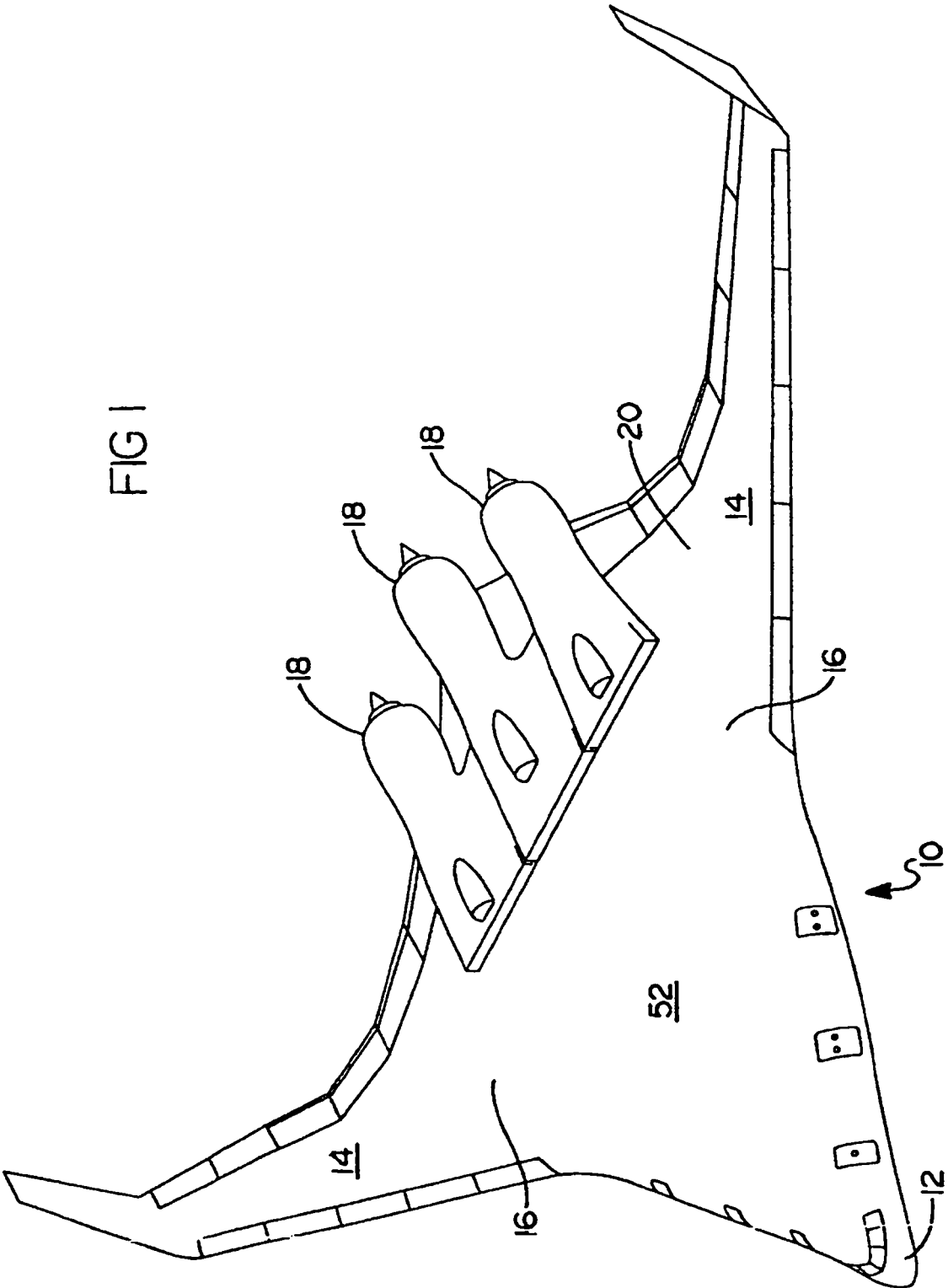


FIG 1

