(19) OFICINA ESPAÑOLA DE PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

(11) Número de publicación: **2 393 069**

(51) Int. Cl.:
B64D 27/14 (2006.01)
B64D 29/04 (2006.01)
B64D 33/02 (2006.01)

(12) TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA T3

(96) Número de solicitud europea: **09760929 .1**
(96) Fecha de presentación: **09.11.2009**
(97) Número de publicación de la solicitud: **2344381**
(97) Fecha de publicación de la solicitud: **20.07.2011**

(54) Título: **Entrada de aire de un motor de avión con hélices propulsoras no carenadas**

(30) Prioridad:
14.11.2008 FR 0806381

(45) Fecha de publicación de la mención BOPI:
18.12.2012

(45) Fecha de la publicación del folleto de la patente:
18.12.2012

(73) Titular/es:
SNECMA (100.0%)
2 Boulevard du Général Martial Valin
75015 Paris, FR

(72) Inventor/es:
BENSILUM, STÉPHANE EMMANUEL DANIEL

(74) Agente/Representante:
DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 393 069 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 de aire de un motor de avión con hélices propulsoras no carenadas

El presente invento se refiere a una entrada de aire de un motor de avión, y en particular de un motor de avión con hélices propulsoras no carenadas (en inglés “open-rotor pusher” o pusher unducted fan”).

Un motor de este tipo (tal y como el descrito en la solicitud FR-A1-2 892 705) lleva dos turbinas contrarrotatorias de las cuales una es solidaria en rotación con una hélice situada en el exterior del carenado del motor, estando dispuestas las dos hélices coaxialmente la una detrás de la otra en el extremo aguas abajo del motor.

Este motor está fijado a un avión por medio de un encastre que se extiende en dirección sensiblemente radial con respecto al eje longitudinal del motor y cuyo extremo radialmente interno está unido al extremo aguas arriba del carenado del motor, es decir a la entrada de aire de este motor.

El encastre debe estar a una distancia axial suficiente de las hélices y del extremo aguas arriba o borde de ataque de la entrada de aire, en particular por razones aerodinámicas. En la técnica actual, es necesario alargar la entrada de aire del motor en dirección axial para permitir la unión del encastre a la entrada de aire y al motor, lo que supone un aumento significativo de la masa del carenado y del arrastre generado por éste en funcionamiento.

La entrada de aire de un motor con hélices propulsoras no carenadas es generalmente aximétrica en la técnica actual, es decir que su borde de ataque está inscrito en un plano perpendicular al eje del motor. Una entrada de aire asimétrica tiene una relación L/D constante sobre su circunferencia, siendo L la longitud local de la entrada de aire, medida paralelamente al eje del motor entre un punto del borde de ataque y un plano que pasa al nivel del rodete de entrada del motor, y siendo D el diámetro interno de la entrada de aire, al nivel de este rodete de entrada.

Cuando la entrada de aire no es aximétrica, su borde de ataque define una superficie aproximadamente plana llamada sección de absorción (en inglés “hilite” o “high light”). Para este tipo de entrada de aire se define una longitud global de entrada de aire que es igual a la distancia entre el plano transversal al nivel del rodete de entrada del motor y el punto de intersección entre el plano de absorción de la entrada de aire y el eje motor.

Se conocen por ejemplo entradas de aire de motor de avión del tipo bisel (en inglés “scarf”) cuyo plano de absorción tiene una inclinación marcada con relación al eje longitudinal del motor, haciendo la parte inferior de la entrada de aire una prolongación axialmente aguas arriba con relación a la parte superior de ésta. Una entrada de aire de este tipo está definida por una relación L/D “global” (longitud global sobre el diámetro) que varia de forma lineal sobre la circunferencia de la entrada de aire.

Este forma particular de la entrada de aire en bisel tiene esencialmente la función de limitar el ruido emitido por el motor aguas arriba, en dirección al suelo. En efecto, la parte inferior de mayor longitud de la entrada de aire en bisel permite reflejar y desviar hacia arriba la mayor parte del ruido emitido hacia aguas arriba por el motor en funcionamiento. Este tipo de motor está fijado en general bajo el ala del avión por medio de un encastre que está unido a la entrada de aire al nivel de su parte superior de menor longitud.

El invento tiene sobre todo por objeto el de proponer una solución simple, eficaz y económica a los problemas citados anteriormente ligados a la integración de un encastre en la entrada de aire de un motor de avión con hélices propulsoras no carenadas.

El invento propone a estos efectos una entrada de aire de un motor de avión del tipo con hélices propulsoras no carenadas, destinada a estar unida por un encastre al fuselaje de un avión, caracterizada porque la longitud local de la entrada de aire, medida paralelamente al eje del motor entre un punto del borde de ataque de la entrada de aire y un plano transversal situado al nivel de un rodete de entrada del compresor del motor, es más grande en la zona de la entrada de aire unida al encastre y más pequeña en la zona de entrada de aire opuesta al encastre.

La longitud local de la entrada de aire según el invento varía sobre la circunferencia de la entrada de aire, siendo máxima en la zona unida al encastre, y mínima en la zona opuesta, al contrario que la técnica anterior en la que la parte superior de menor longitud de la entrada de aire en bisel está unida al encastre de sujeción. La forma y las dimensiones de la zona de entrada de aire unida al encastre están optimizadas en función del dimensionado del encastre, mientras que la forma y las dimensiones del resto de la entrada de aire están optimizadas independientemente del encastre, de tal manera que limitan la masa de entrada de aire y el arrastre generado por el carenado del motor en funcionamiento.

La variación de la longitud local de la entrada de aire es no lineal sobre la circunferencia de la entrada de aire. Contrariamente a la técnica anterior, la sección de absorción de la entrada de aire no es plana y no es posible definir la longitud de la entrada de aire según el invento por una relación L/D “global”.

La relación L/D “local” de la entrada de aire según el invento varía preferentemente entre alrededor de 2,2 y 0,9 entre la zona unida al encastre y la zona opuesta de la entrada de aire, siendo L la longitud local de la entrada de aire, y D su diámetro interno, estando medidas L y D tal y como hemos indicado más arriba.

Ventajosamente, en una dirección perpendicular a un plano medio que pasa por el eje del encastre y por el eje del motor, el borde de ataque de la entrada de aire tiene un contorno sensiblemente en forma de diedro. El ángulo en el vértice del diedro está comprendido por ejemplo entre alrededor de 90º y 175º. El vértice del diedro puede tener una forma redondeada cóncava por el lado de la abertura del diedro. Los lados del diedro pueden ser sensiblemente rectilíneos o curvados cóncavos o convexos.

Preferentemente, la entrada de aire es simétrica con respecto a un plano medio que pasa por el eje del encastre y por el eje del motor. El borde de ataque de la entrada de aire según el invento define entonces dos diedros situados a una parte y a la otra de este plano medio y unidos por zonas curvadas.

Los lados aguas arriba de estos dos diedros se extienden en un primer plano de la entrada de aire que está inclinado con respecto al eje del motor, y los lados aguas debajo de los diedros se extienden en un segundo plano de la entrada de aire más inclinado sobre el eje del motor. Estos dos planos son secantes, pasando la línea de corte de estos dos planos sensiblemente al nivel de los vértices de los diedros. La entrada de aire según el invento está definida pues por dos planos de la entrada de aire frente a uno solo en la técnica anterior.

Según otro aspecto del invento, la entrada de aire tiene un voladizo axial, estando destinado el encastre a extenderse en dirección sensiblemente axial y radial en relación con el eje del motor, desde este voladizo de la entrada de aire. La forma y las dimensiones de este voladizo están determinadas en función de las del encastre. Este voladizo puede servir igualmente para la instalación de otros equipamientos voluminosos del motor.

El borde de ataque y/o el borde de fuga del encastre pueden estar inclinados un ángulo comprendido entre alrededor de 10º y 35º, en relación con un plano transversal.

El invento se refiere igualmente a un motor de avión con hélices propulsoras no carenadas, incluyendo una entrada de aire tal como la descrita más arriba.

El invento se refiere en fin a un avión, caracterizado porque lleva dos motores o más del tipo citado anteriormente, estando fijados estos motores mediante encastres sobre la parte trasera del fuselaje del avión, a ambos lados de éste. Cuando el avión tiene dos motores, el encastre de fijación de cada motor está preferentemente inclinado un ángulo comprendido entre 5º y 45º, y por ejemplo alrededor de 20º, en relación con un plano horizontal que pasa sensiblemente al nivel del extremo del encastre unido al fuselaje. Cuando el avión lleva un motor suplementario, el encastre de fijación de este motor puede estar en un plano sensiblemente vertical. Este tercer motor puede estar situado por encima del fuselaje del avión.

El invento será comprendido mejor y otros detalles, características y ventajas del presente invento aparecerán de una manera más clara con la lectura de la descripción que se va a hacer a título de ejemplo no limitativo y en referencia a los dibujos anexos en los que:

- la figura 1 es una vista esquemática en corte axial de un motor con hélices propulsoras no carenadas.

- la figura 2 es una vista esquemática en perspectiva de un avión equipado con dos motores con hélices propulsoras no carenadas según el invento,

- la figura 3 es una vista a mayor escala de uno de los motores de la figura 2,

- la figura 4 es una vista esquemática en perspectiva del carenado y del encastre del motor de la figura 3, y

- la figura 5 es una vista esquemática parcial del lado del carenado y del encastre de la figura 4, a mayor escala.

Nos referimos primeramente a la figura 1 que representa a un motor de un avión 10 con hélices propulsoras no carenadas, llevando este motor 10 una turbomáquina rodeada por un carenado 12 sensiblemente aximétrico cuyo extremo aguas arriba forma una entrada de aire 13.

La turbomáquina lleva aguas arriba y aguas abajo, en el sentido de desplazamiento del gas en el interior de ésta, un compresor 14, una cámara de combustión 16, una turbina 18 aguas arriba de alta presión, y dos turbinas aguas abajo 20, 22 de baja presión y contrarrotatorias, es decir que giran en sentidos opuestos alrededor del eje longitudinal A del motor.

Cada turbina aguas abajo 20, 22 es solidaria en rotación con una hélice externa 24, 26 que se extienden en dirección sensiblemente radial al exterior del carenado 12.

El flujo de aire 28 que penetra en la entrada de aire 13 pasa por el compresor 14 para ser comprimido allí, y después es mezclado con carburante y quemado en la cámara de combustión 16, siendo entonces inyectados los gases de combustión en las turbinas para arrastrar en rotación a las hélices 24, 26 que suministran la mayor parte del empuje del motor. Los gases de combustión 30 salen de las turbinas 20, 22 y son eyectados a continuación a través de una tobera aguas abajo 32 para aumentar el empuje del motor.

Las hélices 24, 26 están situadas en las proximidades del extremo aguas abajo del motor y se llaman propulsoras o de propulsión, por oposición a hélices externas que estarían situadas aguas arriba del motor y que se llamarían de tracción.

Este tipo de motor está unido a una parte del avión, tal como su fuselaje, por medio de un encastre 34 que se extiende en dirección sensiblemente radial con relación al eje A, por el exterior del carenado 12, y que debe estar a una distancia axial X1 suficiente de los bordes de ataque de los álabes de la hélice aguas arriba 24 y a una distancia X2 suficiente del borde de ataque 38 de la entrada de aire, sobre todo por razones aerodinámicas. Es entonces necesario en la técnica actual alargar axialmente la entrada de aire 13 para permitir la integración del carenado 34 en el motor.

En el ejemplo dela figura 1, la entrada de aire 13 representada con trazos continuos tiene una longitud mínima optima para asegurar sobre todo la canalización del aire hacia el compresor 16, mientras que la entrada de aire 13´ representada con trazos discontinuos ha sido alargada para permitir la integración del carenado 34 en el motor 10. El alargamiento de la entrada de aire aumenta sin embargo de una manera importante la masa del motor y el arrastre generado por éste en vuelo.

La entrada de aire 13 del motor está perfilada y su extremo aguas arriba o borde 38 de ataque de los gases tiene una sección con forma redondeada convexa.

Una entrada de aire de un motor de avión puede ser definida sobre todo por una relación L/D “local” que en el ejemplo representado es constante sobre toda la circunferencia de la entrada de aire. D es el diámetro interno de la entrada de aire 13, medido al nivel del primer rodete o rodete de entrada del compresor 14, y L es la longitud local de esta entrada de aire medida paralelamente al eje A entre un punto del borde de ataque 38 y un plano transversal P situado al nivel del rodete de entrada del compresor 14. La entrada de aire 13 es aquí aximétrica y todos los puntos del borde de ataque 38 están situados en un mismo plano transversal P1 (o P2 en el caso de la entrada de aire 13´), llamado plano o sección de absorción.

La entrada de aire 13 en trazos continuos tiene una longitud L1 (medida entre P y P1) y está definida por la relación L1/D, y la entrada de aire 13´ en trazos discontinuos tiene una longitud L2 (medida entre P y P2) y está definida por la relación L2/D.

El invento permite solucionar los problemas citados anteriormente relacionados con el alargamiento de la entrada de aire del motor gracias a una entrada de aire cuya relación L/D no es constante sino que varía de forma no lineal sobre la circunferencia de la entrada de aire, estando unida al encastre la zona de la entrada de aire de mayor longitud.

Las figuras 2 a 5 presentan un modo preferido de realización del invento, en el cual los elementos ya descritos en referencia a la figura 1 son referenciados por las mismas cifras, aumentadas en una centena.

El avión 140 representado en la figura 1 está equipado con dos motores 110 con hélices propulsoras no carenadas, estando fijados estos motores por unos encastres 134 en la parte trasera del fuselaje 141 del avión, a ambos lados de éste.

El carenado 112 de cada motor 110 lleva en su extremo aguas arriba una entrada de aire 113 según el invento que incluye una prolongación axial 142 de unión al encastre 134. Este encastre 134 se extiende en dirección sensiblemente radial con relación al eje A, desde la prolongación 142 de la entrada de aire hacia el exterior hasta el fuselaje 141 del avión. La prolongación 142 de la entrada de aire está pues situada al lado del fuselaje 141 del avión. El encastre 134 está inclinado un ángulo α comprendido entre 5º y 45º, y por ejemplo de unos 20º, con relación a un plano horizontal que pasa sensiblemente al nivel del extremo del encastre 134 unido al fuselaje 141.

La prolongación 142 tiene generalmente una forma triangular o trapezoidal cuyo vértice o cuya base menor está situado aguas arriba y cuya base mayor (la grande) está situada aguas abajo. La base aguas abajo de la prolongación 142 se extiende angularmente alrededor del eje A sobre un ángulo inferior o igual a unos 180º.

Esta prolongación 142 forma la zona de la entrada de aire de mayor longitud axial y su longitud, medida entre el plano P citado anteriormente y un plano transversal P2´ que pasa al nivel del extremo aguas arriba de la prolongación, está designada por L_{max}. Esta longitud L_{max} es sensiblemente igual a la longitud L2 de la entrada de

aire 13´ de la figura 1, habiendo sido alargada esta entrada de aire 13´ para permitir la integración del encastre 34 en el motor.

La longitud L_{max} permite calcular el valor máximo de la relación L/D de la entrada de aire que es igual a L_{max} /D y que vale por ejemplo alrededor de 2´5. La prolongación 142 está unida a una porción sensiblemente anular 144 de la entrada de aire que se extiende alrededor del eje A, y que define la zona de longitud más pequeña de la entrada de aire. Esta porción 144 es diametralmente opuesta a la prolongación 142. La longitud de esta porción 144, medida entre el plano P y un plano transversal P1´ que pasa al nivel del extremo aguas abajo de esta porción, es designada como L_{min} (estando el extremo aguas abajo de la porción 144 diametralmente opuesto al extremo aguas arriba de la prolongación 142). Esta longitud L_{min} es sensiblemente igual a la longitud L1 de la entrada de aire 13 de la figura 1, es decir al valor mínimo óptimo de esta entrada de aire, determinado independientemente del encastre.

La longitud L_{min} permite calcular el valor mínimo de la relación L/D de la entrada de aire que es igual a L_{min} /D y que vale por ejemplo alrededor de 0´9.

Cuando la entrada de aire 113 es vista de lado o en una dirección perpendicular al plano medio que pasa por el eje A del motor y el eje del encastre 134, como es el caso de la figura 5, el borde de ataque 138 define de una parte y de otra del eje A un diedro que tiene un ángulo de abertura β relativamente grande, es decir superior a 90º. Este ángulo β es del orden de 120º-150º en el ejemplo representado.

El borde de ataque 138 de la entrada de aire define así a ambos lados del plano medio una pluralidad de longitudes L´, L´´ diferentes de la entrada de aire, comprendidas entre L_{min} y L_{max}. Estas longitudes permiten hacer variar la relación L/D de la entrada de aire sobre toda su circunferencia. Al contrario que la técnica anterior, la evolución de esta relación no es lineal (caso en el que el borde de ataque se extienda en un solo y mismo plano inclinado de la entrada de aire) sino que es por el contrario no lineal y por ejemplo aproximadamente hiperbólica o parabólica. Esta configuración particular del borde de ataque 138 permite definir al menos dos planos de entrada de aire.

En el ejemplo de la figura 5, el borde de ataque 138 de la entrada de aire define dos planos P3, P4 secantes inclinados con respecto al eje A. El primer plano aguas arriba P3 está definido por la parte del borde de ataque de la prolongación 142 (o por los lados aguas arriba de los diedros citados anteriormente) y está inclinado un ángulo comprendido entre unos 15º y 50º con relación al eje A. El segundo plano aguas abajo P4 está definido por la parte del borde de ataque de la porción 144 de la entrada de aire (o por los lados aguas abajo de los diedros) y está inclinado un ángulo entre unos 70º-90º con relación al eje A. Estos dos planos P3, P4 se cortan sensiblemente al nivel de las zonas de unión de la prolongación 142 y la porción anular 144 de la entrada de aire.

Como es visible igualmente en la figura 5, la zona 146 de la unión entre la entrada de aire 113 y el borde de ataque del encastre 134 está situada en un plano transversal que se extiende entre los planos transversales P1´ y P2´.

En la variante representada en la figura 6, el borde de ataque 238 de la entrada de aire 213 define a ambos lados del eje A un diedro que tiene un ángulo de abertura β´ , por ejemplo comprendido entre unos 90º y 175º. Este ángulo β´ es de unos 170º en el ejemplo representado.

El borde de ataque 250 del encastre 234 está aquí inclinado con relación a un plano perpendicular al eje A del motor en un ángulo γ comprendido entre unos 10º y 35º, y preferentemente de 20º. El borde de fuga 252 del encastre 234 está inclinado igualmente con relación a un plano perpendicular al eje A, en un ángulo γ´ comprendido entre unos 10º y 35º y preferentemente de 20º. Los valores de los ángulos γ y γ´ pueden ser idénticos o diferentes.

Los encastres de fijación de los motores a un avión pueden además estar inclinados con respecto a un plano radial que pasa por el eje del motor.

En una variante de realización del invento, la prolongación axial de la entrada de aire permite la integración de un equipamiento más voluminoso del motor distinto a un encastre.

REIVINDICACIONES

1.- Entrada de aire (113) de un motor de avión del tipo de hélices propulsoras no carenadas , destinada a estar unida por un encastre (134) al fuselaje (141) de un avión, caracterizada porque la longitud local de la entrada de aire, medida paralelamente al eje (A) del motor entre un punto del borde de ataque (138) de la entrada de aire y un plano transversal (P) situado al nivel de un rodete de entrada del compresor del motor, es más grande en la zona (142) de la entrada de aire unida al encastre y más pequeña en la zona de la entrada de aire opuesta al encastre.

2.- Entrada de aire según la reivindicación 1, caracterizada porque la relación L/D varía entre alrededor de 2,5 y 0,9 entre la zona (142) de la entrada de aire unida al encastre (134) y la zona opuesta de la entrada de aire, siendo L la longitud local de la entrada de aire, y siendo D su diámetro interno medido al nivel del rodete de entrada del compresor del motor.

3.- Entrada de aire según la reivindicación 1 ó 2, caracterizada porque, en una dirección perpendicular a un plano medio que pasa por el eje del encastre (134) y por el eje (A) del motor, el borde de ataque (138) de la entrada de aire tiene un contorno sensiblemente en forma de diedro.

4.- Entrada de aire según la reivindicación 3, caracterizada porque el ángulo (β, β´) en el vértice del diedro está comprendido entre 90º y 175º.

5.- Entrada de aire según la reivindicación 3 ó 4, caracterizada porque el vértice del diedro tiene una forma redondeada cóncava por el lado de la abertura del diedro.

6.- Entrada de aire según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizada porque incluye una prolongación axial (142) hacia aguas arriba, estando destinado el encastre (134) a extenderse en dirección sensiblemente radial con relación al eje (A) del motor a partir de esta prolongación.

7.- Entrada de aire según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizada porque es simétrica con relación a un plano medio que pasa por el eje del encastre (134) y por el eje (A) del motor.

8.- Entrada de aire según una de las reivindicaciones precedentes, caracterizada porque el borde de ataque (250) y/o el borde de fuga (252) del encastre (234) están inclinados un ángulo (γ) comprendido entre unos 10º y 35º, con relación a un plano transversal.

9.- Motor de avión (110) con hélices propulsoras no carenadas, caracterizado porque incluye una entrada de aire (113) según una de las reivindicaciones precedentes.

10.- Avión (140), caracterizado porque lleva al menos dos motores según la reivindicación 9, estando fijados estos dos motores (110) por medio de encastres (134) a la parte trasera del fuselaje (141) del avión, a ambos lado de éste.

11.- Avión según la reivindicación 10, caracterizado porque lleva un tercer motor fijado por un encastre a la parte trasera del fuselaje del avión, extendiéndose este encastre en dirección sensiblemente vertical por encima del fuselaje.

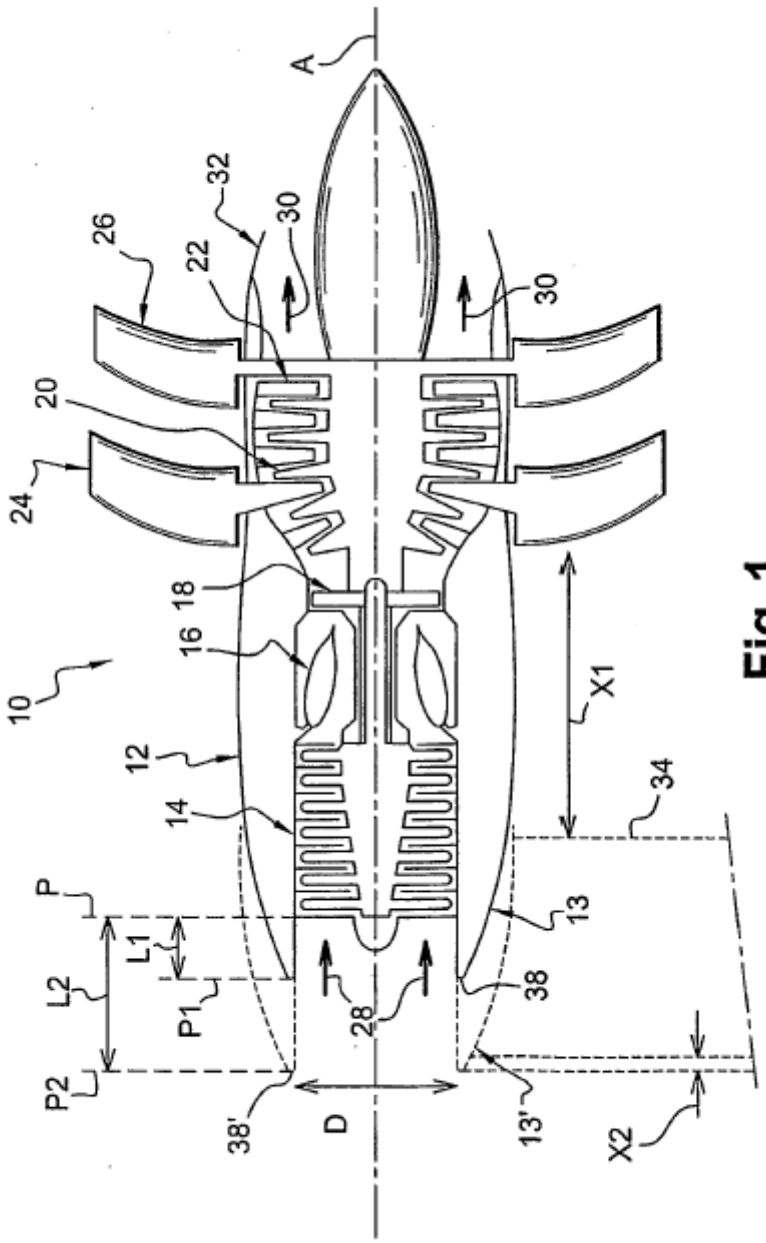
A
32
30
26
22
30
20
24
18
16
10
12
14
X1
34
P
L1
L2
P1
P2
13
38
28
38'
D
13'
X2

Fig. 1

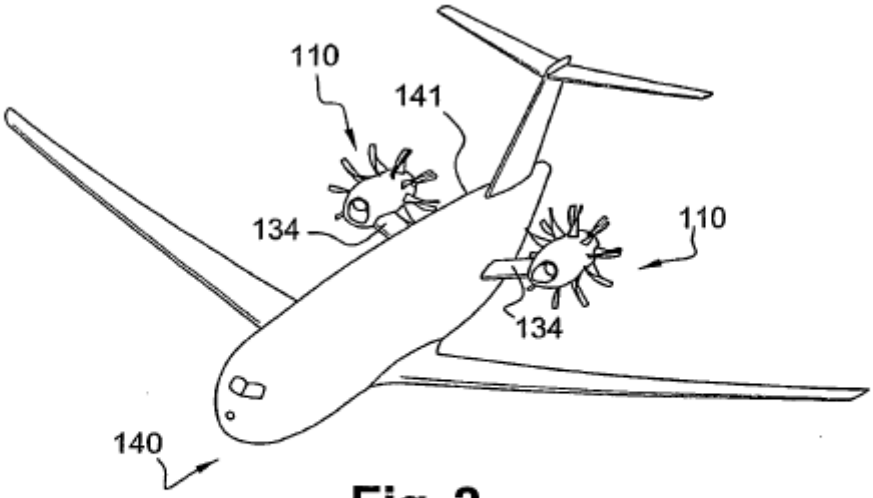

Fig. 2

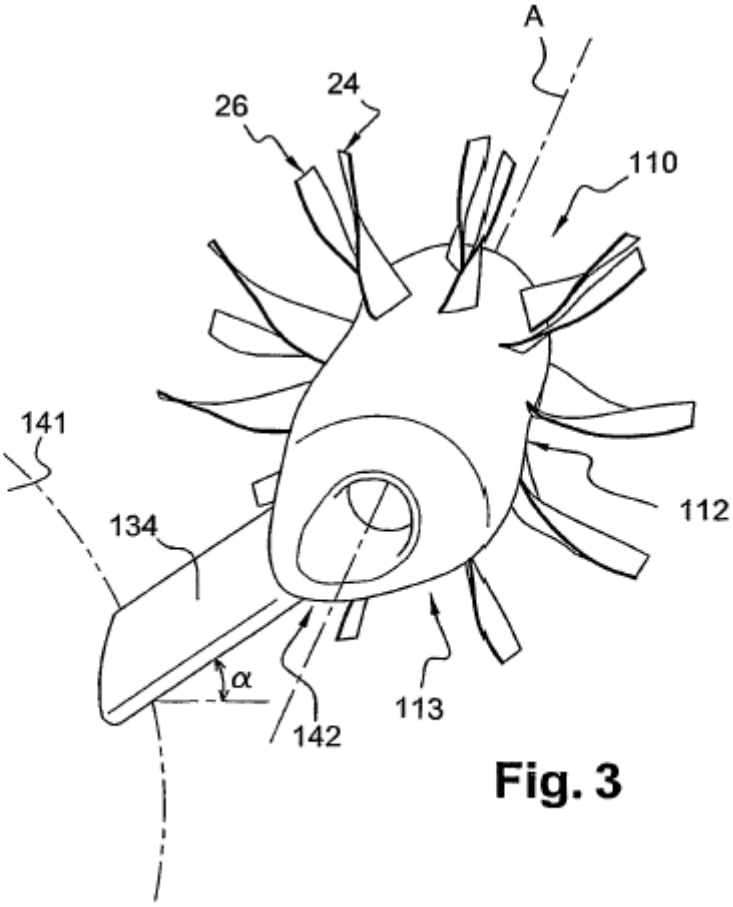

Fig. 3

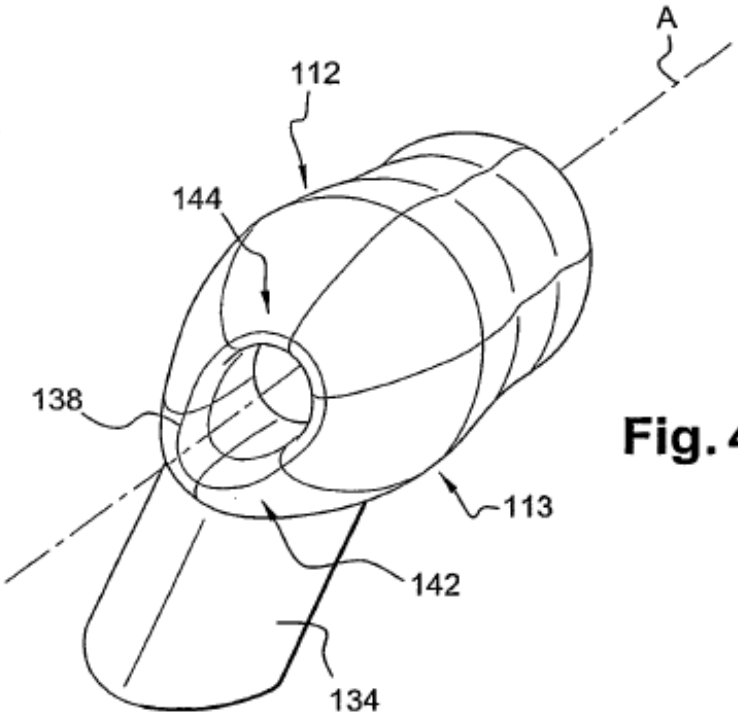
A
112
144
138
113
142
134

Fig. 4

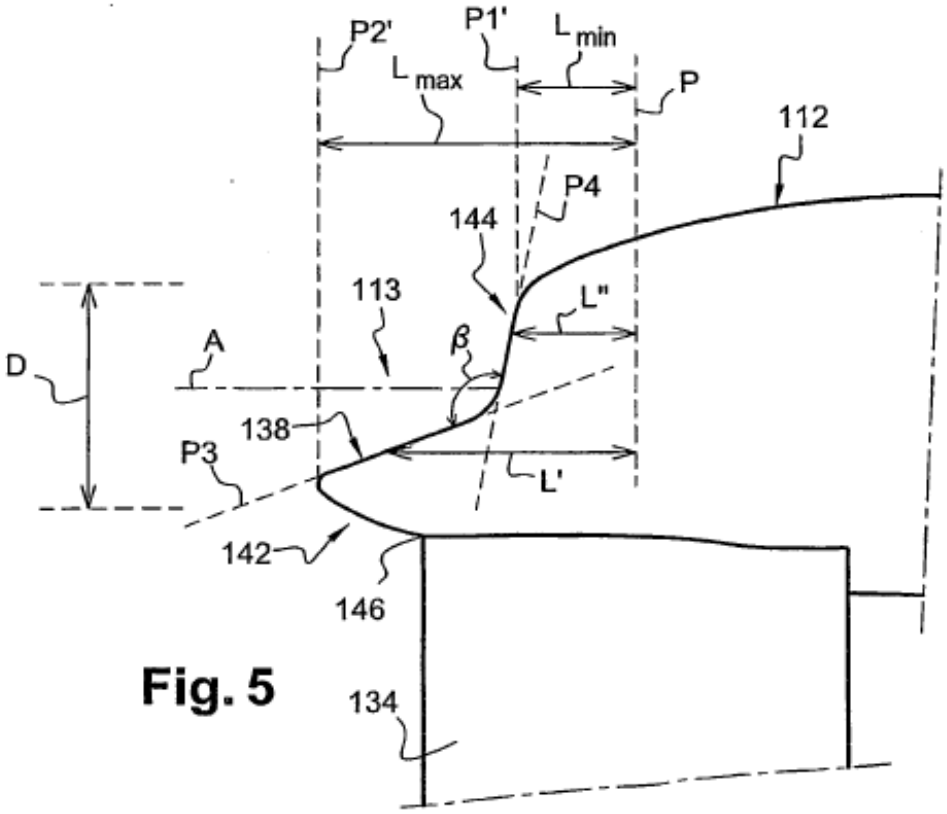
P2'
P1'
L min
L max
P
112
P4
144
113
L"
A
β
D
138
P3
L'
142
146
134

Fig. 5

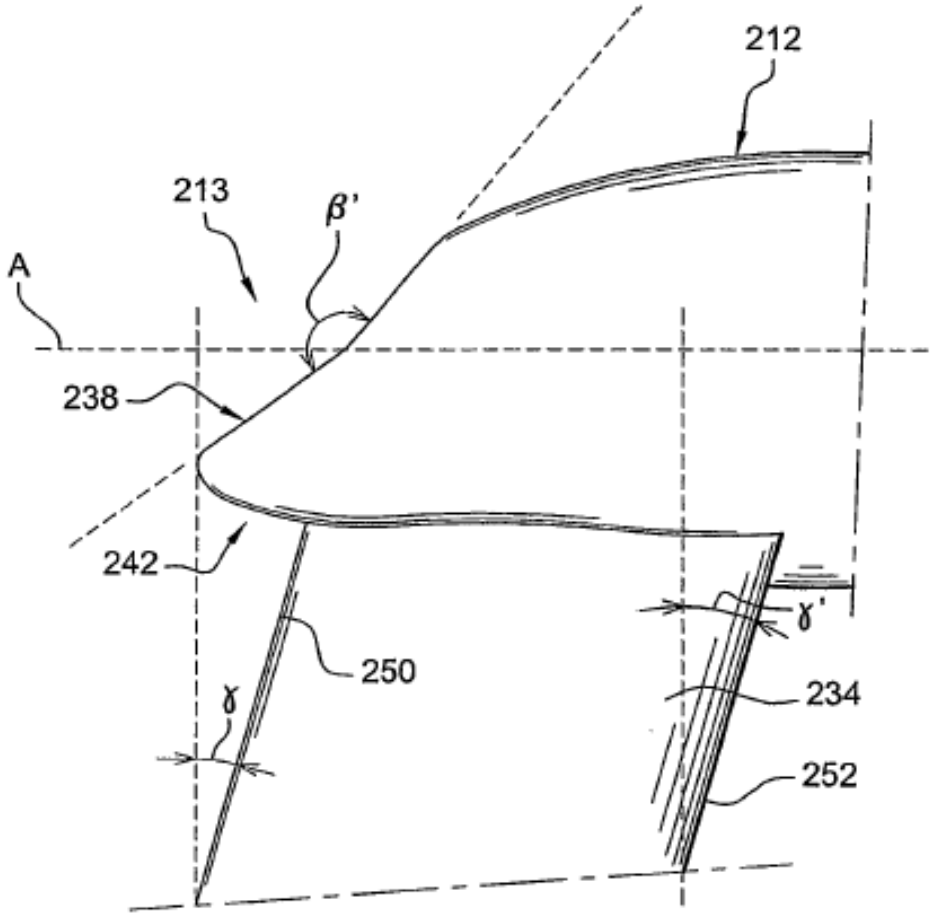

Fig. 6