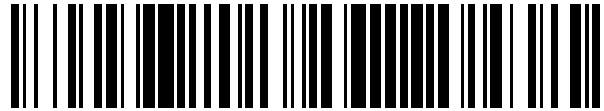


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 578 427**

51 Int. Cl.:

B64C 1/26 (2006.01)

B64C 7/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.12.2012 E 12382540 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **23.03.2016 EP 2749493**

54 Título: **Una carena ventral de una aeronave con una capacidad de almacenamiento mejorada**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
26.07.2016

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS S.L. (100.0%)
Avda. John Lennon, s/n
28906 Getafe, ES

72 Inventor/es:

MORA ORDONEZ, CORAL AIDA

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 578 427 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

Una carena ventral de una aeronave con una capacidad de almacenamiento mejorada

Campo de la invención

5 Esta invención se refiere a la carena ventral de una aeronave y, más en particular, a una carena ventral con suficiente capacidad de almacenamiento para equipos e sistemas situados entre el ala y el fuselaje.

Antecedentes de la invención

La carena ventral de la aeronave debe almacenar equipos y sistemas ubicados entre el ala o el fuselaje tales como equipos de aire acondicionado, sistemas de combustible y el tren de aterrizaje. El tamaño y la ubicación de la bahía del tren de aterrizaje es la principal restricción del diseño de la carena ventral.

10 El efecto aerodinámico de la carena ventral puede ser significativo a altas velocidades subsónicas (cerca del régimen transónico) y a bajas velocidades (cerca del régimen incompresible). Se definen generalmente como altas velocidades subsónicas a las velocidades en las que el número de Mach (M_n) está entre 0,7 y 0,95 por lo que no pueden despreciarse los efectos de compresibilidad del régimen de flujo. Los efectos de compresibilidad en este régimen de flujo son una función del ratio de espesor para superficies sustentadoras tales como alas y de la
15 distribución del área de la sección transversal de la carena ventral. En conclusión, el concepto de la ley de áreas juega un papel importante para reducir el impacto en la resistencia en esta región de velocidad (cerca del régimen de flujo transónico).

El objetivo principal de un buen diseño aerodinámico de la carena ventral es reducir al mínimo las interferencias negativas entre el ala, el fuselaje y la carena ventral para conseguir la mínima penalización en resistencia aerodinámica y pérdida de sustentación de la aeronave y para mejorar las condiciones de adherencia del flujo de
20 aire alrededor de la superficie del ala.

En la técnica anterior son conocidos dos diseños básicos de la carena ventral.

El primer caso es una carena ventral sustancialmente abombada que sobresale inferiormente del contorno del fuselaje, cuya interacción con la aerodinámica del ala se limita a efectos viscosos, fundamentalmente en la superficie
25 externa superior del ala a través de la zona central superior de la carena conocida comúnmente como el "fillet" mientras que el resto de la carena (zonas frontal, central inferior y trasera) tiene generalmente una curvatura suave en la dirección del flujo de aire con la finalidad de minimizar el crecimiento de la capa límite de la propia carena, pero sin interaccionar fuertemente con el flujo del aire alrededor del ala. Un ejemplo de este enfoque es la carena ventral del AIRBUS A330.

El segundo caso es una carena más compleja que inferiormente sólo sobresale mínimamente del contorno del fuselaje, con un mayor grado de interacción aerodinámica favorable con el ala, debido principalmente a que la evolución en la dirección del eje longitudinal del fuselaje (eje X) del área de la sección transversal cubierta por la carena está altamente integrada en la ley de áreas global de la aeronave (Richard T. Whitcomb, 1952),
30 disminuyendo la penalización en resistencia aerodinámica de la aeronave a altas velocidades subsónicas con respecto a la primera solución mencionada. Un ejemplo de este enfoque es la carena ventral del AIRBUS A380. Otro ejemplo es la carena ventral descrita en EP 1 918 984. US2009/0078830 A1 divulga las características del preámbulo de la reivindicación 1.
35

Los equipos y sistemas que deben estar almacenados en la carena ventral son cada vez más complejos debido a las mejoras tecnológicas y plantean unos requisitos muy específicos para su almacenamiento que las carenas ventrales
40 conocidas no cumplen.

Sumario de la invención

Es un objeto de la presente invención proporcionar una aeronave tal y como se define en la reivindicación 1 con una carena ventral capaz de mejorar su capacidad lateral de carga minimizando sus interferencias negativas con el ala y el fuselaje.

- 5 Este y otros objetos se consiguen con una carena ventral configurada por una superficie aerodinámica simétrica con respecto al plano de simetría de la aeronave que encierra junto con el fuselaje y el ala un espacio interior comprendiendo una primera zona de longitud L1 a lo largo del eje X, en la que el área de la sección transversal perpendicular al eje-X de dicho espacio interior crece en la dirección del flujo de aire y una segunda zona de longitud L2 a lo largo del eje X, en la que el área de la sección transversal perpendicular al eje-X de dicho espacio interior decrece en la dirección del flujo de aire. La longitud de la primera zona L1 es mayor que la longitud de la segunda zona L2 y el extremo trasero de la primera zona está situado detrás de la intersección del borde de salida del ala con el fuselaje.

El incremento de volumen en la primera zona y el decremento de volumen en la segunda zona puede ser implementado incrementando y decrementando particularmente la capacidad lateral de la carena ventral

- 15 En una realización, el contorno de las secciones transversales de la carena ventral a lo largo del eje X está configurado por curvas simétricas con respecto al plano de simetría de la aeronave con una curvatura variable y que comprenden en cada lado del plano de simetría, en al menos algunas de dichas secciones transversales, al menos una parte convexa y dos partes cóncavas. Los puntos más bajos y los puntos más laterales del contorno están situados en la parte convexa. Por otra parte, el contorno de las secciones longitudinales de la carena ventral, en al menos algunas de dichas secciones longitudinales, está configurado por curvas que tienen una curvatura variable y que comprenden en cada lado del plano de simetría al menos una parte central convexa y dos partes cóncavas que terminan en sus intersecciones con el fuselaje o con las superficies inferiores del ala. Esta configuración permite la distribución de volumen de la carena ventral mencionada anteriormente.

- 20 Otras características deseables y ventajas de la carena ventral según la invención serán evidentes a partir de la siguiente descripción detallada de la invención y de las reivindicaciones, en relación con las figuras adjuntas.

Breve descripción de las figuras

Las Figuras 1a, 1b y 1c son, respectivamente, una vista en perspectiva, una vista en planta desde arriba y una vista en planta desde abajo de una aeronave con una carena ventral según esta invención.

- 30 La Figura 2 es una sección transversal de una aeronave con una carena ventral según esta invención que ilustra sus principales características geométricas.

La Figura 3 añade a la Figura 2 una carena ventral conocida compartiendo el punto de intersección con la superficie inferior del ala.

Las Figuras 4a, 4b y 4c son tres vistas de la sección transversal de una aeronave con una carena ventral según esta invención superpuestas a una carena ventral conocida en diferentes posiciones en el eje X.

- 35 La Figura 5 es una sección longitudinal de una aeronave con una carena ventral según esta invención que ilustra sus principales características geométricas.

La Figura 6 es un diagrama de la distribución de la ley de áreas del fuselaje de una aeronave que tiene una carena ventral según esta invención y de una aeronave que tiene una carena ventral conocida.

- 40 La Figura 7 es un mapa de la presión estática en la superficie inferior de una aeronave con una carena ventral conocida (izquierda) y en la superficie inferior de una aeronave con una carena ventral según la invención (derecha).

La Figura 8 es un mapa de la presión estática en la superficie superior del ala de una aeronave con una carena ventral conocida (izquierda) y en la superficie superior del ala de una aeronave con una carena ventral según la invención (derecha).

5 La Figura 9 es un diagrama de la distribución de la presión estática a lo largo de un perfil del ala de una aeronave con una carena ventral conocida y de una aeronave con una carena ventral según la invención.

La Figura 10 muestra curvas Coeficiente de Sustentación (CL) vs. Coeficiente de Resistencia (CDo) en una aeronave con una carena ventral conocida y en una aeronave con una carena ventral según la invención.

Descripción detallada de la invención

10 Como se muestra en las Figuras 1a, 1b y 1c, la carena ventral 20 de la aeronave 11 según una realización de esta invención encierra junto con el fuselaje 13 y el ala 15 un espacio interior que comprende dos compartimentos separados 18, 19 que tienen un mayor volumen en sus partes laterales que en sus partes centrales y un mayor volumen en sus partes traseras que en sus partes delanteras.

15 A lo largo del eje X el volumen encerrado por la carena ventral 20 crece en una primera zona de longitud L1 que termina detrás de la intersección del borde de salida del ala con el fuselaje y decrece en una segunda zona de longitud L2, siendo $L2 < L1$ (ver Figura 1c). Preferiblemente el ratio $L2/L1$ está comprendido entre 0.50-0,85.

En otras palabras, la capacidad de almacenamiento de la carena ventral 20 no se distribuye uniformemente a lo largo del eje X ni a lo largo del eje Y.

Por consiguiente, es una carena ventral bastante diferente de las carenas ventrales conocidas que está configurada para obtener una mejor integración de la ley de áreas (mostrada en la Figura 6).

20 El contorno de las secciones transversales de la carena ventral 20 perpendiculares al eje X tiene la forma mostrada en la Figura 2 que es una curva 21 simétrica con respecto al plano de la simetría de la aeronave, que tiene las siguientes características:

25 - Cada lado de la curva 21 puede comprender una parte central convexa 23, 23' entre los puntos de inflexión I1, I2; I3, I4 y dos partes cóncavas 25, 25'; 27, 27', respectivamente, entre los puntos de inflexión I1, I4; I2, I3 y los puntos de intersección con el ala 15 y el fuselaje 13 vistos desde el interior de la curva 21, como se muestra en la Figura 2, o sólo una parte convexa dependiendo de la posición de los puntos de intersección con el ala y el fuselaje. Aunque en la Figura 2, la parte inferior de cada lado de la curva 21 intersecta el fuselaje, en otras realizaciones puede estar situada por debajo del fuselaje de manera que la carena ventral 20 se configura como un compartimento único.

30 - Las partes centrales convexas 23, 23' comprenden los puntos más bajos P1, P2 y los puntos extremos de los bordes laterales P3, P4 de la curva 21.

- El ángulo ϕ_1 entre la línea 16 de la superficie superior del ala 15 y líneas tangentes a cada uno de los lados de la curva 21 en sus puntos de intersección está comprendido entre 90° - 120° en todas las secciones transversales de la carena ventral 20.

35 - El ángulo ϕ_2 entre la línea 14 de la superficie inferior del ala 15 y líneas tangentes a cada uno de los lados de la curva 21 en sus puntos de intersección está comprendido entre 70° - 90° en todas las secciones transversales de la carena ventral 20.

Como se ha dicho antes, una de las características relevantes de la carena ventral 20 según esta invención es tener más volumen en sus zonas laterales que en sus zonas centrales. A este respecto, la Figura 3 muestra tanto la curva

21 de una sección transversal típica de la carena ventral 20 según esta invención y la curva 22 de una carena conocida si la última tuviera que alcanzar el mismo punto de intersección con la superficie inferior del ala 15. Una carena conocida tendría, por lo tanto, un volumen exagerado para atender las necesidades de almacenamiento en las zonas laterales.

- 5 Las Figuras 4a, 4b y 4c muestran la curva 21 en secciones transversales situadas, respectivamente, en una sección delantera, en una sección central y en una sección posterior (detrás del ala) y también una curva 22 de una carena conocida en las mismas secciones para una mejor ilustración de sus diferencias.

El contorno de las secciones longitudinales de la carena ventral 20 (secciones perpendiculares al eje Y) tiene la forma mostrada en la Figura 5, que es una curva 31 que tiene las siguientes características:

- 10 - La curva 31 puede comprender una parte central convexa 33 entre los puntos de inflexión I5, I6 y dos partes cóncavas 35, 37 entre, respectivamente, los puntos de inflexión I5, I6 y los puntos de intersección con el fuselaje 13 y/o el ala 15 vistos desde el interior de la curva, como se muestra en la Figura 5, o sólo una parte convexa dependiendo de la posición de los puntos de intersección con el fuselaje 13 y/o el ala 15.

- 15 - El ángulo ϕ_3 entre líneas tangentes a la curva 31 de una sección longitudinal de la carena ventral 20 y a la curva del fuselaje 13 en dicha sección longitudinal en su punto trasero de intersección depende de restricciones estructurales y de sellado y debe ser menor de 15° .

- El ángulo ϕ_4 entre líneas tangentes a la curva 31 de una sección longitudinal de la carena ventral 20 y a la curva del fuselaje 13 en dicha sección longitudinal en su punto delantero de intersección depende de restricciones estructurales y de sellado y debe ser menor de 6° .

- 20 La Figura 6 muestra, respectivamente, curvas 41, 42 que representan, respectivamente, la distribución del área A de las secciones transversales de una aeronave que tiene una carena ventral 20 según esta invención y una carena ventral conocida a lo largo del eje X.

- 25 La carena ventral 20 según esta invención comprende una primera zona de longitud L1 entre las coordenadas x1 y x2, en la que el área de la sección transversal del espacio encerrado por la carena ventral crece a lo largo de su longitud (en la dirección del flujo de aire), y una segunda zona entre las coordenadas x2 y x3 de una longitud L2, en la que el área de la sección transversal del espacio encerrado por la carena ventral decrece a lo largo de su longitud (en la dirección del flujo de aire), siendo $L1 > L2$.

Como se ha dicho antes, la coordenada x2 está situada detrás de la intersección del borde de salida del ala con el fuselaje.

- 30 Mientras que en las carenas ventrales conocidas el volumen se distribuye uniformemente en el eje X, en la carena ventral 20 según esta invención, el volumen al principio es casi despreciable y luego aumenta progresivamente tanto en el eje X como en el eje Y hasta el final de la primera zona. En la segunda zona, el volumen disminuye progresivamente hasta el extremo posterior. Por otro lado, en ambas zonas hay un pequeño volumen (o ningún volumen en absoluto) en la parte inferior del fuselaje en ambos lados del plano de simetría de la aeronave
35 mejorando así el rendimiento del flujo de aire por la parte inferior de la aeronave.

Esta innovadora distribución del volumen permite el alojamiento de equipos y sistemas que requieren un mayor volumen lateral, proporcionando a la aeronave una capacidad de almacenamiento superior (30-40% mayor que la de las carenas ventrales conocidas) sin sufrir penalizaciones aerodinámicas.

- 40 Desde un punto de vista puramente aerodinámico, una carena ventral 20 según esta invención tiene las siguientes ventajas con respecto a las carenas ventrales conocidas.

En primer lugar, se mejora el rendimiento aerodinámico de la superficie inferior de la aeronave. Como se muestra en la Figura 7, se modifica el flujo de aire en la superficie inferior de la carena obteniendo un flujo de aire homogéneo en esa región. Se logra con ello una reducción del gradiente de presión adverso en la superficie inferior interior del ala como se muestra en la Figura 7.

- 5 En segundo lugar, se mejora el rendimiento aerodinámico en la superficie superior del ala. Como se muestra en la Figura 8 no hay separación del flujo de aire en la intersección borde de ataque superior del ala-fuselaje mejorando el rendimiento aerodinámico en esa esa región. En ese caso, la aeronave no necesita ninguna carena Hackett ni ningún sellado especial para adherir el flujo de aire en esa área. En conclusión, se obtiene una reducción de peso y un mejor comportamiento aerodinámico.
- 10 En tercer lugar, se mejora el rendimiento aerodinámico del ala como se ilustra en la Figura 9 mediante las distribuciones 44, 43; 46, 45 del coeficiente de presión C_p en las superficies superior e inferior a lo largo de la cuerda de un perfil interior del ala de una aeronave con una carena ventral conocida y de una aeronave con una carena ventral 20 según la invención. En particular, se reduce el impacto en el interior de la superficie superior del ala (marcada con el círculo 50).
- 15 En cuarto lugar, se alcanza una mejora aerodinámica global, como se ilustra en Figura 10 que muestra las curvas 52, 51 del Coeficiente de Sustentación (CL) vs el Coeficiente de resistencia (CDo) de una aeronave con una carena ventral conocida y de una aeronave con una carena ventral 20 según la invención.

Resumiendo dichas ventajas:

- 20 - El aire incidente sobre la carena ventral se modifica de una manera más homogénea (cerca del plano de simetría) dando un flujo de aire más uniforme alrededor de la superficie aerodinámica que implica tanto una reducción en el gradiente de presión adverso sobre el carena ventral como una disminución de los efectos negativos de la compresibilidad del aire a altos números de Mach.

- Para un mismo CL, se mejora el CDo de una aeronave con una carena ventral según la invención en una magnitud de alrededor de un 1,5% con respecto a una aeronave con una carena ventral conocida.

- 25 Por lo tanto la carena ventral 20 según la presente invención proporciona un mayor volumen útil en su parte trasera (detrás del borde de salida del ala) con menores penalizaciones en resistencia que las carenas ventrales conocidas cumpliendo los requerimientos de aquellas aeronaves que necesitan un gran volumen para el almacenamiento de equipos y sistemas.

- 30 Aunque la presente invención se ha descrito en relación con varias realizaciones, debe entenderse a partir de lo dicho que pueden hacerse combinaciones de elementos, variaciones o mejoras que están dentro del alcance de la invención.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave (11) que comprende un fuselaje (13) que tiene un eje longitudinal o X, un ala (15) y una carena ventral (20); estando configurada la carena ventral (20) por una superficie aerodinámica simétrica con respecto al plano de simetría de la aeronave que encierra junto con el fuselaje (13) y el ala (15) un espacio interior, la carena ventral (20) comprendiendo una primera zona de una longitud L1 a lo largo del eje X, en la que el área de la sección transversal perpendicular al eje X de dicho espacio interior crece en la dirección del flujo de aire, y una segunda zona de una longitud L2 a lo largo del eje X, en la que el área de la sección transversal perpendicular al eje X de dicho espacio interior disminuye en la dirección del flujo de aire, siendo $L1 > L2$ y estando situado el extremo trasero de dicha primera zona detrás de la intersección del borde de salida del ala (15) con el fuselaje (13), caracterizada por que:

- el contorno de las secciones transversales perpendiculares al eje X de la carena ventral (20) está configurado por curvas simétricas (21) con respecto al plano de simetría de la aeronave que tienen una curvatura variable y que comprenden a cada lado del plano de simetría, en al menos algunas de ellas, al menos una parte convexa (23, 23'), en la que se encuentran los puntos más bajos (P1, P2) y los puntos más laterales (P3, P4) del contorno y dos partes cóncavas (25, 25'; 27; 27');

- el contorno de las secciones longitudinales de la carena ventral (20) está configurado por curvas (31) que tienen una curvatura variable y que comprenden, en al menos algunas de ellas, al menos una parte central convexa (33) y dos partes cóncavas (35, 37) que terminan en sus intersecciones con el fuselaje (13) o con las superficies del ala (15).

2. Una aeronave (11) según la reivindicación 1, en la que el ratio $L2/L1$ está comprendido entre 0,50-0,85.

3. Una aeronave (11) según cualquiera de las reivindicaciones 1-2, en la que la distancia entre los bordes laterales del contorno de la sección transversal perpendicular al eje X de dicho espacio interior aumenta en la dirección del flujo de aire en dicha primera zona y disminuye en la dirección del flujo de aire en dicha segunda zona.

4. Una aeronave (11), según la reivindicación 1, en la que:

- el ángulo ϕ_1 entre la línea (16) de la superficie superior del ala (15) y líneas tangentes a cada uno de los lados de la curva (21) en sus puntos de intersección está comprendido entre 90° - 120° en todas las secciones transversales de la carena ventral (20);

- el ángulo ϕ_2 entre la línea (14) de la superficie inferior del ala (15) y líneas tangentes a cada uno de los lados de la curva (21) en sus puntos de intersección está comprendido entre 70° - 90° en todas las secciones transversales de la carena ventral (20);

- el ángulo ϕ_3 entre líneas tangentes a cualquier curva (31) de una sección longitudinal de la carena ventral (20) y a la curva del fuselaje (13) en la misma sección longitudinal en su punto trasero de intersección es menor de 15° ;

- el ángulo ϕ_4 entre líneas tangentes a cualquier curva (31) de una sección longitudinal de la carena ventral (20) y a la curva del fuselaje (13) en misma sección longitudinal en su punto frontal de intersección es menor de 6° .

5. Una aeronave (11) según cualquiera de las reivindicaciones 1 ó 4, en la que el contorno de todas las secciones transversales perpendiculares al eje X de la carena ventral (20) tiene puntos de intersección con el fuselaje (13) de modo que se forman compartimentos separados a ambos lados del plano de simetría de aeronave entre la carena ventral (20), el fuselaje (13) y el ala (15).

6. Una aeronave (11) según cualquiera de las reivindicaciones 1 ó 4, en la que en al menos en una parte de la carena ventral (20) el contorno de sus secciones transversales perpendiculares al eje X no tiene puntos de intersección con el fuselaje de modo que se forma un solo compartimiento entre la carena ventral (20), el fuselaje (13) y el ala (15).

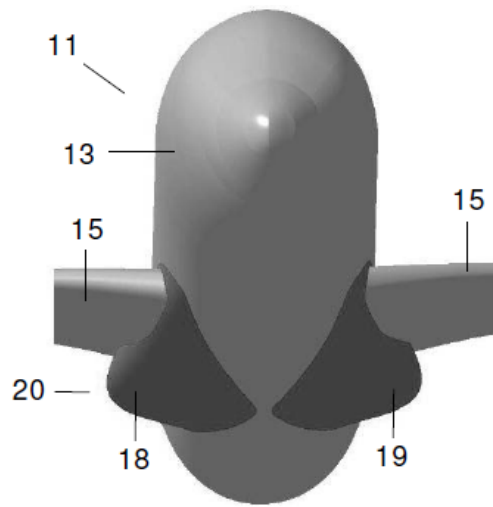


FIG. 1a

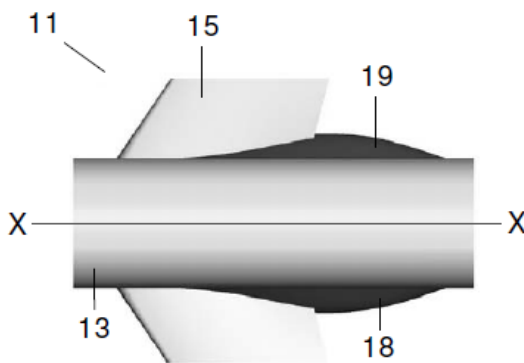


FIG. 1b

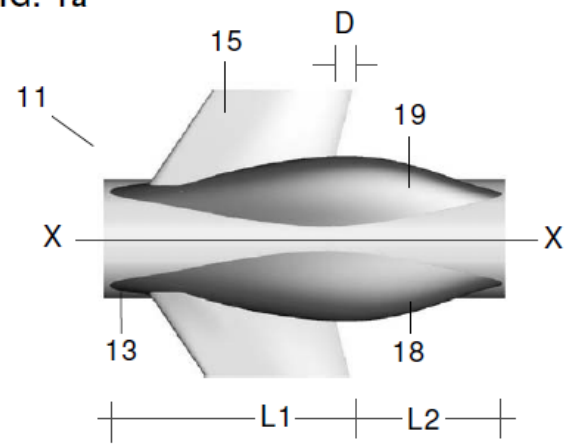


FIG. 1c

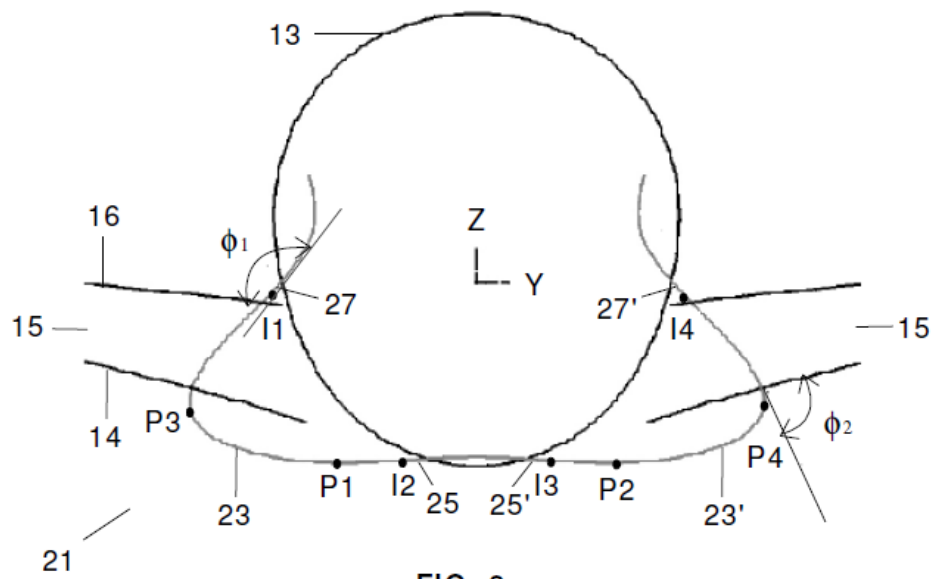
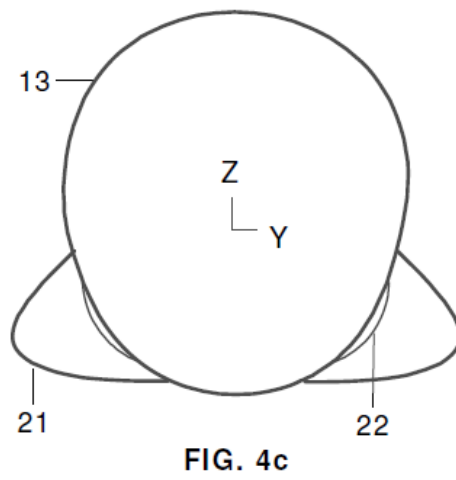
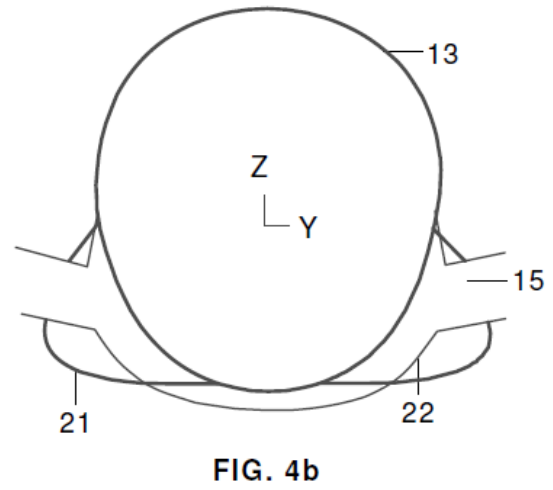
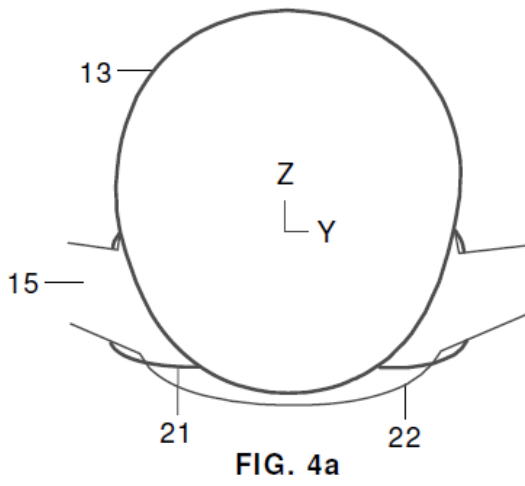
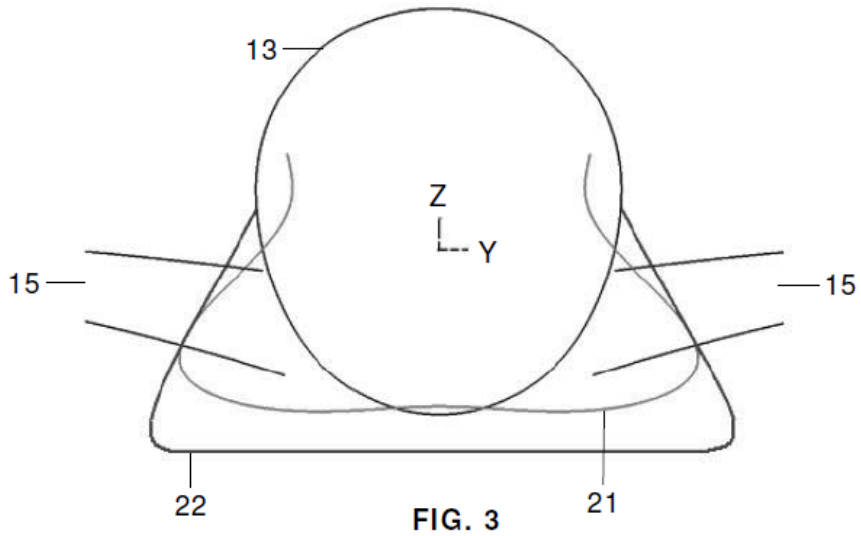


FIG. 2



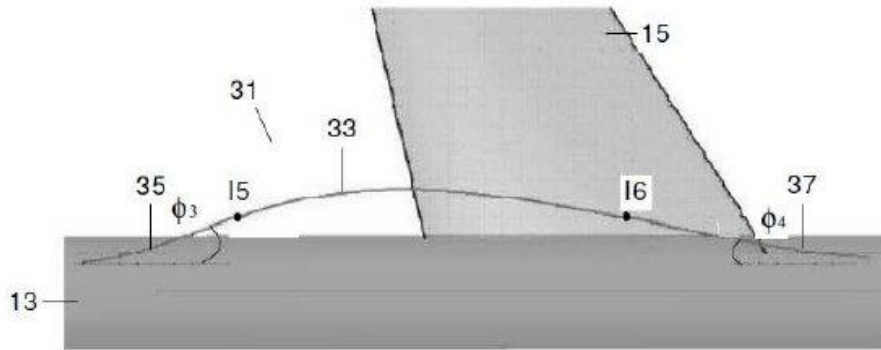


FIG. 5

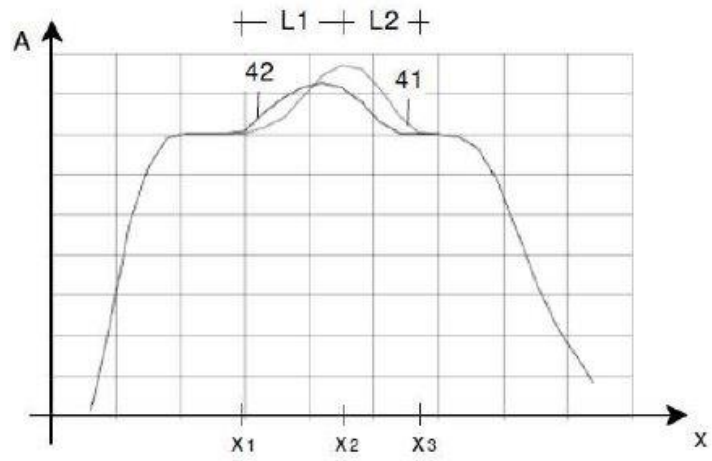


FIG. 6

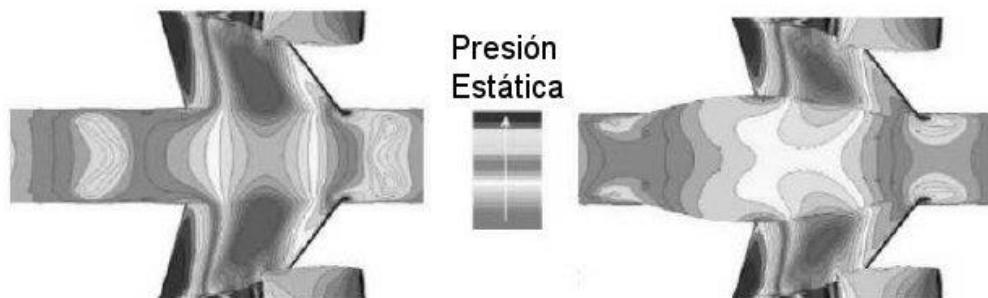


FIG. 7

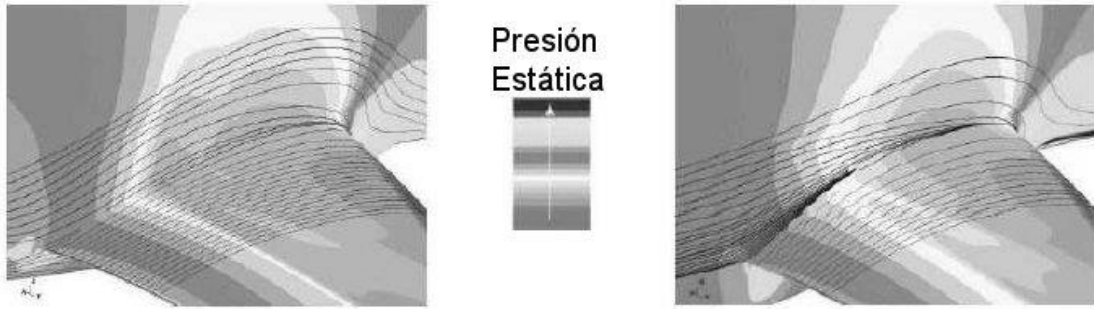


FIG. 8

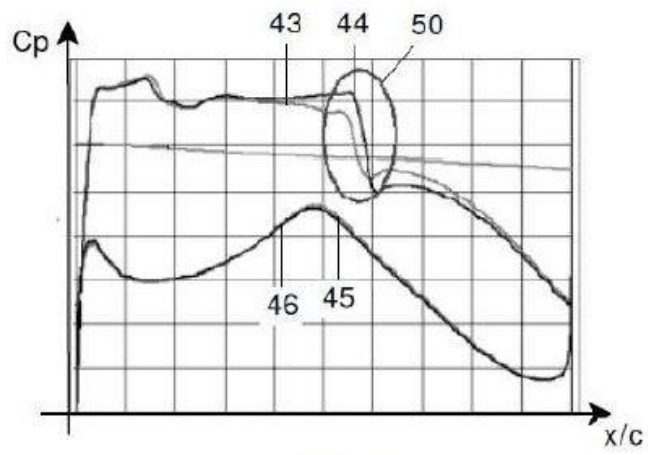


FIG. 9

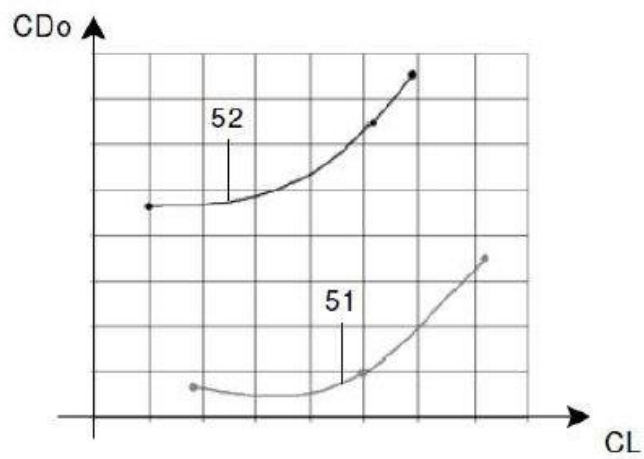


FIG. 10