

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 968 805**

51 Int. Cl.:

**B64C 23/06** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **12.07.2017 PCT/EP2017/025204**

87 Fecha y número de publicación internacional: **18.01.2018 WO18010850**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **12.07.2017 E 17739878 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **25.10.2023 EP 3484764**

54 Título: **Ala de avión**

30 Prioridad:

**12.07.2016 EP 16020266**  
**11.11.2016 EP 16020445**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**14.05.2024**

73 Titular/es:

**THE AIRCRAFT PERFORMANCE COMPANY**  
**GMBH (100.0%)**  
**Neuer Wall 10**  
**20354 Hamburg, DE**

72 Inventor/es:

**PETSCHER, HANS-JÖRG y**  
**KASSERA, VOLKER**

74 Agente/Representante:

**SÁEZ MAESO, Ana**

ES 2 968 805 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**

Ala de avión

La presente invención se relaciona con un avión y con un ala para un avión.

5 Los aviones son uno de los aparatos de transporte más importantes tanto para personas como para mercancías así como para aplicaciones militares, y están casi sin alternativa para la mayoría de recorridos de larga distancia. La presente invención está relacionada con aviones en un sentido que no incluye helicópteros, y se relaciona con un ala para un avión en un sentido que no incluye palas de rotor para helicópteros. En particular, la invención se relaciona con aviones que tienen alas fijas y con tales alas fijas en sí mismas.

10 La función básica de un avión motorizado y sus alas es producir una cierta velocidad por medio de un motor de propulsión y producir una sustentación requerida por medio de las alas del avión en el flujo de aire que resulta de la velocidad. Esta función es el objeto del diseño aerodinámico de las alas del avión, por ejemplo con respecto a su tamaño, perfil, etc..

15 Es generalmente conocido el uso de denominados dispositivos de punta de ala o aletas en los extremos exteriores de las alas principales de aviones, es decir de aquellas alas responsables principal o exclusivamente de la sustentación. Estas aletas están previstas para reducir los denominados vórtices de punta de ala que resultan de una diferencia de presión entre una región por encima y una región por debajo del ala, siendo dicha diferencia de presión la causa de la sustentación prevista. Como hay algún extremo del ala, el flujo de aire tiende a compensar la diferencia de presión lo cual da como resultado un vórtice. Este vórtice de punta de ala reduce el efecto de sustentación del ala, aumenta el ruido producido, aumenta pérdida de energía debido a la disipación en el flujo de aire, y puede ser perjudicial para  
20 otras aeronaves que siguen de cerca al avión. Las aletas mencionadas son por así decirlo un deflector contra el vórtice de punta de ala.

En la técnica anterior, el documento US 4 671 473 divulga un avión que tiene una pluralidad de aletas escalonadas en toda su longitud en las respectivas puntas de alas principales, haciéndose las aletas más largas en la dirección corriente abajo y siendo preferiblemente ajustables en cuanto a su inclinación.

25 El documento DE 20 2014 104 042 U1 divulga un ala que tiene tres aletas con una extensión que aumenta sucesivamente en la dirección de generación de flujo en donde las aletas individuales están previstas para conformar un vórtice parcial respectivo de tal manera que los vórtices parciales se cancelen entre sí tanto como sea posible.

30 El documento US 2007/262205 A1 muestra de nuevo un ala con una pluralidad de aletas escalonadas en cuanto a su longitud en el sentido de la envergadura y que se hacen más largas en dirección corriente abajo, siendo las aletas retráctiles.

El artículo "Aerodynamic Analysis of Multi-Winglets for Low Speed Aircraft" de R. Cosin et al. recuperado en el Internet (XP055336005) discute diversos ángulos de inclinación de un conjunto de tres aletas, de nuevo escalonadas en cuanto a su longitud en el sentido de la envergadura en la dirección corriente abajo.

35 El documento US 4 046 336 discute una optimización de ruido de palas de rotor de helicópteros que tienen una o dos aletas en sus puntas exteriores.

El problema de la presente invención es proporcionar un ala mejorada que tenga una aleta y un avión respectivo mejorado.

40 Con el fin de resolver este problema, la invención definida por la reivindicación 1 está dirigida a un ala para un avión que tiene una longitud de ala desde un cuerpo base de dicho avión hacia un extremo exterior de ala y al menos tres aletas en dicho extremo exterior de ala conectadas a dicha ala, precediendo una primera de dichas aletas corriente arriba a una segunda de dichas aletas corriente abajo, precediendo dicha segunda a una tercera aún de dichas aletas aún más corriente abajo en una dirección de vuelo de dicho avión, produciendo dicha aleta corriente arriba un vórtice de punta de aleta adicionalmente a un vórtice de punta de ala producido por dicha ala, estando dicho vórtice de punta de aleta y dicho vórtice de punta de ala superpuestos en un plano entre dichas aletas corriente arriba y corriente abajo  
45 y perpendicular a dicha dirección de vuelo, en donde un flujo de aire en dicho plano está inclinado en relación con dicha dirección de vuelo en donde dicha aleta corriente abajo está adaptada para producir una sustentación que tiene un empuje positivo en dicho flujo de aire, y con un avión que tiene dos de tales alas mutuamente opuestas así como con un método de producción de tal ala o avión.

50 La invención se relaciona con un ala que tiene al menos tres aletas en donde estas aletas están fijadas a un extremo exterior de ala del ala. Para evitar malentendidos, el "ala" puede ser el ala principal del avión que es (principalmente) responsable de la sustentación requerida; sin embargo, también puede ser el ala estabilizadora horizontal que normalmente también está aproximadamente horizontal. Además, el término "ala" se relacionará con el ala como tal que se origina en el cuerpo base del avión y que se extiende desde allí hacia afuera. En un extremo exterior de ala de esta ala, las al menos tres aletas están fijadas y se extienden además, pero no necesariamente en la misma dirección.

Como ya se conoce principalmente en la técnica anterior, una aleta puede estar inclinada en relación con el ala y/o curvada. Preferiblemente, sin embargo las aletas no se extienden hacia adentro desde el extremo exterior de ala.

5 Una primera idea de los inventores es usar el flujo de aire inclinado en la región del vórtice de punta del ala en un sentido positivo. Una idea adicional es producir una "sustentación" aerodinámica en este flujo de aire inclinado que tenga un componente de empuje positivo, es decir un componente dirigido hacia adelante paralelo a la dirección de vuelo del avión. En este documento, debería ser claro que la "sustentación" se relaciona con la función aerodinámica de ala de la aleta. Sin embargo, en este caso no es necesariamente importante maximizar o incluso crear una fuerza de sustentación en un sentido dirigido hacia arriba, sino que el componente de empuje hacia adelante está en el centro de interés.

10 Una tercera idea de los inventores es por así decirlo acondicionar el flujo de aire para esta función prevista de una aleta. A este respecto, encontraron ventajoso "ampliar" el flujo de aire inclinado con el fin de poder hacer un uso mejorado del mismo. Esto tiene sentido debido a que el vórtice de punta de ala está bastante concentrado de tal manera que solo se pueden encontrar ángulos sustanciales de inclinación de la dirección de flujo de aire (en relación con la dirección de vuelo) muy cerca de la punta de ala. Los inventores encontraron efectivo usar una aleta comparativamente larga en relación con esta situación, entonces, debido a que una aleta más larga se puede optimizar mejor en un sentido aerodinámico. Por lo tanto, la invención proporciona al menos dos aletas, una aleta corriente arriba que está prevista para "ampliar" la región de flujo de aire inclinado y una aleta corriente abajo que está prevista para producir un componente de empuje a partir de la misma.

20 La aleta corriente arriba está prevista para "dividir" el vórtice de punta de ala del ala "desplazando" una parte del mismo hacia la punta de aleta, es decir hacia afuera. Por consiguiente, resulta una superposición del vórtice de punta inducido por aleta (vórtice de punta de aleta) y el vórtice del "resto de" el ala (siendo dicha ala más profunda en la dirección de vuelo que la aleta). Como muestran las realizaciones, esta superposición amplía la región de flujo de aire inclinado. Por consiguiente, se puede usar una aleta comparativamente larga (larga en la definición a continuación) como la aleta corriente abajo y se puede enfrentar con el flujo de aire inclinado de este modo producido.

25 En particular, la aleta corriente abajo tendrá una longitud en el sentido de la envergadura mayor que la aleta corriente arriba, preferiblemente entre 105 % y 180 % de la longitud de aleta corriente arriba. Allí, son más preferidos los límites inferiores de 110 %, 115 %, 120 %, 125 %, 130 %, 135 % y 140 %, respectivamente, mientras que son más preferidos los límites superiores de 175 %, 170 %, 165 %, y 160 %, respectivamente. Aún adicionalmente, la aleta corriente arriba tendrá una relación de aspecto comparativamente grande (relación de longitud y "profundidad" o "cuerda") de entre 3 y 7. Más preferidos son los límites inferiores de 3.5, 4, 4.5, respectivamente, y los límites superiores de 6.5, 6, 5.5, respectivamente.

30 El término "longitud" o "longitud en el sentido de la envergadura" como se usa aquí está previsto para describir la longitud de un ala o aleta en un plano de proyección perpendicular a la dirección de vuelo. Dado que las alas y, en particular, las aletas no necesitan ser rectas y/u horizontales en esa proyección, el término "longitud" se definirá como la longitud de una línea central intermedia entre una línea de limitación superior y una línea de limitación inferior del ala o aleta así proyectada. El origen de la longitud de un ala será la mitad del cuerpo base, y la transición entre el ala y cualquier aleta será donde comienza una separación entre las (al menos dos) aletas. La "relación de aspecto" como se hace referencia en este documento se referirá a la longitud de este modo definida.

35 Una aleta de acuerdo con la invención, en particular la denominada aleta corriente abajo produce una sustentación si es atacada por un flujo de aire en donde la sustentación es, por definición, perpendicular a la dirección principal del flujo de aire corriente arriba de la aleta. Esta sustentación puede verse como una superposición de dos componentes, siendo uno paralelo a la dirección del vuelo y el otro perpendicular a la misma. Este último componente puede verse como una superposición de un componente vertical positivo o negativo que aumenta o que disminuye la fuerza de sustentación total que actúa sobre el avión, y un componente adicional tomado por el avión y usualmente compensado ya que se usan alas y aletas antisimétricas en ambos lados del avión (o compensado por una cola vertical).

Los inventores han encontrado que con un flujo de aire inclinado (en relación con la dirección de vuelo) se puede aumentar el componente paralelo en dirección de vuelo. Dado que el vórtice de punta de un ala o aleta es básicamente una desviación del flujo de aire desde un flujo paralelo en dirección de vuelo, se puede usar de la manera de acuerdo con esta invención.

40 Como se explicó anteriormente, es ventajoso ampliar la región efectiva del flujo de aire inclinado para este propósito con el fin de mejorar la contribución de empuje de la aleta corriente abajo. *Nota bene*, esto no excluye una contribución de empuje por la propia aleta corriente arriba mientras que esto usualmente es mucho menor y no obligatorio en absoluto.

45 El efecto de ampliación de la aleta corriente arriba incluirá una división del vórtice de punta por así decirlo desplazando una parte del vórtice de punta de ala hacia afuera (transformándolo en el vórtice de punta de aleta corriente arriba). Sin embargo, se pueden aprovechar efectos adicionales en este documento, en particular, una dominada corriente hacia abajo o corriente hacia arriba de la aleta corriente arriba, a saber un cambio de la dirección principal de flujo de

aire por la aleta corriente arriba debido a su acción de ala (e independiente de los vórtices) puede mejorar la inclinación deseada.

En cuanto al efecto de división o ampliación, se puede hacer referencia a la figura 6. En el caso que se muestra allí, el flujo de aire ampliado tiene dos máximos, uno en el origen de la aleta (borde izquierdo del gráfico) y otro aproximadamente en la posición del extremo exterior de la aleta corriente arriba. Independientemente de la ubicación precisa de estos máximos, la existencia del último máximo "intermedio" es algo típica del mecanismo de "división de vórtice" mencionado pero no es necesario. Si por ejemplo el vórtice de punta de aleta corriente arriba es muy pequeño, el máximo intermedio podría no ser visible como tal o podría ser menos pronunciado pero todavía aparecería el efecto de ampliación. Sin embargo, se prefiere la existencia del máximo intermedio a alguna distancia del extremo exterior de ala y se prefiere además que en este caso los valores del ángulo de velocidad de aire (como se muestra en la figura) no caigan por debajo de un cierto límite entre los dos máximos, en particular no por debajo de 25 % del menor de los máximos y preferiblemente ni siquiera por debajo de 25 % del mayor (y de este modo de ambos máximos). Además, la dependencia del ángulo de velocidad de aire deberá mantener valores por encima de 25 % hasta al menos 5 % de la longitud de ala como se ejemplifica en la figura. Los límites inferiores de 25 % pueden (independientemente entre sí para ambas definiciones) ser preferiblemente 30 %, 35 %, e incluso 40 %. Además, el límite inferior de 5 % de la longitud de ala también puede ser preferiblemente 5.5 %, 6 %, 6.5 %.

Como se mencionó anteriormente, la aleta corriente abajo será más larga (en el sentido definido de longitud) que la aleta corriente arriba. Por el contrario, la aleta corriente arriba puede tener preferiblemente una longitud entre 3 % y 8 % de la longitud de ala. El límite inferior también puede ser preferiblemente 3.5 % o 4 % y el límite superior también puede ser preferiblemente 7.5 %, 7 %, y 6.5 %. En la realización, esto significa prácticamente que la longitud de ala es 20 m, la longitud de la aleta corriente arriba es 1 m (5 %), y la longitud de la aleta corriente abajo es 1.5 m (150 % de la longitud de aleta corriente arriba).

Como ya se explicó, la aleta corriente abajo tiene una relación de aspecto de entre 3 y 7. Se prefiere la misma relación de aspecto para la aleta corriente arriba. En ambos casos, pero independientemente uno de otro, es más preferido un límite inferior de 3.5 o 4 y un límite superior de 6.5 o 6. Las relaciones de aspecto mencionadas han demostrado ser un compromiso ventajoso entre la eficiencia aerodinámica (que lleva a conformaciones delgadas con gran longitud y poca profundidad o cuerda) y área de proyección (que determina también la cantidad de los efectos aerodinámicos pero también aumenta el arrastre).

Además, dado que se enfoca en la contribución de empuje de la aleta corriente abajo, aquí puede ser preferible un perfil de ala asimétrico para mejorar la eficiencia aerodinámica. Es posible un perfil asimétrico de ala de la aleta corriente arriba, pero no es tan importante.

Dado que las aletas aumentan la envergadura total del avión al menos en la mayoría de los casos y dado que la generación de una contribución de empuje no ha demostrado implicar un componente horizontal importante de la orientación de aleta, las aletas corriente arriba y corriente abajo están preferiblemente inclinadas en relación con el ala. Los inventores han encontrado que se prefiere una inclinación hacia arriba en comparación con una inclinación hacia abajo en particular debido a que un espacio al suelo sustancial puede ser importante para los aviones (para despegue y aterrizaje). El grado de inclinación puede i.a. determinar la contribución de las aletas a la fuerza de sustentación total del avión.

Generalmente, se prefiere una inclinación hacia arriba de la primera aleta en relación con la segunda aleta.

Las aletas corriente arriba y corriente abajo no necesitan ser necesariamente la aleta más corriente arriba y la más corriente abajo, respectivamente (pero deben ser vecinas y no separarse por una aleta adicional). La tercera aleta podría contribuir además al componente de empuje mediante un mecanismo similar como se describe con respecto a la "aleta corriente abajo". Sin embargo, de acuerdo con la invención, esta tercera aleta no es más larga que la precedente. Una primera razón es que con la longitud creciente aumentan los problemas con estabilidad mecánica, peso y la envergadura total del avión. Una segunda razón es que con un diseño adecuado de las aletas precedentes, el grado de inclinación en el flujo de aire "visto" por esta tercera aleta es menos pronunciado de tal manera que la contribución de empuje producida de esa manera no será dominante, de todos modos.

De este modo, se necesita una longitud de la tercera aleta entre 60 % y 100 % de la longitud de la "aleta corriente abajo" precedente. El límite inferior también puede ser preferiblemente 65 %, 70 % y el límite superior también puede ser preferiblemente 90 %.

Aún adicionalmente, también se contempla el uso de cuatro aletas en donde se usan básicamente dos pares implementando cada uno un mecanismo aerodinámico similar al descrito hasta ahora. Aquí, podría preferirse usar uno de estos pares de una manera inclinada hacia arriba y el otro par de una manera inclinada hacia abajo. Sin embargo, se prefieren dos o tres aletas, respectivamente.

De nuevo, se prefiere una inclinación más hacia arriba de la segunda aleta en relación con la tercera aleta.

Finalmente, ni siquiera se excluyen las aletas corriente arriba de "las aletas corriente arriba".

Como ya se mencionó, la invención se usa preferiblemente para dos alas del mismo avión mutuamente opuestas. En particular, las dos alas respectivas y las aletas de acuerdo con la invención en ambos lados pueden ser antisimétricas con respecto a un plano central vertical en el cuerpo base del avión. En este sentido, la invención se relaciona también con el avión completo.

- 5 Además, la invención también puede contemplarse en vista de partes de mejora para mejorar aviones existentes. Por razones económicas, se puede preferir agregar tal parte de mejora que incluya al menos dos aletas en un ala convencional (o dos alas opuestas) en lugar de cambiar alas o conjuntos de alas completos. Esto es particularmente razonable debido a que la principal ventaja de la invención no puede ser aumentar la fuerza de sustentación de las alas lo cual podría exceder las limitaciones de la estructura mecánica existente. Más bien, la invención preferiblemente apunta a una contribución sustancial de empuje para mejorar la eficiencia y/o velocidad. Por consiguiente, la invención también se relaciona con un método de producción de un avión o un ala en los términos de la invención, en particular un método en donde se usa tal parte de mejora.

- 10 La invención se explicará a continuación con detalles adicionales haciendo referencia a realizaciones de ejemplo a continuación que no están previstas para limitar el alcance de las reivindicaciones sino que están destinadas solamente para propósitos ilustrativos.

15 La figura 1 muestra una vista en planta de un avión de acuerdo con la invención que incluye seis aletas dibujadas esquemáticamente;

La figura 2 es un diagrama esquemático para explicar la creación de un empuje mediante una aleta;

La figura 3a, b son ilustraciones esquemáticas de la distribución de velocidad de aire en un vórtice de punta;

- 20 La figura 4 es una vista esquemática en perspectiva de un ala de acuerdo con un ejemplo no reivindicado;

La figura 5 es una vista frontal esquemática de una punta de ala de acuerdo con un ejemplo no reivindicado que incluye dos aletas;

La figura 6 es un diagrama que muestra dos gráficos de una dependencia de ángulo de inclinación en la distancia en relación con la figura 5;

- 25 La figura 7 es una vista lateral esquemática para explicar los ángulos gamma de dos aletas de un ejemplo no reivindicado;

La figura 8 es una vista frontal de las mismas aletas para explicar los ángulos delta;

La figura 9 es una vista en planta del ala principal de Airbus A320;

La figura 10 es una vista frontal de dicha ala;

- 30 La figura 11 es una vista lateral de dicha ala;

La figura 12 es una vista lateral para explicar líneas de referencia usadas para simulaciones en el ejemplo;

La figura 13 es una vista superior para ilustrar las mismas líneas de referencia;

La figura 14 a 17 son diagramas que ilustran ángulos beta a distancias variables desde la punta de ala principal para diversas simulaciones en el ejemplo;

- 35 La figura 18 es una vista frontal de tres aletas de acuerdo con una realización de la invención que muestra sus ángulos diédricos;

La figura 19 es otra vista frontal de dos aletas para explicar un ángulo diédrico relativo;

La figura 20 es un dibujo esquemático para explicar una flexión de una primera aleta;

La figura 21 es una vista lateral de secciones de un ala principal y tres aletas para explicar ángulos de inclinación;

- 40 La figura 22 combina una vista frontal y una vista superior para explicar un ángulo de flecha de una aleta;

La figura 23 es una vista superior en tres aletas en un plano para explicar la conformación;

La figura 24 es un dibujo en perspectiva de un avión completo de acuerdo con una realización;

La figura 25 es una vista superior en tres aletas en una punta de ala principal de dicho avión;

La figura 26 es una vista lateral de las tres aletas de la figura 25; y

- 45 La figura 27 es una vista frontal del mismo.

5 La figura 1 es una vista en planta de un avión 1 que tiene dos alas 2 y 3 principales y dos estabilizadores 4 y 5 horizontales así como una cola 6 vertical y un fuselaje o cuerpo 7 base. La figura 1 representará un Airbus modelo A 320 que tiene cuatro motores de propulsión, no se muestran aquí. Sin embargo, en la figura 1, las alas 2 y 3 principales tienen cada una tres aletas 8, 9, 10, respectivamente. Dos aletas respectivas que comparten un número de referencia son simétricas en espejo entre sí de una manera análoga como ambas alas 2 y 3 principales y el cuerpo 7 base son simétricos en espejo con respecto a un plano vertical (perpendicular al plano de dibujo) a través del eje longitudinal del cuerpo base.

Además, se muestran un eje x opuesto a la dirección de vuelo y de este modo idéntico con la dirección principal de flujo de aire y un eje y horizontal perpendicular a la misma. El eje z es perpendicular y está dirigido hacia arriba.

10 La figura 2 es una vista lateral esquemática de una superficie aerodinámica o perfil (en la figura 2 una superficie aerodinámica de ala estándar simétrica, en el caso del A 320 una superficie aerodinámica asimétrica) de un ala 2 principal y una superficie aerodinámica (por ejemplo NACA 2412, una superficie aerodinámica de ala asimétrica estándar o RAE 5214, una superficie aerodinámica de ala asimétrica para condiciones de vuelo transónico) de una aleta W de ejemplo que es solo para propósitos de explicación.

15 Una línea horizontal continua es el eje x ya mencionado. Una línea 13 de puntos en cadena corresponde a la línea de cuerda del ala 2 principal (que une el punto más delantero y el punto de extremo del perfil), siendo el ángulo alfa entre ellos el ángulo de ataque del ala principal.

20 Además, se muestra una línea 14 inferior del perfil de la aleta W (que representa esquemáticamente una de las aletas 8, 9, 10) y el ángulo entre esta línea 14 inferior y la línea inferior del perfil de ala principal es gamma, el denominado ángulo de incidencia. En cuanto a la ubicación de la definición de las líneas de cuerda a lo largo de la respectiva envergadura del ala y de las aletas se hace referencia a lo que se ha explicado anteriormente.

25 Las figuras 3a y b ilustran un vórtice de punta como presente en cualquier punta de ala durante el vuelo. Los campos de flechas en los lados derechos simbolizan el componente de la velocidad de flujo de aire en el plano de dibujo en cuanto a dirección y magnitud (longitud de flecha). La figura 3a muestra un punto de  $x = 2.5$  m ( $x = 0$  que corresponde al extremo frontal de la punta de ala) y la figura 3b que se relaciona con una ubicación corriente abajo de  $x = 3.4$  m. Se puede ver que el vórtice de punta "se desarrolla con x creciente" y que el vórtice está bastante concentrado alrededor de la punta de ala y desaparece rápidamente con distancia creciente desde la misma. Esta declaración se relaciona con casi cualquier dirección cuando se inicia desde la punta de ala sin diferencias cualitativas pero también pequeñas cuantitativas.

30 Además, las figuras 3a y b ilustran que el vórtice de punta de ala agrega principalmente algún componente ascendente a la velocidad de flujo de aire junto con algún componente hacia afuera en la región inferior y algún componente hacia adentro en la región superior. Con esto en mente, se puede entender que la figura 2 muestra una dirección de flujo local que tiene un ángulo beta con la dirección de vuelo x. Esta dirección de flujo local (siendo los componentes perpendiculares al plano de dibujo de la figura 2 ignorados) ataca la aleta W simbólica y provoca una sustentación  $L_n$  de la misma como se muestra por una flecha. Esta sustentación es perpendicular a la dirección de flujo por definición. Puede verse como una superposición de un componente verticalmente hacia arriba y un componente de empuje positivo  $F_{x_n,L}$ .

35 Principalmente lo mismo se aplica al arrastre  $D_n$  de la aleta W. Hay un componente de empuje negativo del arrastre, a saber  $F_{x_n,D}$ . La contribución de empuje de la aleta W como se denomina anteriormente en esta descripción es de este modo la diferencia de la misma, a saber  $F_{x_n} = F_{x_n,L} - F_{x_n,D}$  y es positiva aquí. Esto está previsto por la invención, a saber una contribución de empuje efectiva positiva de una aleta.

40 La figura 4 muestra el ala 2 principal y dos aletas de ejemplo de la figura 2, a saber 8 y 9. El ala 2 está algo inclinada en relación con el eje y mediante un denominado ángulo de flecha y tiene una longitud de línea de cuerda que disminuye con la distancia desde el cuerpo 7 base desde una longitud de línea de cuerda de raíz  $c_r$  hasta una longitud de línea de cuerda de punta  $c_t$ . En un extremo 15 exterior de ala, están montadas las aletas 8 y 9, compárese también con la figura 5.

45 La figura 5 muestra el ala 2 y las aletas 8 y 9 en una proyección en un plano y-z y la longitud b del ala 2 principal (siendo b medido desde el centro del cuerpo 7 base en  $y = 0$  a lo largo de la envergadura del ala 2 principal como se explicó anteriormente) y las respectivas longitudes  $b_1$  y  $b_2$  de aletas 8 y 9, respectivamente. Para simplicidad, el ala 2 y aletas 8 y 9 se muestran rectas y horizontales, solamente. Sin embargo, una inclinación relativa al ala 2 alrededor de un eje paralelo al eje x no llevaría a cambios cualitativos.

La figura 6 muestra un diagrama que incluye dos gráficos. El eje vertical se relaciona con beta (compárese con figura 2), a saber el ángulo de inclinación de la dirección de flujo de aire local en una proyección en un plano x-z.

55 La línea horizontal muestra "eta", a saber la distancia desde el extremo 15 exterior de ala dividida por b, la longitud de ala 2 principal.

Un primer gráfico con cruces se relaciona con la condición sin aletas 8 y 9 y de este modo corresponde a las figuras 3a y b, cualitativamente. El segundo gráfico que muestra círculos se relaciona con una distribución de flujo de aire corriente abajo de la primera aleta 8 y de este modo corriente arriba de la segunda aleta 9 (el primer gráfico se relaciona con la misma posición x). Los gráficos resultan de una simulación por ordenador de la distribución de flujo de aire (tales como figuras 3a y b).

Se puede ver fácilmente que el primer gráfico muestra un máximo 16 cerca del extremo 15 exterior de ala mientras que el segundo gráfico tiene un máximo 17 allí, un mínimo intermedio alrededor de  $\eta = 1.025$  y un máximo 18 adicional alrededor de  $\eta = 1.055$ , y disminuye hacia afuera desde allí. Además, el segundo gráfico cae a un valor de más de 50 % de su máximo más pequeño (izquierda) y más de 40 % de su máximo más grande (derecha) mientras que cae a un valor de todavía más de 25 % de su máximo más grande en aproximadamente  $\eta = 1.1$ , por ejemplo a una distancia de aproximadamente 10 % de b desde el extremo 15 exterior de ala. Esta distribución de ángulo es una buena base para la función ya descrita de la aleta9, compárese con figura 2.

Se han hecho simulaciones sobre la base del avión tipo Airbus A320. Se explicarán a continuación. Hasta ahora, los inventores han logrado una reducción de alrededor 3 % del arrastre total del avión con tres aletas como se muestra en la figura 1 por medio de la contribución de empuje de las aletas y un pequeño aumento de la fuerza de sustentación total (en la región de tal vez 1% de aumento de sustentación). El aumento de sustentación permite que el avión vuele con una inclinación algo menor (compárese con alfa en figura 2) lo cual lleva a una reducción adicional del arrastre total. Estas simulaciones han sido hechas mediante el programa de ordenador CFD (dinámica de fluidos computacional) de ANSYS.

Como un estudio básico general, simulaciones por ordenador para optimización de la contribución de empuje de un conjunto de dos aletas (primera y segunda aleta) con una superficie aerodinámica de ala principal estándar NACA 0012 y una superficie aerodinámica de aleta NACA 2412 y sin ninguna inclinación de la aleta en relación con el ala principal (de este modo con una configuración a lo largo de las figuras 4 y 5) han demostrado que una relación 5 de aspecto es una buena opción. Aunque las relaciones de aspecto más altas son más eficientes en un sentido aerodinámico, tienen un área más pequeña y de este modo, producen fuerzas más pequeñas (y de este modo un empuje pequeño). En otras palabras, dentro de la limitación de una longitud  $b_2$  (envergadura) de 1.5 m (para el A320), se prefiere un área sustancial de aleta. Por otro lado, una relación de aspecto demasiado baja aumenta el arrastre y disminuye la eficiencia en una cantidad que finalmente reduce el empuje efectivo por medio de un arrastre aumentado. Considerándolo todo, las simulaciones CFD mostraron repetidamente valores óptimos alrededor de 5.

Sobre esta base, se ha elegido que la longitud  $b_1$  de la primera aleta 8 corriente arriba para el A320 sea 2/3, a saber 1 m con el fin de permitir que la segunda aleta 9 corriente abajo aproveche la parte principal de la región de vórtice ampliada, compárese de nuevo la configuración de las figuras 4 y 5 y los resultados en la figura 6.

La longitud media de cuerda resulta de la longitud de los dedos y de la relación de aspecto fija. Como es usual para alas de aviones, hay una disminución de la longitud de línea de cuerda en una dirección hacia afuera. Para la primera aleta 8 corriente arriba, la longitud de línea de cuerda en la raíz es 400 mm y en la parte superior es 300 mm, mientras que para la segunda aleta 9 corriente abajo la longitud de cuerda de raíz es 600 mm y la longitud de cuerda de punta es 400 mm. Estos valores han sido elegidos de manera intuitiva y arbitraria.

Para las aletas, en lugar del NACA 2412 mencionado anteriormente (fácilmente disponible) de las simulaciones preliminares, se ha elegido una superficie aerodinámica transónica RAE 5214 que es una superficie aerodinámica transónica estándar y está bien adaptada a las condiciones aerodinámicas del A320 a su velocidad y altitud de recorrido típicas, compárese a continuación. El Airbus A320 es un avión de modelo bien documentado y económicamente importante para la presente invención.

Los parámetros más influyentes son los ángulos de incidencia  $\gamma$  y el ángulo diédrico  $\delta$  (a saber la inclinación con respecto a una rotación alrededor de un eje paralelo a la dirección de recorrido). En un primer estudio de mapeo aproximado, las etapas de mapeo fueron  $3^\circ$  a  $5^\circ$  para  $\gamma$  y  $10^\circ$  para  $\delta$ . En este mapeo aproximado, se han incluido en las simulaciones un primero y un segundo pero no un tercero con el fin de tener una base para un estudio de la tercera aleta.

La figura 7 ilustra el ángulo  $\gamma$ , a saber  $\gamma_1$  de aleta 8, la primera aleta, y  $\gamma_2$  de aleta 9, la segunda aleta, ambos mostrados como superficies aerodinámicas (compárese con figura 2) y con sus líneas de cuerda en relación con el superficie aerodinámica de ala principal y su línea de cuerda. La figura 8 ilustra el ángulo  $\delta$  en una perspectiva como en la figura 5, pero menos esquemática. De nuevo, el  $\delta_1$  está relacionado con la primera aleta 8 y  $\delta_2$  con la segunda aleta 9. Las estructuras en la parte izquierda de la figura 8 son estructuras transitorias como se usan para las simulaciones CFD. Estas estructuras no corresponden al ala principal real de A320 en la cual deben montarse las aletas, las estructuras delgadas en el medio y en la derecha, pero definen un modelo pragmático para permitir la simulación.

La figura 9 muestra una vista en planta en un ala principal del A320, la punta de ala está orientada hacia abajo y el cuerpo base no se muestra pero estaría en la parte superior. La figura 9 muestra un ala 20 principal del A320 que en

realidad tiene una denominada estructura de aleta directriz, a saber una placa vertical, en el extremo del ala que se ha omitido aquí, debido a que debe ser sustituida por las aletas de acuerdo con la invención.

5 La figura 10 muestra el ala 20 principal de la figura 9 en una vista frontal, en la figura 11 muestra el ala 20 principal en una vista lateral (perspectiva perpendicular a la dirección de recorrido - X). La geometría en V algo inclinada de las alas principales del A320 se puede ver en las figuras 10 y 11.

10 Se ha elegido una velocidad de recorrido típica de 0.78 mach y una altitud de recorrido típica de 35,000 pies lo cual significa una densidad de aire de 0.380 kg/m<sup>3</sup> (comparación: 1.125 kg/m<sup>3</sup> en tierra), una presión estática de 23.842 Pa, una temperatura estática de 218.8 K y una velocidad verdadera de aire (TAS) de 450 kts que es 231.5 m/s. La velocidad elegida aquí es razón de un modelo de simulación compresible en contraste con los modelos de simulación  
15 incompresibles más simples apropiados para velocidades más bajas y de este modo en particular para aviones de pasajeros más pequeños. Esto significa que la presión y temperatura son variables en el flujo de aire y que aparecen áreas locales con velocidades de aire por encima de 1 Mach lo cual se denomina un flujo transónico. El peso total del avión es aproximadamente 70 toneladas. Un ángulo típico de ataque alfa es 1.7° para el extremo de ala principal en conformación en vuelo. Este valor se ilustra en la figura 2 y se relaciona con el ángulo entre la línea de cuerda del ala principal en su extremo de punta con la dirección de vuelo real. Se ha determinado mediante variación de este ángulo y cálculo de la fuerza de sustentación total resultante de las dos alas principales. Cuando igualan las 70 ton. requeridas, el valor mencionado es aproximadamente correcto.

En este mapeo, se ha elegido como un óptimo un cierto conjunto de parámetros, subsecuentemente denominado V0040, y ha sido la base para las siguientes comparaciones más detalladas.

20 Los valores gamma y delta de las aletas 8 y 9 ("dedo 1 y dedo 2") se enumeran en la tabla I que muestra que la primera aleta 8 tiene una gamma de -10° y un delta de -20° (la prioridad negativa significa una rotación en sentido contrario a las agujas del reloj con respecto a las figura 7 y 8) mientras que la segunda aleta 9 tiene una gamma de -5° y un delta de -10°. Iniciando desde allí, en la tercera y cuarta línea de la tabla I, gamma de la primera aleta 8 se ha disminuido y aumentado en 2°, respectivamente, y en la quinta y sexta líneas, delta de la primera aleta 8 se ha disminuido y  
25 aumentado en 10°, respectivamente. Las siguientes cuatro líneas repiten la misma programación para la segunda aleta 9. Para comparación, la primera línea se relaciona con un ala principal sin aleta (y sin aleta directriz). En la columna izquierda de los valores ya mencionados de gamma y delta, se enumeran los números de las simulaciones. V0040 es el segundo.

30 A partir de la sexta columna, esto es justo a partir de los valores gamma y delta, se muestran los resultados de simulación, a saber la fuerza dirigida en X sobre una sección hacia afuera del ala principal (arrastre) en N (Newton como todas las otras fuerzas). En la séptima columna, se muestra la fuerza (sustentación) dirigida en Z sobre esta sección hacia afuera. La sección hacia afuera se define iniciando desde una línea límite de aproximadamente 4.3 m hacia adentro de la punta de ala principal. Se usa en estas simulaciones debido a que esta sección hacia afuera muestra una clara influencia de las aletas mientras que la sección hacia adentro y el cuerpo base no.

35 Las siguientes cuatro columnas muestran el arrastre y la sustentación de ambas aletas (siendo "dedo 1 y 2" la primera y segunda aleta). Por favor nótese que los datos del "dedo 1" en la primera línea se relacionan con una denominada punta de ala (en alemán: Randbogen) que es una estructura entre una interfaz exterior del ala principal y la estructura de aleta directriz ya mencionada. Esta punta de ala es más o menos un extremo exterior de ala algo redondeado y aquí se ha tratado como una "primera aleta" para hacer una comparación justa. Se sustituye por las aletas de acuerdo  
40 con la invención que están montadas en la misma interfaz.

La siguiente columna muestra la relación de sustentación/arrastre completa del ala incluyendo la sección hacia adentro y hacia afuera así como las aletas (con la excepción de la primera línea).

La siguiente columna es la reducción lograda por las dos aletas en las diversas configuraciones con respecto al arrastre ("fuerza X delta") y el valor relativo respectivo está en la penúltima columna.

45 Finalmente, se muestra la mejora relativa de relación de sustentación/arrastre. Por favor nótese que la tabla I comprende valores redondeados mientras que los cálculos se han hecho mediante los valores exactos lo cual explica algunas pequeñas inconsistencias cuando se verifican los números en la tabla I.

50 Se puede ver fácilmente que V0040 debe estar cerca de un óptimo local dado que la reducción de arrastre y la mejora de relación de arrastre a sustentación de 2.72 % y 6.31 %, respectivamente, son con los mejores resultados en la tabla completa. La pequeña disminución de gamma de la primera aleta 8 (desde -10 a -8) lleva a resultados en la cuarta línea (V0090) que son incluso un poco mejores. Lo mismo se aplica a una disminución de delta de la segunda aleta 9 desde -10° a 0°; compárese con V0093 en la penúltima línea. Además, una reducción de delta de la primera aleta 8 desde -20° a -30° deja los resultados casi sin cambios, compárese con V0091. Sin embargo, todos los otros resultados son más o menos notablemente peores.

55 La figura 12 muestra una vista lateral en la perspectiva de la figura 11 pero con las dos aletas agregadas al ala principal en la figura 11 y, adicionalmente, con dos líneas rayadas para referencia posterior (líneas de referencia para ángulo de velocidad de aire) y la figura 13 muestra una vista en planta en la punta de ala principal y las dos aletas con las

mismas líneas de referencia que en la figura 12. Ambas líneas de referencia están corriente arriba del respectivo borde de ataque de la aleta en 10 cm y son paralelas a dicho borde de ataque.

La figura 14 es un diagrama comparable a la figura 6, a saber que muestra el ángulo beta en el eje vertical y la distancia desde la punta de ala principal a lo largo de las líneas de referencia que se acaban de explicar. El conjunto de parámetros básicos y simulación V0040 está representado por círculos, V0046 está representado por triángulos, y V0090 está representado por diamantes. Las líneas continuas se relacionan con la línea de referencia corriente arriba de la primera aleta 8 y las líneas de puntos a la otra, corriente arriba de la segunda aleta 9 y corriente abajo de la primera aleta 8. La tabla I clarifica que V0046 tiene una gamma reducida de la primera aleta 8 y V0090 una gamma aumentada de la primera aleta 8 con un tamaño de etapa de 2°.

10 En primer lugar, los gráficos muestran que la primera aleta 8 produce una región de vórtice significativamente "ampliada", incluso corriente arriba de la primera aleta 8 como se muestra mediante las líneas continuas. A diferencia de la figura 6, no hay un segundo máximo pronunciado (18 en la figura 6) sino un ángulo beta más o menos constante entre 0.5 m y aproximadamente 1.2 m. La longitud respectiva del ala principal es 16.35 m lo cual significa por ejemplo una eta de 1.031 para 1.5 m y de 1.07 para 1.2 m, aproximadamente (compárese con la figura 6).

15 Este valor beta está en la región de 9° que está en la región de 70 % del máximo en 0° (tanto para la línea de referencia entre ambas aletas, es decir el gráfico de puntos). Además, con el valor gamma reducido, V0046 (triángulos) muestra una beta aumentada corriente arriba de la primera aleta 8 y una beta disminuida corriente abajo de la misma. Al contrario de eso, con gamma aumentada, V0090 muestra una beta aumentada corriente abajo de la primera aleta 8 y una beta disminuida corriente arriba de la misma. De este modo, la inclinación gamma (ángulo de incidencia) puede mejorar la tendencia ascendente del flujo de aire en medio de las aletas, en particular para lugares más cercanos a la punta de ala principal que 1 m, compárese con la figura 14. En este caso, los valores beta por encima de una distancia de 1 m no se deterioran de esa manera. Los resultados en la tabla I muestran, que el rendimiento global de este conjunto de parámetros es incluso un poco mejor que V0040. Obviamente esto se debe a una arrastre global reducido (aunque se ha aumentado el ángulo de incidencia), es decir por una contribución más fuerte al empuje general.

25 Por otra parte, una reducción del valor gamma desde 10° a 8° y de este modo desde V0040 a V0046 lleva claramente a resultados sustancialmente deteriorados, compárese con la tabla I.

Por consiguiente, en una etapa adicional de optimización, se podrían analizar valores gamma superiores, pero no menores que 10° y posiblemente incluso un poco menores que 12°.

30 Además, la figura 15 muestra un diagrama análogo, pero para V0040 en comparación con V0092 y V0091. Aquí, el ángulo delta de la primera aleta 8 se ha variado desde -20° a -10° y a -30°, compárese con la tabla I y figura 8. Obviamente, esto tiene poco impacto en la distribución de ángulo de velocidad de aire (beta) corriente arriba de la primera aleta 8 (líneas continuas) pero tiene un impacto en los ángulos de corriente de aire corriente abajo de la misma (líneas de puntos). De nuevo, los valores beta aumentan un poco para distancias por debajo de 1 m al aumentar el valor delta, a saber para V0091. Los respectivos resultados de rendimiento en la tabla I son casi idénticos con los del V0040 y obviamente también con los valores beta en la figura 15.

35 Por otro lado, disminuir el valor delta a -10 y de este modo llevando ambas aletas en línea (como se ve en la dirección de vuelo) cambia cualitativamente el gráfico de puntos en la figura 15. Los valores beta se reducen hasta aproximadamente 1 m, a saber la longitud de la primera aleta 8, y se aumentan claramente por encima de ese valor de distancia. Aparentemente, la segunda aleta 9 está algo en el sotavento de la primera aleta 8 hasta 1 m y "ve" el vórtice de punta de aleta a distancias por encima de 1 m. En resumen, esto no mejora los resultados pero lleva a algún deterioro, como muestra la tabla I. Los inventores suponen que el aumento de beta a distancias por encima de 1 m no compensa la disminución de beta a distancias más pequeñas.

40 La figura 16 muestra otro diagrama análogo, ahora relacionado con una variación del ángulo gamma de la segunda aleta 9. De nuevo, esto obviamente no tiene mucho impacto en los valores beta corriente arriba de la primera aleta 8 (líneas continuas), pero tiene un impacto sustancial en los valores beta en medio de ambas aletas (líneas de puntos). Aquí, los valores beta aumentan con una pequeña disminución de gamma desde 5° a 3° y, por el contrario, disminuyen con un aumento de gamma desde 5° a 7°. De una manera similar como las líneas continuas en la figura 14, un giro hacia la corriente de aire de la aleta obviamente disminuye la inclinación de la corriente de aire corriente arriba de la aleta. Los resultados en la tabla I muestran claramente que ambas variaciones, V0038 y V0042 disminuyen los resultados de rendimiento. En particular, la reducción de beta entre ambas aletas mediante un aumento de gamma de la segunda aleta 9 deteriora sustancialmente la mejora de sustentación/arrastre. Además, una inclinación demasiado fuerte de la aleta produce más sustentación pero también produce un arrastre más sobreproporcionalmente y de este modo lleva a un deterioro.

50 Obviamente, con una siguiente etapa de optimización, el valor gamma de las aletas corriente abajo debería dejarse en 5°.

55 Finalmente, la figura 17 se relaciona con una variación del ángulo delta de la segunda aleta 9 y lleva a resultados similares como la figura 15: para V0094, los valores delta de ambas aletas son -20° y de nuevo la segunda 9 aleta parece estar en el sotavento de la aleta corriente arriba y muestra un fuerte impacto por el vórtice de punta de aleta

de la misma lo cual lleva a resultados comparativamente malos, en particular con respecto a la relación de arrastre a sustentación. Aumentar la diferencia delta entre ambas aletas en V0093 no cambia mucho en los valores beta y lleva a resultados similares (algo mejorados) en la tabla I. De nuevo, con una siguiente etapa de optimización, el rango de delta para la segunda aleta 9 entre 0° y -10° es interesante.

5 Sobre la base de los resultados anteriores, se han llevado a cabo investigaciones adicionales con tres aletas y de nuevo con base en lo que se ha explicado anteriormente en relación con el A320. Dado que el número de simulaciones factibles en total es limitado, los inventores se concentraron en lo que se ha encontrado para dos aletas. Por consiguiente, con base en los resultados comparables con respecto a la reducción de arrastre de más de 2.7 % y la relación de sustentación/arrastre para el ala completa (compárese con la cuarta última y segunda última columna en la tabla I), los parámetros subyacentes a V0040, V0090, V0091, y V0093 fueron considerados en particular. Por consiguiente, fueron realizadas simulaciones con valores variables para el ángulo de incidencia gamma y el ángulo diédrico delta de la tercera aleta sobre la base de estos cuatro conjuntos de parámetros y fueron evaluados de una manera similar como se explicó anteriormente para la primera y segunda aleta.

15 Simultáneamente, estaban disponibles datos con respecto a la conformación en vuelo del ala principal del A320 con el principal impacto de que la línea de cuerda en el extremo de ala principal del ala principal se gira desde la denominada conformación de plantilla que subyace a los cálculos explicados anteriormente en aproximadamente 1.5°. Esto se puede ver mediante los valores gamma ligeramente modificados que se explican a continuación. Aún adicionalmente, estaban disponibles datos relacionados con el arrastre del avión completo para diferentes inclinaciones del mismo, entonces, de tal manera que se podría evaluar el impacto de una mejora de la sustentación global (mediante una contribución de sustentación de las aletas así como mediante un aumento de la sustentación del ala principal debido a una limitación de las pérdidas inducidas por vórtice) en el arrastre global debido a una variación de la inclinación del avión.

Los resultados (que no se muestran aquí en detalle) mostraron que la base V0091 resultó favorable. La realización respectiva se explicará a continuación.

25 La figura 18 muestra una vista frontal de las aletas 8, 9, 10 de esta realización como se ve en la dirección x e ilustra los ángulos diédricos delta 1, 2, 3 de las tres aletas. La aleta más superior es la primera, la aleta media es la segunda, y la aleta más baja es la tercera corriente abajo. La figura 18 muestra cualitativamente, que un ángulo diédrico relativo sustancial, pero limitado entre las aletas sucesivas ha demostrado ser ventajoso también para la realización de tres aletas.

30 Tomando esta oportunidad, la figura 19 explica la definición de ángulo diédrico relativo. En la misma perspectiva que la figura 18, la primera y la segunda aleta se muestran junto con dos radios r1 y r2 de diferente tamaño. El punto de encuentro de una línea vertical y la horizontal es la raíz R (en el punto de división horizontalmente y el encuentro de los bordes de ataque verticalmente) y se muestra un vértice de un triángulo isósceles, cuyos otros dos vértices están en los bordes de ataque de las dos aletas y denominados como V1 y V2. El ángulo entre la línea R-V1 y la línea R-V2 es el ángulo diédrico relativo si se toma como un promedio de todos los radios ri posibles dentro de la más corta de las dos aletas, a saber la primera.

La diferencia visible entre la línea R-V1 desde el borde de ataque de la primera aleta está conectada con la flexión de la primera aleta que va a ser explicada a continuación que es también el fondo de la desviación entre la línea para delta 1 y la primera aleta en la figura. 18.

40 En esta conexión, los inventores han encontrado que los ángulos diédricos relativos promedio en este sentido son desde 5° a 35° con límites inferiores más preferidos de 7°, 9°, 11°, 13° y 15° y límites superiores más preferidos de 33°, 31°, 29°, 27°, y 25°, se prefieren tanto con respecto a la primera y segunda aletas como con la segunda y tercera aletas (si hay) en un sentido general y también independientemente de las realizaciones. Se puede mantener una cierta sinergia entre las aletas mientras que se puede evitar una posición demasiado "en el sotavento" de una aleta corriente abajo.

45 La figura 20 ilustra la flexión mencionada anteriormente de la primera aleta que es por así decirlo una distribución de una parte del ángulo diédrico a lo largo de una cierta porción de la longitud en el sentido de la envergadura. En realidad, en la figura 20, se muestra esquemáticamente un borde de ataque L que inicia desde una raíz R y se dobla a lo largo de una conformación de arco circular B que se extiende sobre un tercio (330 mm) de su longitud con un radio de 750 mm y un ángulo de arco de -15°. Ya al inicio de R el borde de ataque de la primera aleta tiene un ángulo diédrico de -20°. Esto significa que hacia afuera de la flexión, el ángulo diédrico para el segundo y tercer tercio de la longitud de la primera aleta es en realidad -35°. En un promedio a lo largo de toda la longitud en el sentido de la envergadura de la primera aleta desde R hasta su extremo hacia afuera, resulta un ángulo diédrico promedio de aproximadamente -30°, de los cuales -15° se han "distribuido" a lo largo del arco como se describe.

55 La razón es que en esta realización particular, un borde de ataque recto de la primera aleta con un ángulo diédrico de -30° ha hecho algo difícil proporcionar una transición suave de un borde de ataque al del extremo de ala principal (en la denominada región de carenado) mientras que con un ángulo diédrico de -20° la transición suave no ha causado ningún problema. Por lo tanto, con el fin de permitir un valor medio de -30° se ha elegido la solución de la figura 20.

En general, está dentro de las enseñanzas de esta invención usar conformaciones de aletas que no sean rectas a lo largo de la dirección en el sentido de la envergadura tal como se muestra en la figura 20. Incluso podrían ser en forma de arco a lo largo de la longitud completa como se señaló anteriormente. Lo que es más relevante en el punto de vista de los inventores, es el ángulo diédrico relativo en un sentido promedio. Si por ejemplo, una primera y una segunda aleta estuvieran ambas en forma de arco de una manera similar de tal manera que la construcción de triángulo isósceles explicada anteriormente con un vértice fijo en la raíz se inclinaría cada vez más con la longitud creciente de los lados iguales de la misma debido a la curvatura de los bordes de ataque de aletas, el ángulo diédrico relativo de acuerdo con esta construcción podría incluso permanecer casi constante a lo largo de los bordes de ataque. Aun así, en una cierta porción a lo largo de la longitud en el sentido de la envergadura de por ejemplo la segunda aleta, la porción próxima a lo largo de la longitud en el sentido de la envergadura de la primera aleta se posicionaría en relación con la segunda aleta de una manera que está bien descrita por el ángulo diédrico relativo (recuérdese la conformación algo giratoriamente simétrica del vórtice en el extremo de ala) y está bien descrita por la construcción de triángulo.

Los ángulos diédricos absolutos de la segunda y la tercera aletas en esta realización son  $\delta_2 = -10^\circ$  y  $\delta_3 = 10^\circ$ , en donde estas dos aletas de esta realización no tienen una conformación de arco como se explica a lo largo de la figura 20. Por consiguiente, el ángulo diédrico relativo entre la primera y la segunda aleta es  $20^\circ$ , es el mismo que el ángulo diédrico relativo entre la segunda y la tercera aleta, y la primera aleta está más inclinada hacia arriba que la segunda aleta, estando la segunda aleta más inclinada hacia arriba que la tercera aleta, compárese con la figura 18. El ángulo  $\delta_1$  mostrado en la figura 18 es el ángulo diédrico de partida en la raíz de la primera aleta, a saber  $-20^\circ$  en lugar del valor promedio de  $-30^\circ$ .

En cuanto a los ángulos de incidencia, se hace referencia a la figura 21 que muestra una vista lateral y secciones a través de las tres aletas 8, 9, 10, y del ala 2 principal. Los planos de sección son diferentes, naturalmente, a saber 10 % hacia afuera de la longitud en el sentido de la envergadura de las aletas desde las respectivas posiciones de división, y 10 % hacia adentro en el caso del ala 2 principal, para proporcionar líneas de cuerda sin alteraciones. Las líneas de cuerda y los respectivos ángulos  $\gamma_1, 2, 3$  se muestran en la figura 21. Los ángulos son  $\gamma_1 = -9^\circ$  para la primera aleta,  $\gamma_2 = -4^\circ$  para la segunda aleta y  $\gamma_3 = -1^\circ$  para la tercera aleta, siendo todos definidos en relación con la línea de cuerda de ala principal en la posición hacia afuera descrita y en la conformación en vuelo de las aletas y del ala principal (todos los parámetros explicados para esta realización se relacionan con la conformación en vuelo).

La figura 21 también muestra los respectivos puntos de rotación en la línea de cuerda del ala 2 principal así como en la línea de cuerda de la respectiva aleta 8, 9, 10. En términos de la respectiva longitud de línea de cuerda de las aletas, los puntos de rotación están aproximadamente en un tercio de la misma. En términos de la longitud de línea de cuerda del ala 2 principal, el punto de rotación de la primera aleta está en 16.7 % (siendo 0 % el punto más frontal en la línea de cuerda), el punto de rotación de la segunda aleta está en 54.8 %, y el punto de rotación de la tercera aleta está en 88.1 %.

La figura 22 ilustra el ángulo de flecha  $\epsilon$  de una aleta 9 representativa, a saber el ángulo entre el borde de ataque de la misma y una dirección (y en la figura 22) que es horizontal y perpendicular a la dirección de vuelo. En este documento, se cree que la aleta 9 es horizontal (siendo  $\delta$  y  $\gamma$  cero de manera ficticia). Alternativamente, la longitud en el sentido de la envergadura de la aleta 9 podría usarse en lugar de su extensión real en la dirección y cuando se proyecta sobre un plano horizontal. Por favor nótese que también la conformación de arco de la aleta 8 como se explica a lo largo de la figura 22 se consideraría desenrollada. En otras palabras, la longitud en el sentido de la envergadura incluye la longitud del arco.

En la presente realización, el ángulo de flecha del ala 2 principal es  $27.5^\circ$ . Las variaciones iniciando por este valor mostraron que un ángulo de flecha aumentado de  $32^\circ$  es preferible para las aletas, en otras palabras un ángulo de flecha de  $4.5^\circ$  en relación con el ángulo de flecha del ala principal. Esto se aplica para la segunda y para la tercera aletas 9, 10 en esta realización mientras que para la primera aleta 8, el ángulo de flecha se ha aumentado ligeramente a  $34^\circ$  con el fin de preservar una cierta distancia en la dirección x al borde de ataque de la segunda aleta 9, compárese con la vista superior en la figura 25 explicada a continuación.

La figura 23 es una vista superior ficticia de las tres aletas 8, 9, 10, para explicar su conformación. Es ficticio debido a que los ángulos diédricos y los ángulos de incidencia son cero en la figura 23 y la conformación de arco de la primera aleta 8 está desenrollada. La figura 23, de este modo, muestra la respectiva longitud  $b_1, 2, 3$  en el sentido de la envergadura. Además muestra las longitudes  $cr_1, 2, 3$  de líneas de cuerda, en 10 % de la longitud en el sentido de la envergadura hacia afuera de los puntos de división (estando estos en la parte inferior de la figura 23) así como las longitudes  $ct_1, 2, 3$  de líneas de cuerda de punta, en 10 % hacia adentro de las puntas de las aletas.

Los valores reales son (en el orden primera, segunda, tercera aleta): una longitud  $cr$  de cuerda de raíz de 0.4 m, 0.6 m, 0.4 m; una longitud  $ct$  de cuerda de punta de 0.3 m, 0.4 m, 0.25 m; una longitud  $b$  en el sentido de la envergadura de 1 m, 1.5 m, 1.2 m. Esto corresponde a una longitud  $cr$  de cuerda de raíz de aproximadamente 25 % de la longitud de cuerda de ala principal en su extremo (como se define), aproximadamente 37 % y aproximadamente 25 %; una longitud de cuerda de punta en relación con la longitud de cuerda de raíz de 75 %, 67 % y 63 %; y una longitud en el sentido de la envergadura en relación con la longitud de ala principal en el sentido de la envergadura (16.4 m) de 6.1 %, 9.2 %, 7.3 %, respectivamente.

Por favor nótese que el ángulo de flecha como se muestra en la figura 23 no es un resultado de operación de rotación. Esto se puede ver ya que las longitudes  $c_r$  y  $c_t$  de líneas de cuerda permanecen sin cambios y permanecen en el plano x-z, en otras palabras horizontales en la figura 23. Esto es necesario con el fin de no alterar la superficie aerodinámica mediante la introducción del ángulo de flecha.

- 5 Aún adicionalmente, la figura 23 muestra un redondeo de la respectiva esquina exterior delantera de la conformación de las aletas. Este redondeo se relaciona con la región entre 90 % y 100 % de la longitud en el sentido de la envergadura en donde la longitud de línea de cuerda se reduce continuamente desde 90 % a 100 % de la longitud en el sentido de la envergadura en 50 % de la longitud de línea de cuerda de tal manera que en la vista superior de la figura 23 se genera una conformación de arco. Es una práctica común usar redondeos en las esquinas exteriores delanteras de las alas para evitar turbulencias en las conformaciones de esquinas afiladas. Mediante la reducción recién explicada de la longitud de línea de cuerda en el 10 % exterior de la longitud en el sentido de la envergadura, se puede preservar la naturaleza cualitativa de la superficie aerodinámica.

- 15 La superficie aerodinámica usada aquí está adaptada a las condiciones transónicas en el ala principal del A320 a su velocidad y altitud de recorrido típicas y se denomina RAE 5214. Como se acaba de explicar esta superficie aerodinámica todavía es válida en el 10 % exterior de la longitud en el sentido de la envergadura de las aletas.

Aún adicionalmente, este borde de salida (opuesto al borde de ataque) de las aletas está desafilado por razones de fabricación y estabilidad cortándolo a 98 % de la longitud de línea de cuerda respectiva para todas las aletas.

- 20 La transformación de las conformaciones mostradas en la figura 23 a la geometría 3D real es como sigue: primero, se introducen los ángulos de flecha que ya se muestran en la figura 23. En segundo lugar, se introduce la flexión de la primera aleta a lo largo del tercio interior de su longitud en el sentido de la envergadura con el radio de 750 mm y un ángulo de 15°. Luego, las aletas se inclinan mediante una rotación por el ángulo de incidencia  $\gamma$ . Luego, se ajustan los ángulos diédricos, a saber inclinando la primera aleta en 20° hacia arriba (siendo otros 15° en la flexión), la segunda aleta en 10° hacia arriba y la tercera aleta en 10° hacia abajo.

- 25 Por favor nótese que el procedimiento de transformación anterior no se relaciona con la conformación de plantilla ni con la geometría como se fabrica que es ligeramente diferente y depende de las propiedades elásticas del ala principal y las aletas. Estas propiedades elásticas están sujetas a la estructura mecánica del ala y de las aletas que no es parte de la presente invención y pueden ser muy diferentes de un caso a caso. Sin embargo, es una práctica común que el ingeniero mecánico prediga las deformaciones mecánicas bajo cargas aerodinámicas mediante por ejemplo cálculos de elementos finitos. Un ejemplo de un programa de ordenador práctico es NASTRAN.

- 30 De este modo, dependiendo de la implementación real, la conformación de plantilla puede variar aunque la conformación en vuelo podría no cambiar. Naturalmente, es la conformación en vuelo la responsable del rendimiento aerodinámico y de las ventajas económicas de la invención.

- 35 La tabla II muestra algunos resultados cuantitativos de la realización de tres aletas recién explicada (P0001). Se compara con el A320 sin la invención, pero, a diferencia de la tabla I, que incluye la denominada aleta directriz. Esta aleta directriz es una estructura similar a aleta y omitiendo la aleta directriz, como en la tabla I, se relaciona con las mejoras mediante la adición de una construcción de (dos) aletas de acuerdo con la invención a un avión sin aletas mientras que la tabla II muestra las mejoras de la invención, a saber su realización de tres aletas, en relación con el A320 real como se usa en la práctica incluyendo la aleta directriz. Esto se llama B0001.

- 40 Las relaciones de sustentación a arrastre para ambos casos se muestran (L/D) en la segunda y tercera columna y la mejora relativa de la invención se muestra como un valor porcentual en la cuarta columna. Este es el caso de seis masas totales diferentes del avión entre 55 t y 80 t mientras que la tabla I se relaciona con 70 t, solamente. Las diferencias entre las masas se deben principalmente al contenido de tanque y de este modo a la distancia de recorrido.

- 45 La tabla II muestra claramente que la mejora de sustentación a arrastre mediante la invención en relación con el A320 real está entre casi 2 % en un caso ligero y casi 5 % en un caso pesado. Esto demuestra que la invención es tanto más efectiva cuanto más pronunciado es el vórtice producido por el ala principal (en el caso pesado, la sustentación requerida es mucho mayor, naturalmente). En comparación con la tabla I, las mejoras de relación de sustentación a arrastre son menores (alrededor de 6.3 % para los mejores casos en la tabla I). Esto se debe al efecto positivo de la aleta directriz convencional incluida en la tabla II y a la deformación en vuelo del ala principal, a saber una cierta torsión del ala principal que reduce el vórtice en una cierta medida. Para un caso típico de 70 t, la reducción de arrastre de un A320 que incluye la realización de tres aletas de la invención en comparación con el A320 convencional que incluye aleta directriz es aproximadamente 4 % (solo ala) y 3 % (avión completo), en la actualidad. Esta mejora se debe principalmente a una contribución de empuje principalmente de la segunda aleta y también a una contribución limitada de sustentación de las aletas y a una sustentación mejorada del ala principal por medio de una reducción del vórtice. Como se explicó anteriormente, las contribuciones de sustentación permiten una menor inclinación del avión completo en condición de vuelo de recorrido y de este modo pueden "transformarse" en una reducción de arrastre. El resultado es aproximadamente 3 % como se acaba de establecer.

Para ilustración, las figuras 24 a 27 muestran la conformación 3D del A320 y tres aletas, a saber una vista en perspectiva en la figura 24 del avión completo, una vista superior en el extremo de ala principal y las aletas en la figura

25 (contra la dirección z), una vista lateral (en dirección y) en la figura 26, y finalmente una vista frontal (en dirección x) en la figura 27.

Las figuras muestran transiciones suaves en la región de carenado entre el extremo de ala principal y las aletas y también algo de engrosamiento en la porción hacia adentro de los bordes de salida de la primera y segunda aletas. Estas estructuras son intuitivas y están previstas para evitar turbulencias.

5

Español CIPC	Dedo 1		Dedo 2		Sección fuera de borda de ala		Sección fuera de borda de ala		Dedo 1		Dedo 2		Relación de sustentación/ arrastre de ala completa	Fuerza X delta [N]	reducción de arrastre [%]	Mejora de relación de sustentación/ arrastre [%]
	Y	X	Y	X	Fuerza X [Nm]	Fuerza Z [Nm]	Fuerza X [Nm]	Fuerza Z [Nm]	Fuerza X [Nm]	Fuerza Z [Nm]	Fuerza X [Nm]	Fuerza Z [Nm]				
V0040_L02	-10	-20	-05	-10	839	68862	-38	1805	6331	0	0	0	23,9	-473	-2,72	6,33
V0040_A245_L02	-08	-20	-05	-10	730	67892	-180	1805	2339	-200	-244	8553	24,4	-473	-2,72	6,33
V0045_A245_L02	-12	-20	-05	-10	731	68172	-151	2339	2339	-200	-200	6202	24,2	-422	-2,41	5,91
V0050_A245_L02	-10	-20	-05	-10	733	67839	-237	2339	1230	-281	-281	6185	24,4	-485	-2,78	6,32
V0052_A245_L02	-10	-20	-05	-10	719	67718	-162	1398	1398	-222	-222	4832	24,3	-469	-2,68	6,16
V0053_A245_L02	-10	-20	-05	-10	743	65214	-150	1716	1716	-165	-165	4791	24,4	-473	-2,71	6,32
V0038_A245_L02	-10	-20	-03	-10	784	68711	-173	1916	1916	-146	-146	5931	24,2	-588	-2,10	6,09
V0042_A245_L03	-10	-20	-07	-10	711	67221	-150	1688	1688	-337	-337	3372	24,2	-488	-2,87	5,98
V0059_A245_L02	-10	-20	-05	-20	709	67910	-166	1921	1921	-240	-240	4394	24,4	-478	-2,73	6,34
V0084_A245_L02	-10	-20	-08	-20	734	68031	-165	1688	1688	-289	-289	4976	24,3	-461	-2,64	5,96

Tabla 1

# ES 2 968 805 T3

Tabla II

P0001 vs B0001 - solo ala

	P0001 L/D	B0001 L/D	Mejora de relación de sustentación/arrastre
m [t]			[%]
55.0	27.7	27.1	1.9
60.0	27.1	26.3	2.8
65.0	25.8	24.9	3.5
70.0	24.1	23.1	4.1
75.0	22.3	21.3	4.5
80.0	20.5	19.6	4.7

REIVINDICACIONES

1. Un ala (2, 3) para un avión (1) que tiene una longitud (b) de ala en el sentido de la envergadura desde un cuerpo (7) base de dicho avión (1) hacia un extremo (15) exterior de ala  
 5 y al menos tres aletas (8-10) en dicho extremo (15) exterior de ala conectadas a dicha ala (2, 3), precediendo una primera (8) de dichas aletas corriente arriba a una segunda (9) de dichas aletas más corriente abajo, y precediendo dicha segunda (9) a una tercera (10) de dichas aletas aún más corriente abajo en una dirección de vuelo de dicho avión (1),  
 10 estando dicha primera aleta (8) dispuesta para producir un flujo de aire de vórtice de punta de aleta adicionalmente a un flujo de aire de vórtice de punta de ala producido por dicha ala (2, 3), de tal manera que dicho flujo de aire de vórtice de punta de aleta y dicho flujo de aire de vórtice de punta de ala se superpongan a un flujo de aire de vórtice combinado en un plano entre dicha primera y segunda aletas (8, 9) y perpendicular a dicha dirección de vuelo,  
 15 estando dicha primera aleta (8) dispuesta para ampliar una región de dicho flujo de aire de vórtice por medio de dicha superposición, en donde dicha segunda aleta (9) está adaptada para producir una sustentación aerodinámica que tiene un componente de empuje positivo ( $F_{xn}$ ), en dicho flujo de aire de vórtice, y en donde dicha segunda aleta (9) tiene una longitud (b2) en el sentido de la envergadura de entre 105 % y 180 % de una longitud (b1) en el sentido de la envergadura de dicha primera aleta (8) y dicha tercera aleta (10) tiene una  
 20 longitud en el sentido de la envergadura de entre 60 % y 100 % de dicha segunda aleta (9) que está corriente arriba de dicha tercera aleta (10).
2. El ala (2, 3) de la reivindicación 1 en donde dicha primera aleta (8) tiene una longitud (b1) en el sentido de la envergadura de entre 3 % y 8 % de dicha longitud (b) de ala en el sentido de la envergadura.
3. El ala (2, 3) de una de las reivindicaciones precedentes en donde dicha primera aleta (8) tiene una relación de  
 25 aspecto de entre 3 y 7.
4. El ala (2, 3) de una de las reivindicaciones precedentes en donde dicha segunda aleta (9) tiene una relación de aspecto de entre 3 y 7.
5. El ala (2, 3) de una de las reivindicaciones precedentes en donde dicha segunda aleta (9) tiene un perfil de ala asimétrico para aumentar dicho componente de empuje ( $F_{xn}$ ).
6. El ala (2, 3) de una de las reivindicaciones precedentes en donde dicha primera y dicha segunda aletas (8, 9) tienen  
 30 una orientación hacia arriba en relación con dicha ala (2, 3) como se ve en dicha dirección de vuelo.
7. El ala (2, 3) de una de las reivindicaciones precedentes en donde un ángulo de velocidad de aire en relación con dicha dirección de vuelo de dicho flujo de aire de vórtice combinado, como dependiente de una distancia desde una  
 35 región de ángulo (17) máximo de velocidad de aire en dicho extremo (15) exterior de ala, tiene un máximo (18) intermedio a alguna distancia desde dicho extremo (15) exterior de ala y no cae a valores de dicho ángulo de velocidad de aire por debajo de 25 % del menor de dicho ángulo (17) máximo de velocidad de aire y dicho máximo (18) intermedio, preferiblemente tampoco por debajo de 25 % de uno mayor del mismo, entre dicho máximo (18) intermedio y dicho ángulo (17) máximo de velocidad de aire de extremo exterior de ala.
8. El ala (2, 3) de una de las reivindicaciones precedentes en donde un ángulo de velocidad de aire en relación con  
 40 dicha dirección de vuelo de dicho flujo de aire de vórtice combinado como dependiente de una distancia desde una región de un ángulo (17) máximo de velocidad de aire en dicho extremo (15) exterior de ala, mantiene un valor de al menos 25 % de dicho ángulo máximo de velocidad de aire hasta un valor de dicha distancia de al menos 5 % de dicha longitud (b) de ala en el sentido de la envergadura de dicha ala (2, 3).
9. El ala de una de las reivindicaciones precedentes en donde dicha primera aleta (8) está inclinada hacia arriba en  
 45 relación con dicha segunda aleta (9) y dicha segunda aleta (9) está inclinada hacia arriba en relación con dicha tercera aleta (10).
10. El ala de una de las reivindicaciones precedentes, estando dicha tercera aleta (10) adaptada para producir una sustentación que tiene un componente de empuje positivo.
11. Un avión (1) que tiene dos alas (2, 3) mutuamente opuestas de acuerdo con una de las reivindicaciones  
 50 precedentes.
12. Un método de producción de un ala (2, 3) de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 10 o un avión (1) de acuerdo con la reivindicación 11.

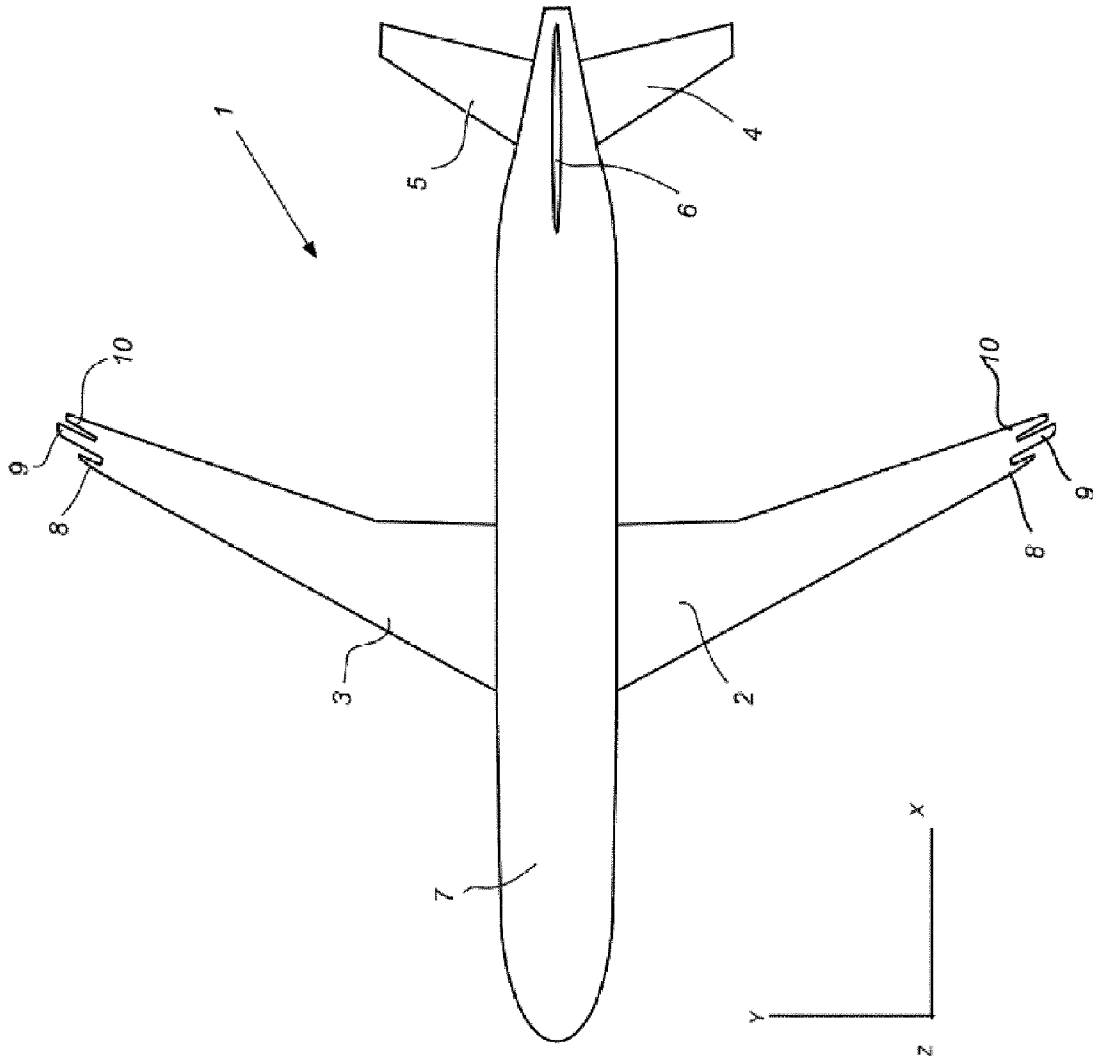


Fig. 1

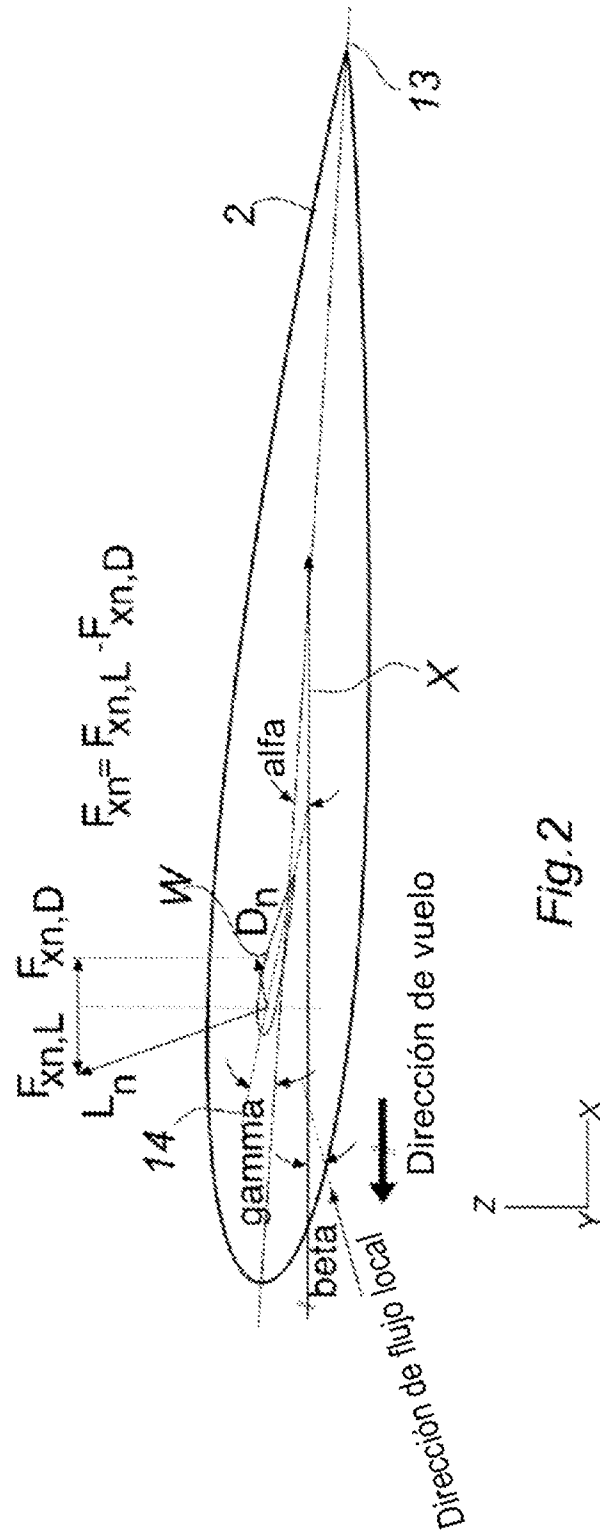


Fig.2

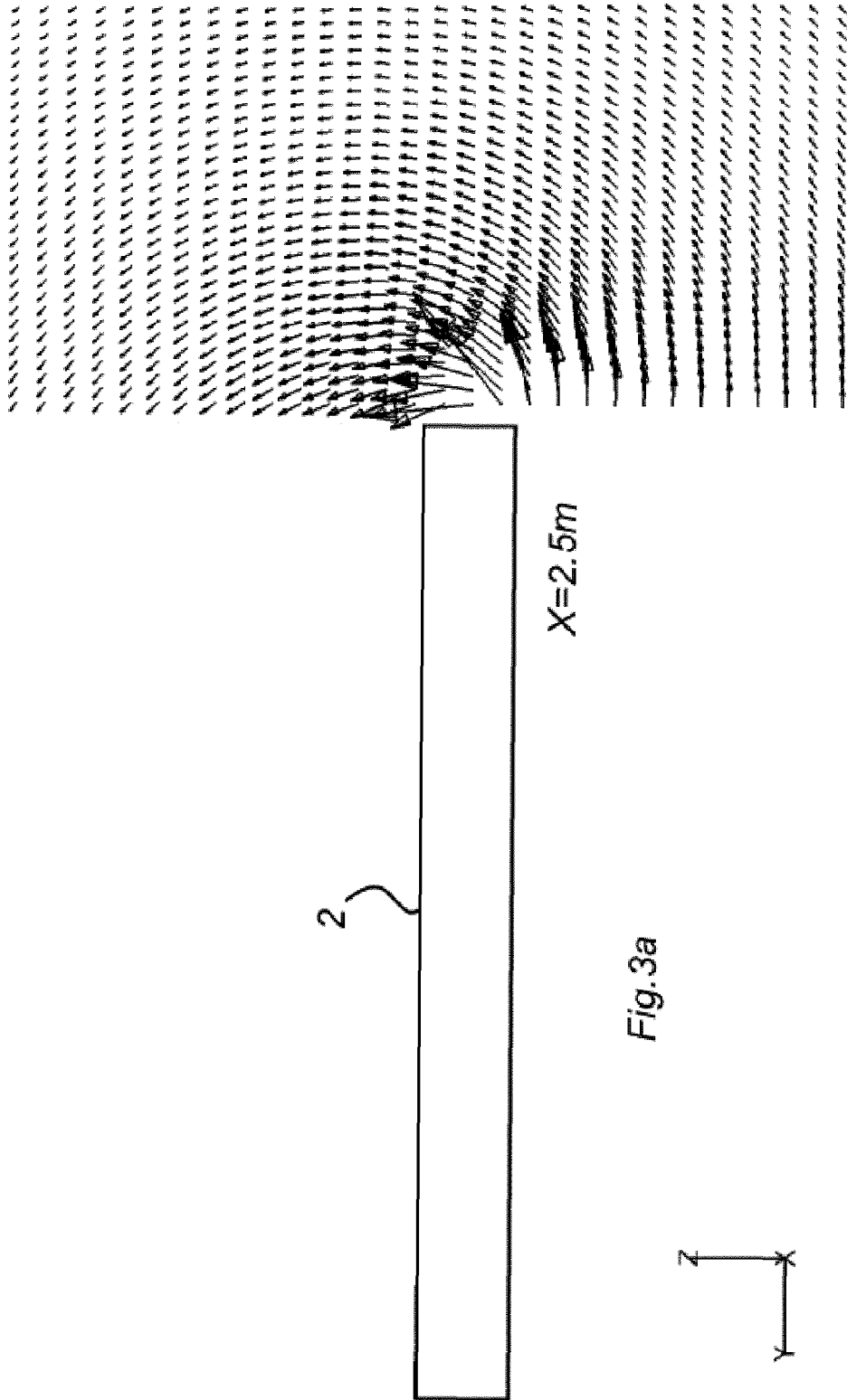


Fig.3a

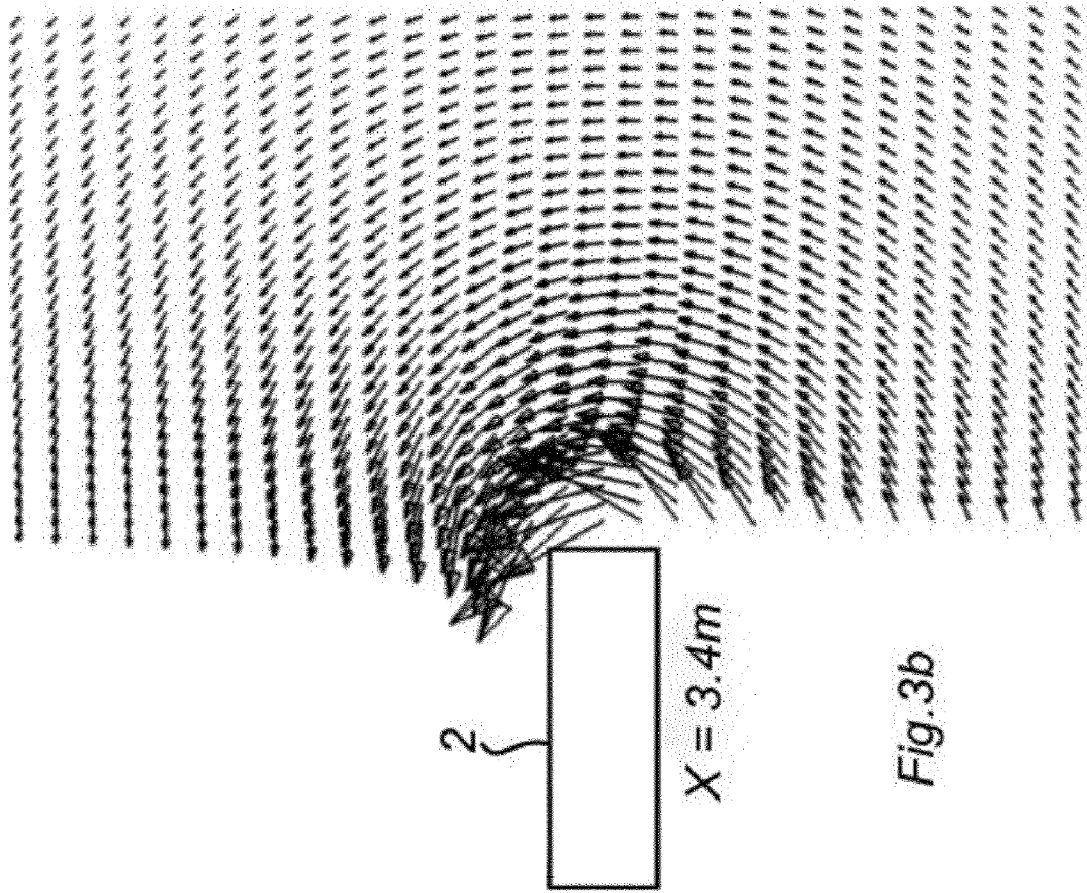
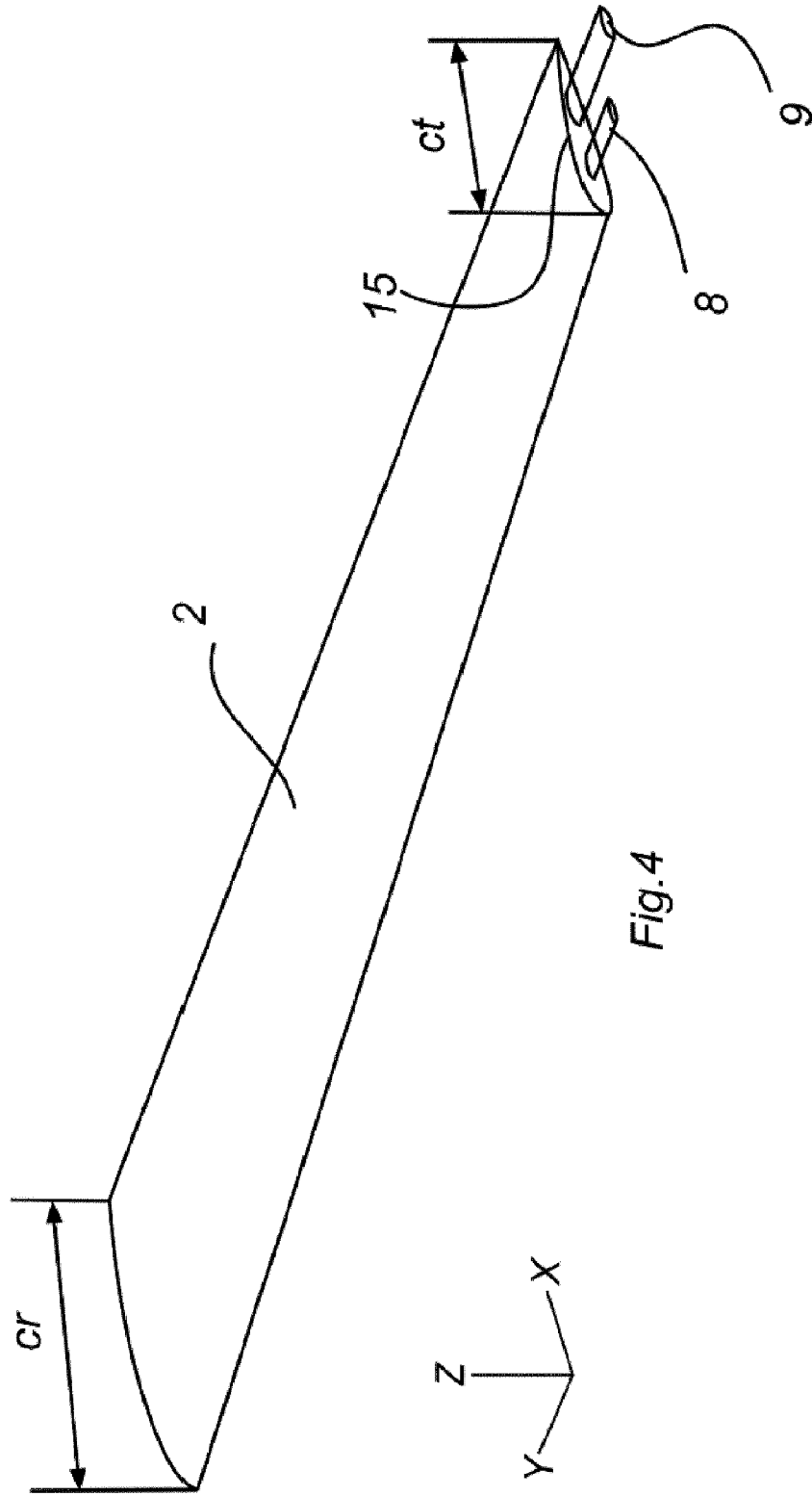
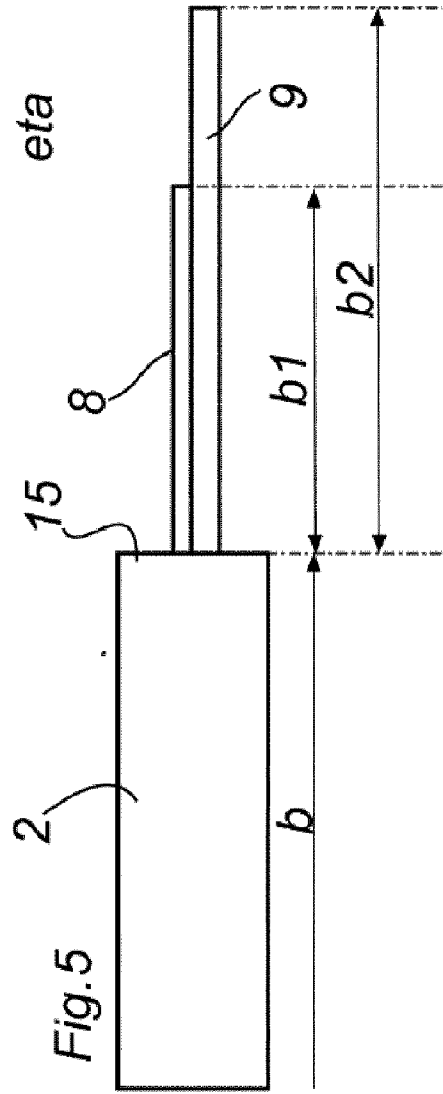
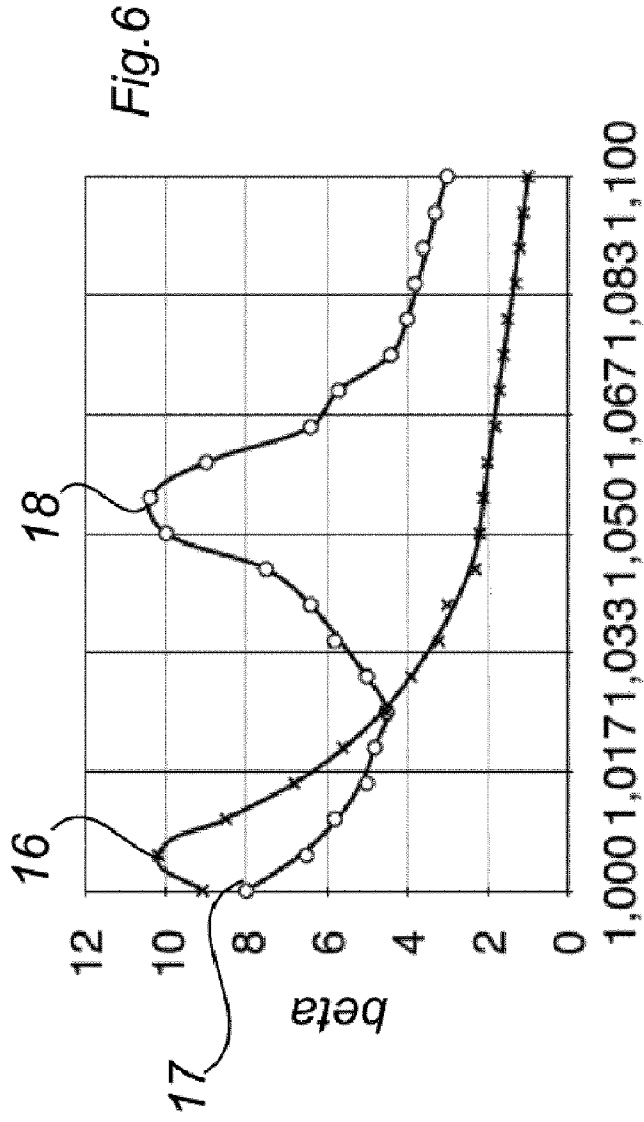


Fig.3b





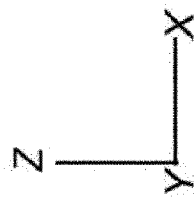
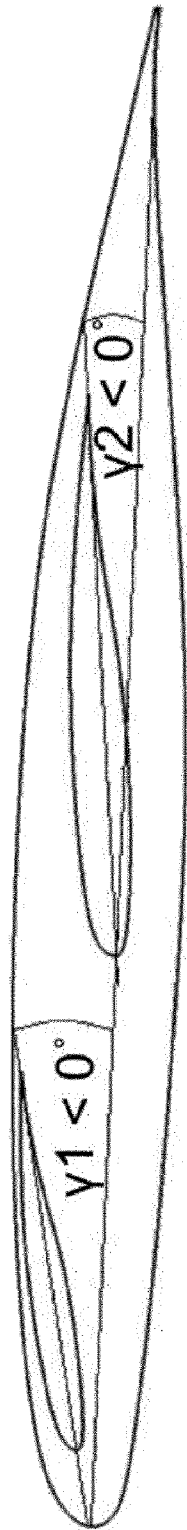


Fig. 7

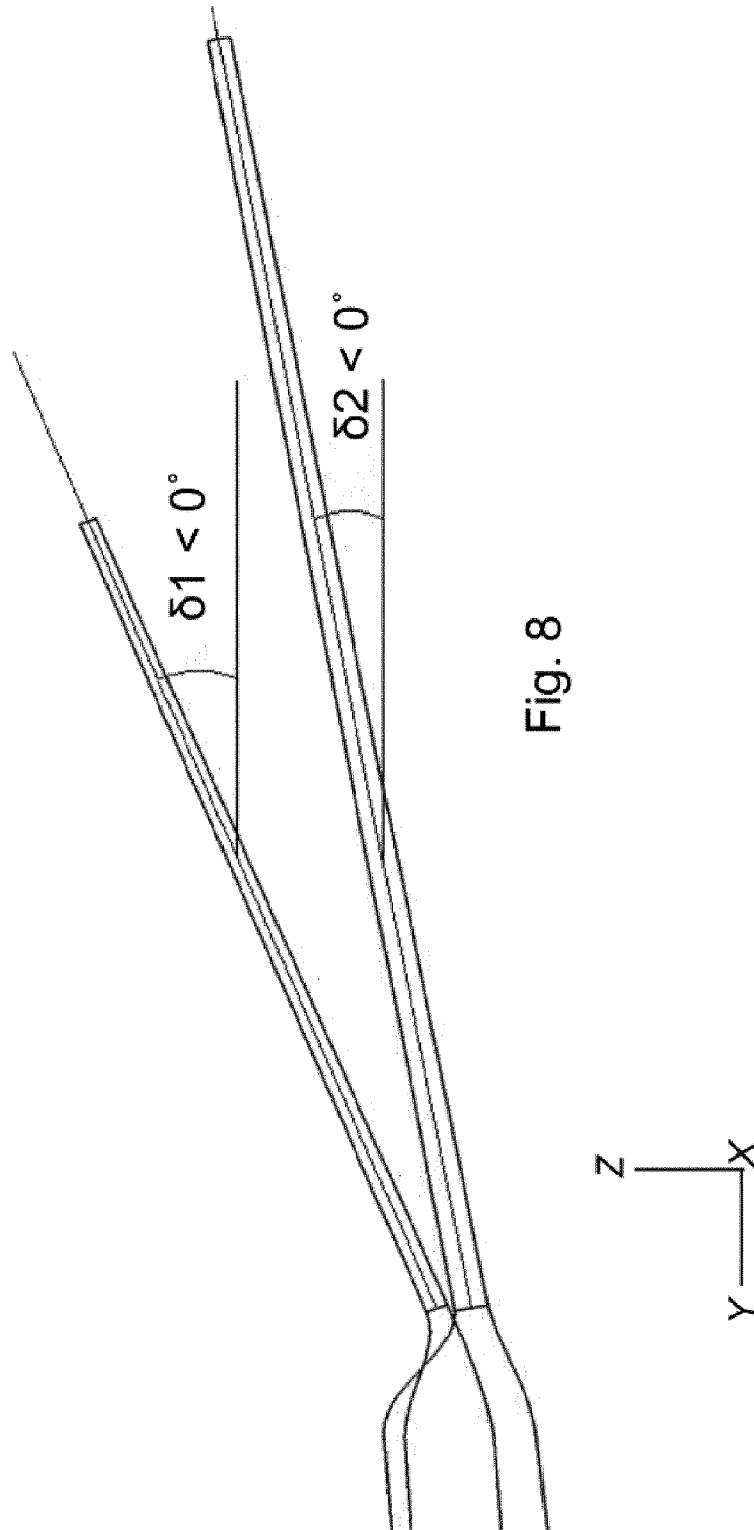
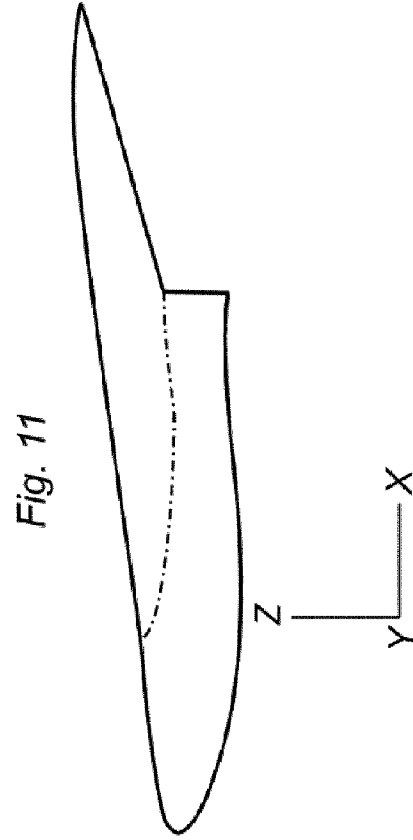
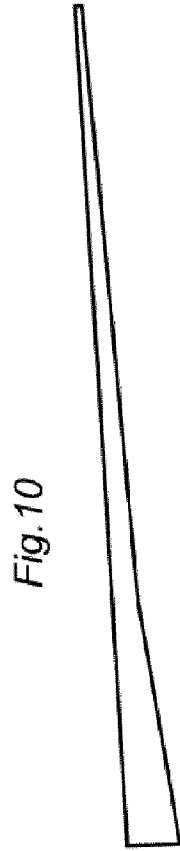
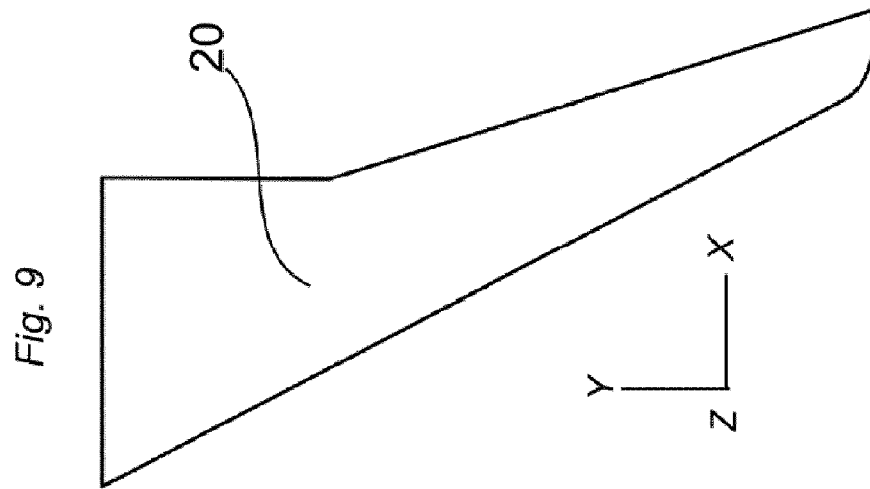


Fig. 8



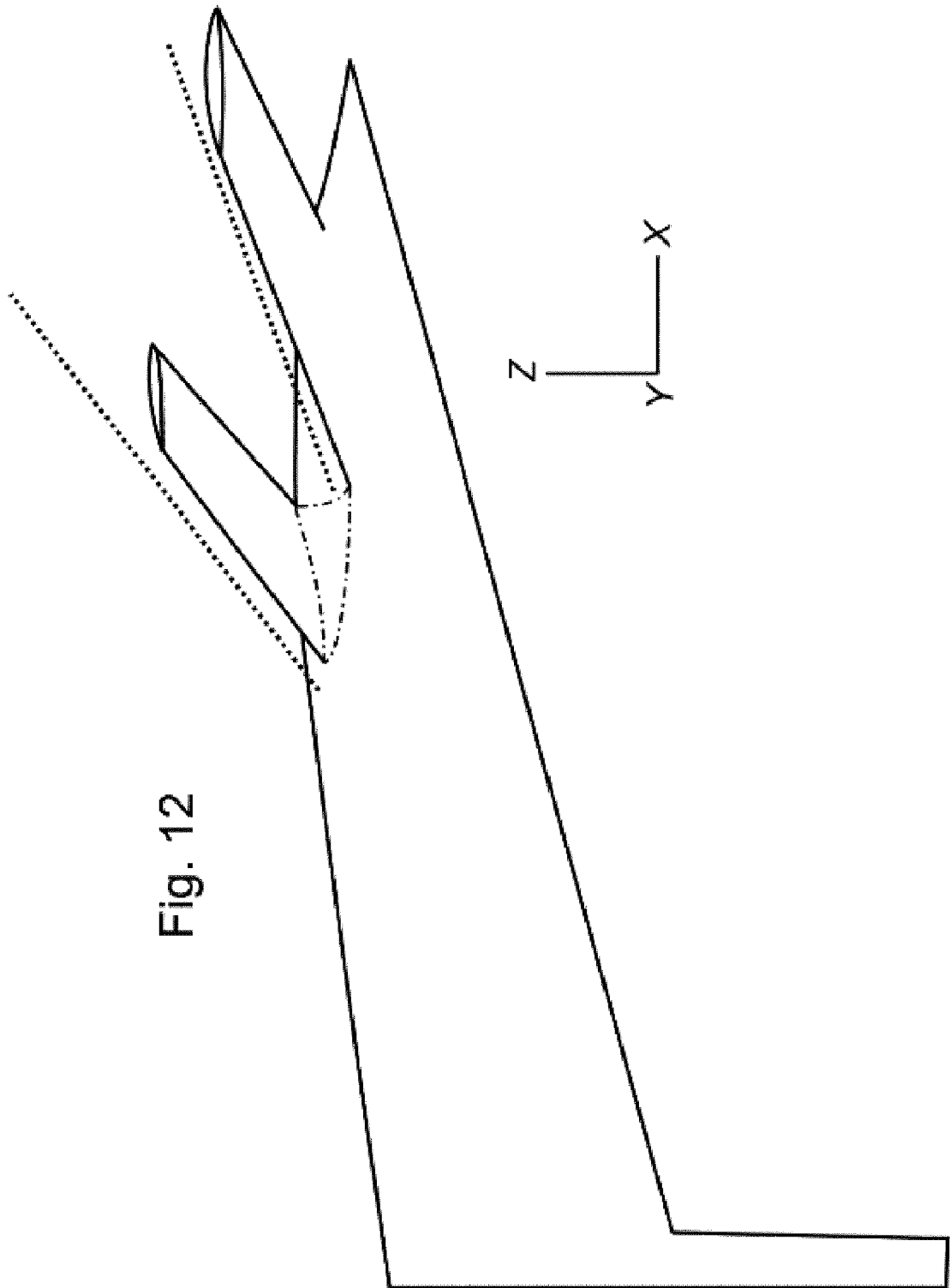


Fig. 12

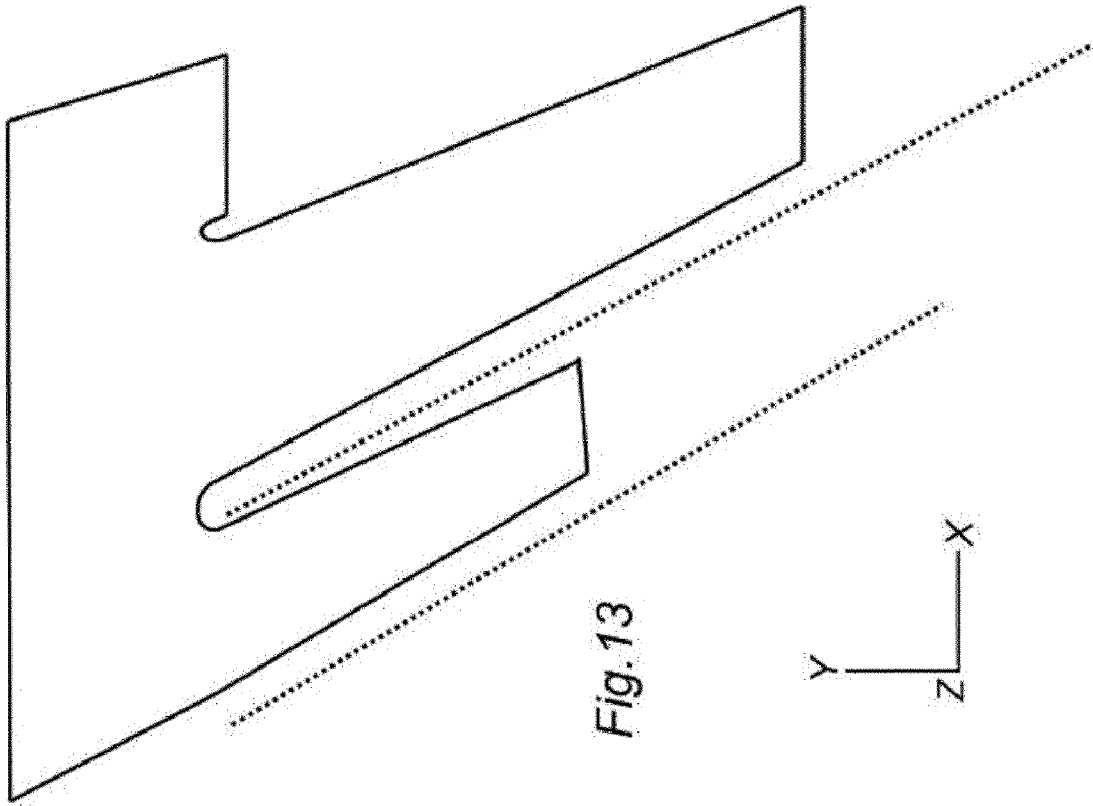


Fig. 13

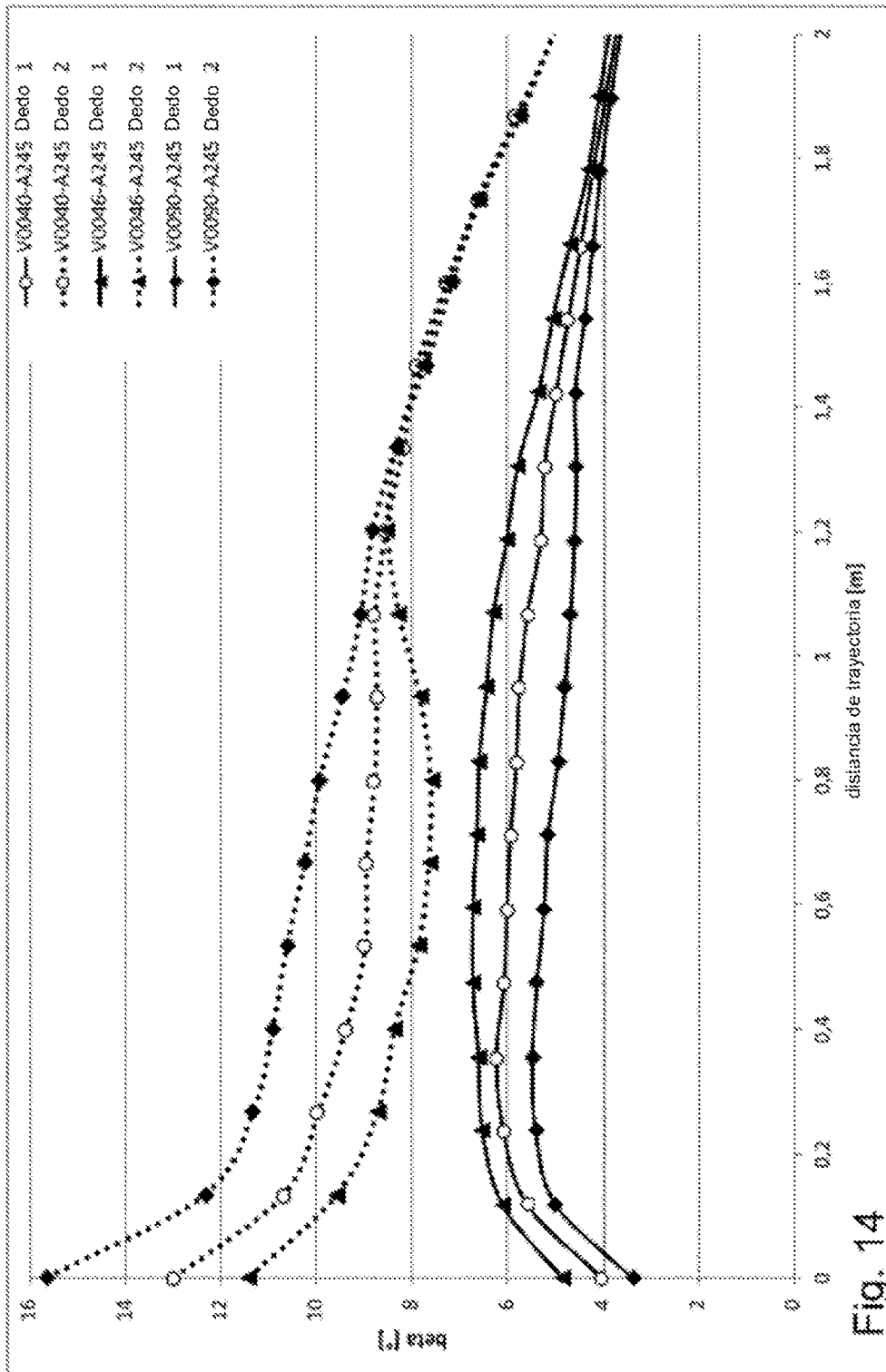


Fig. 14

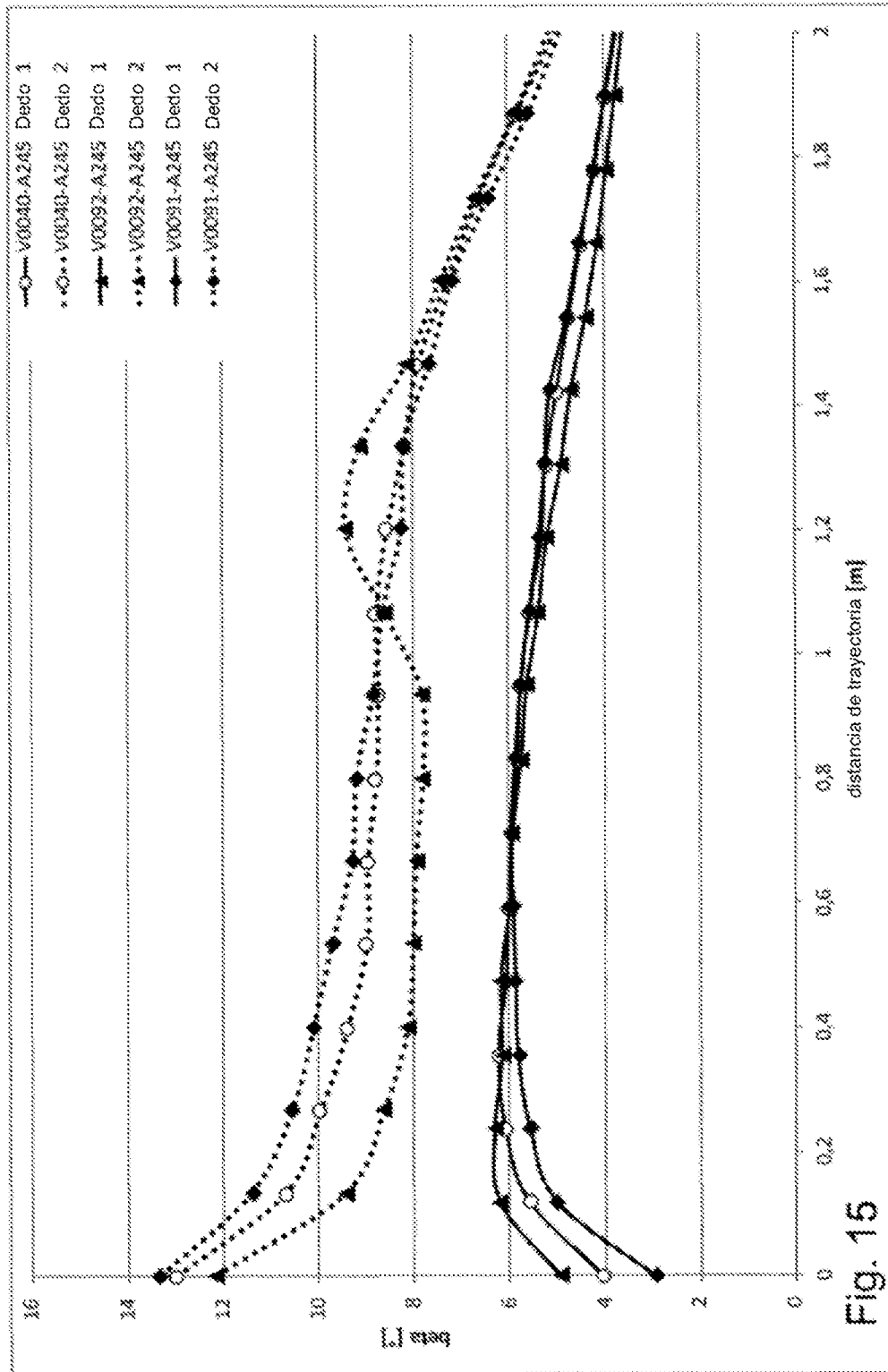


Fig. 15

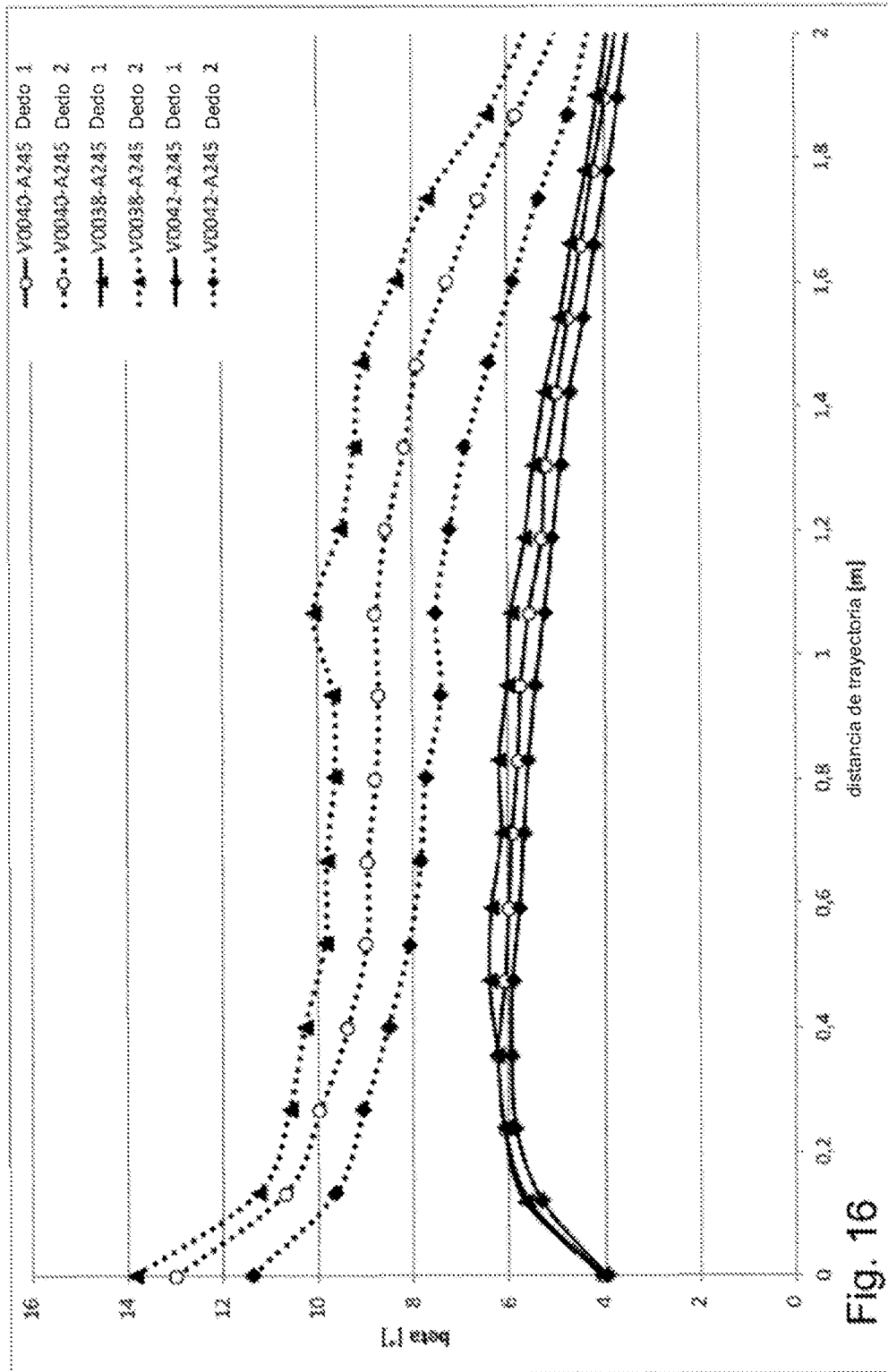


Fig. 16

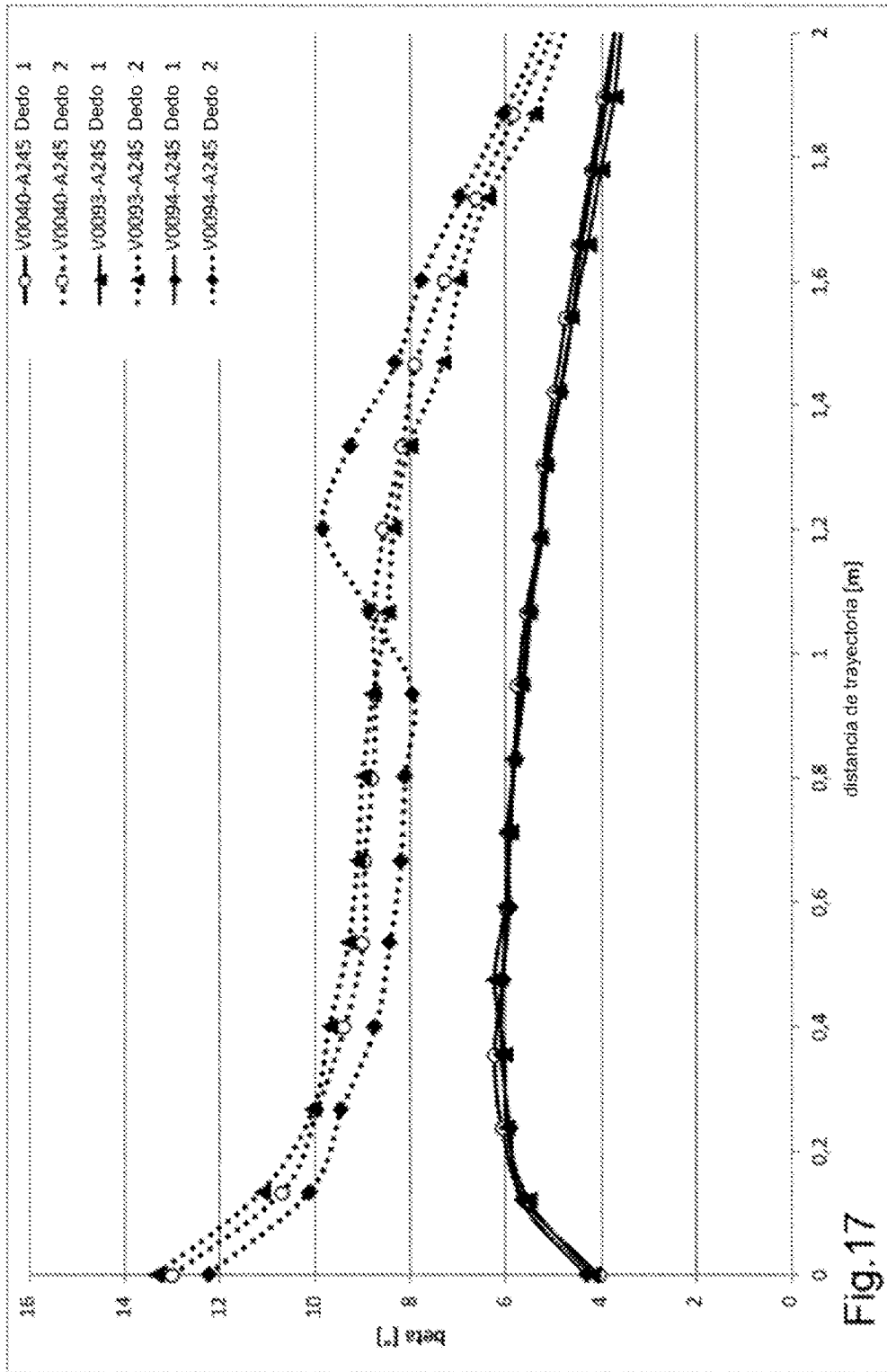
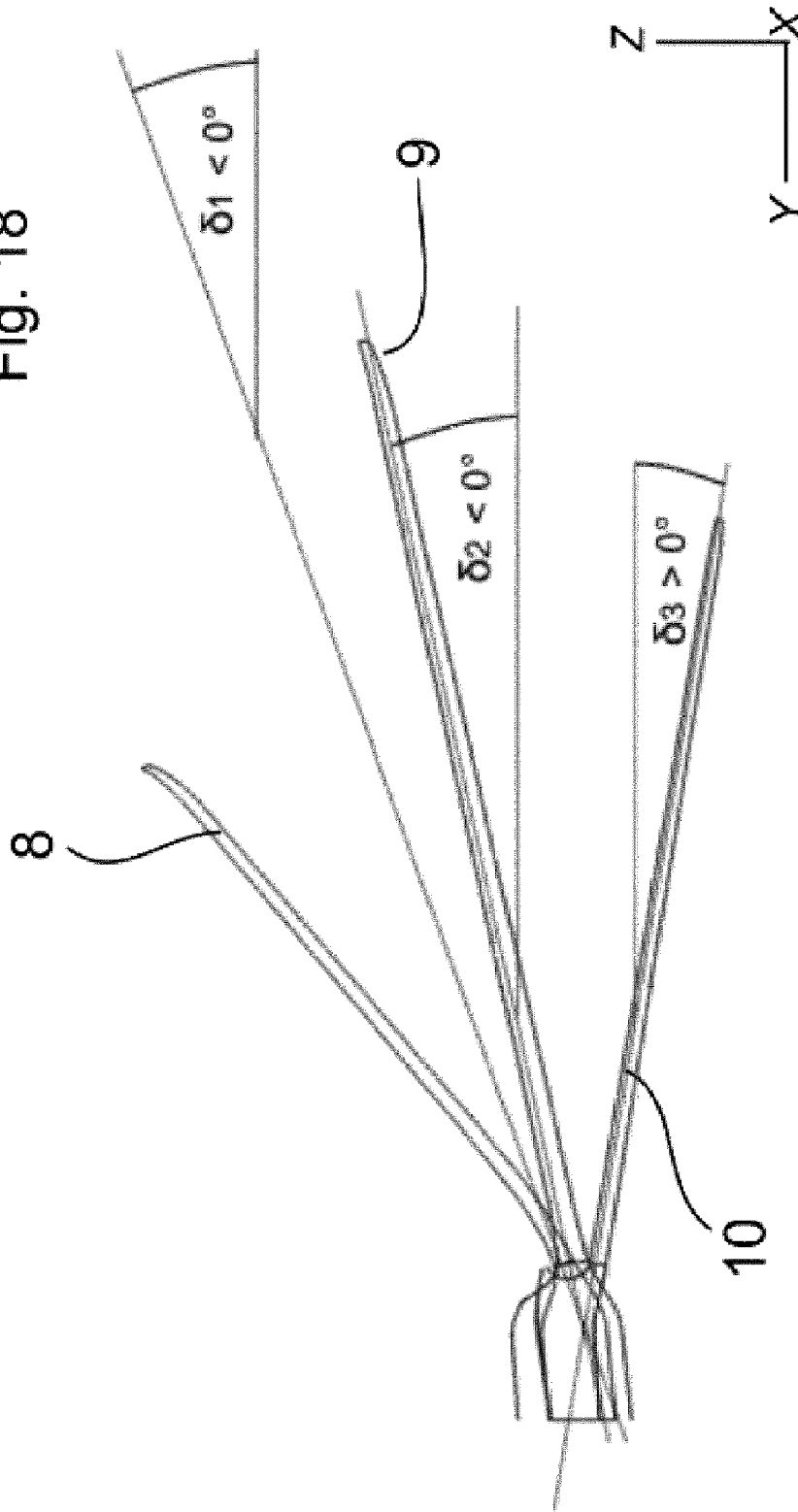


Fig.17

Fig. 18



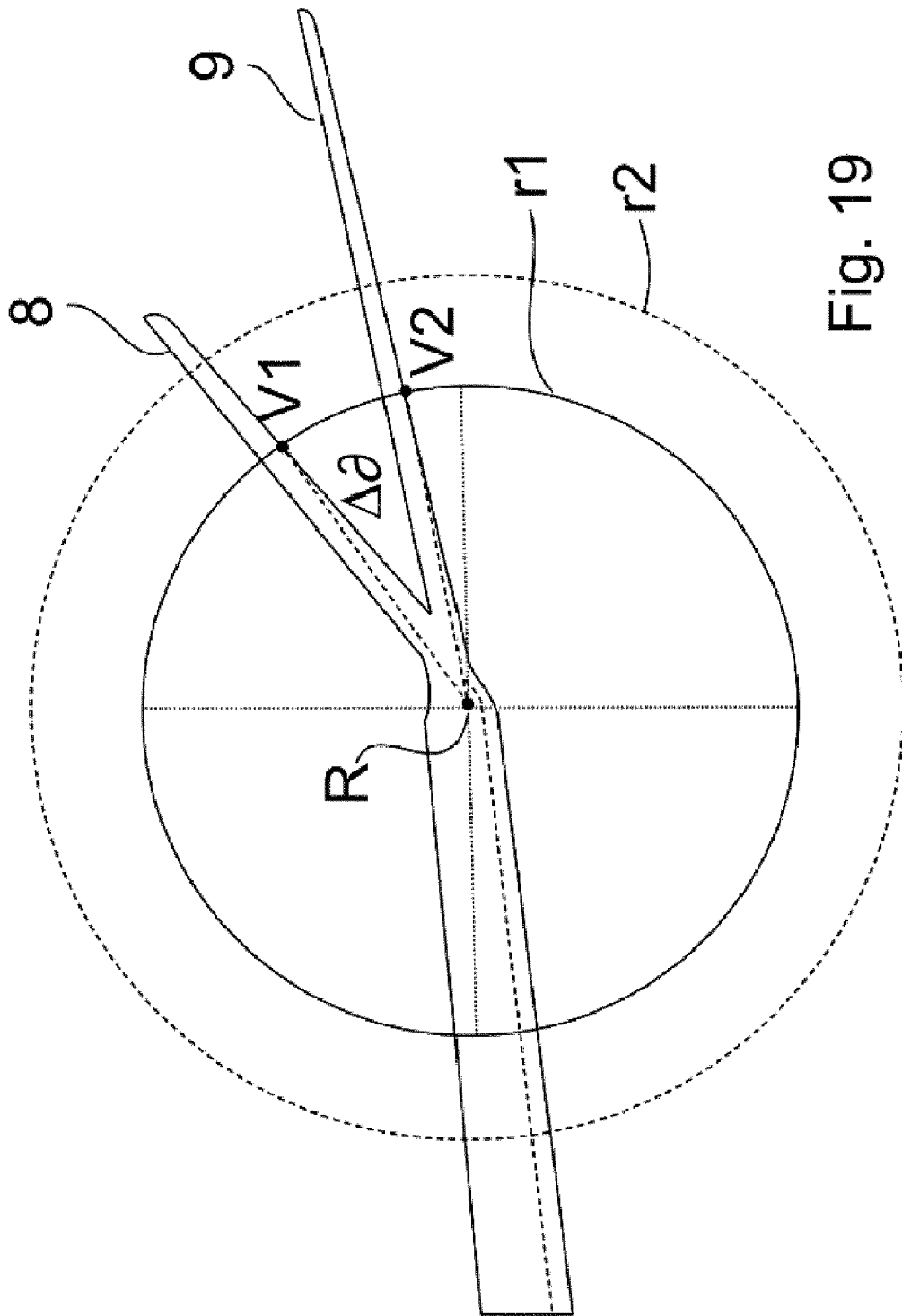


Fig. 19

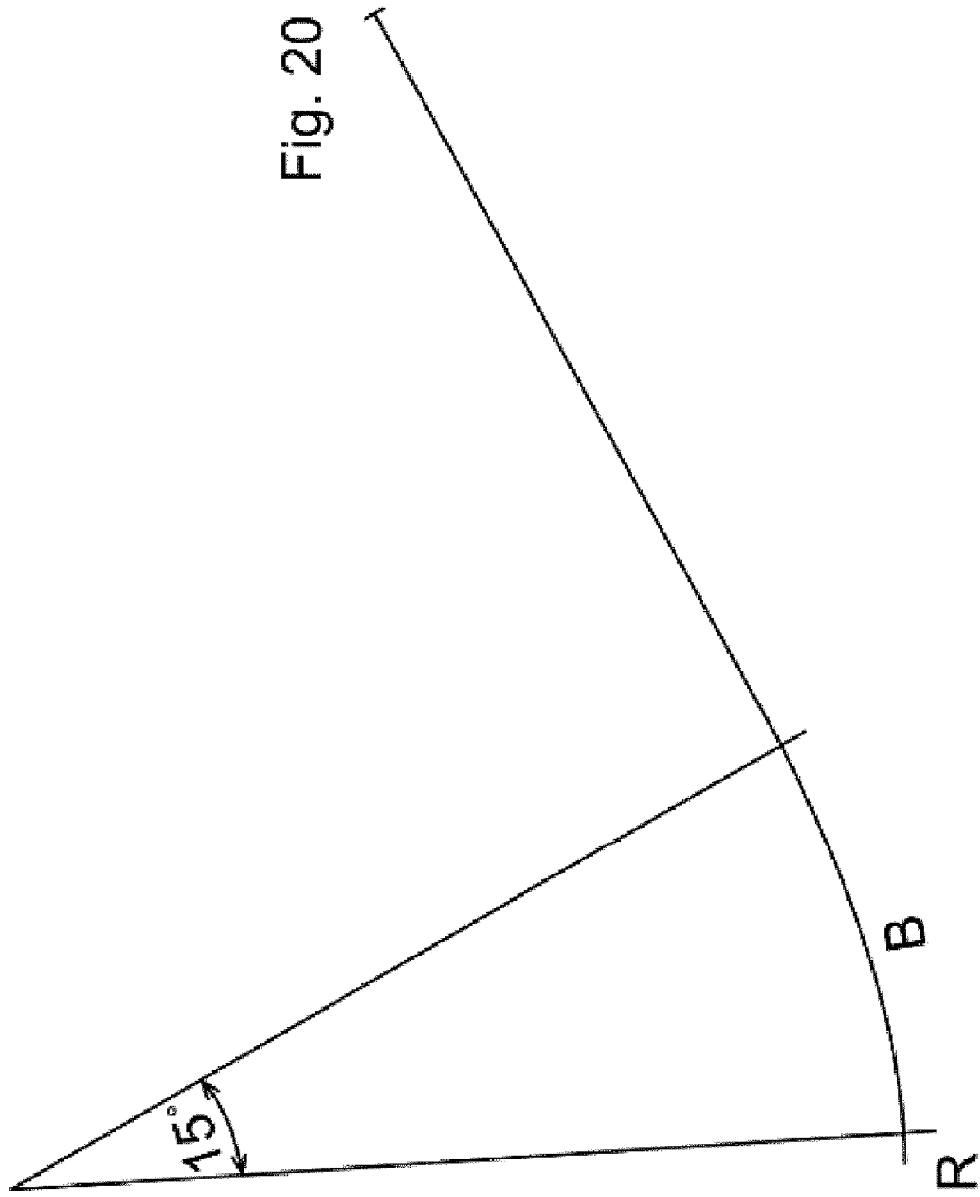


Fig. 20

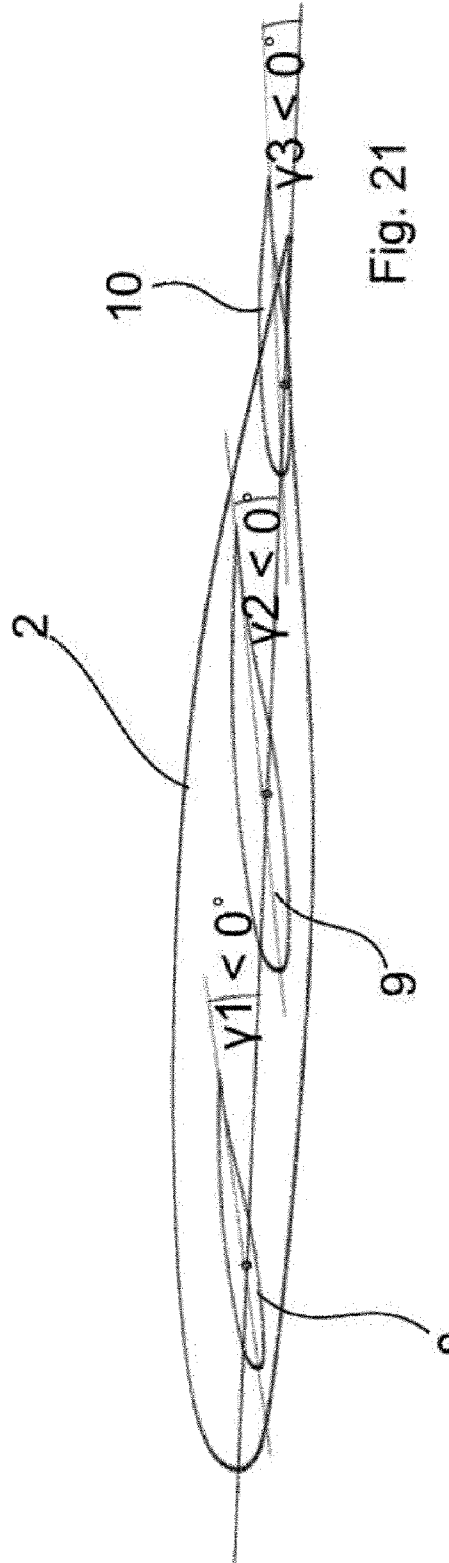


Fig. 21

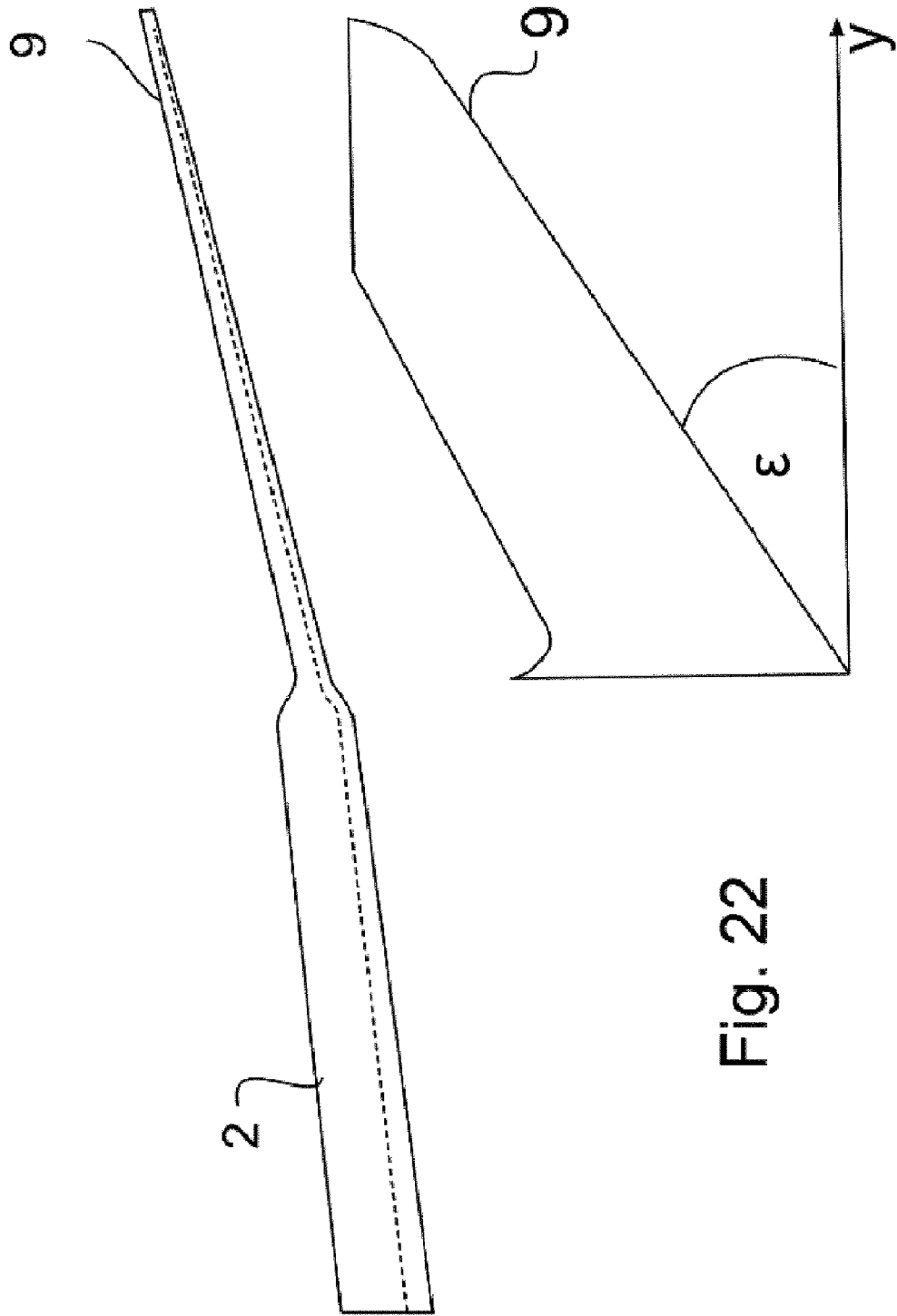
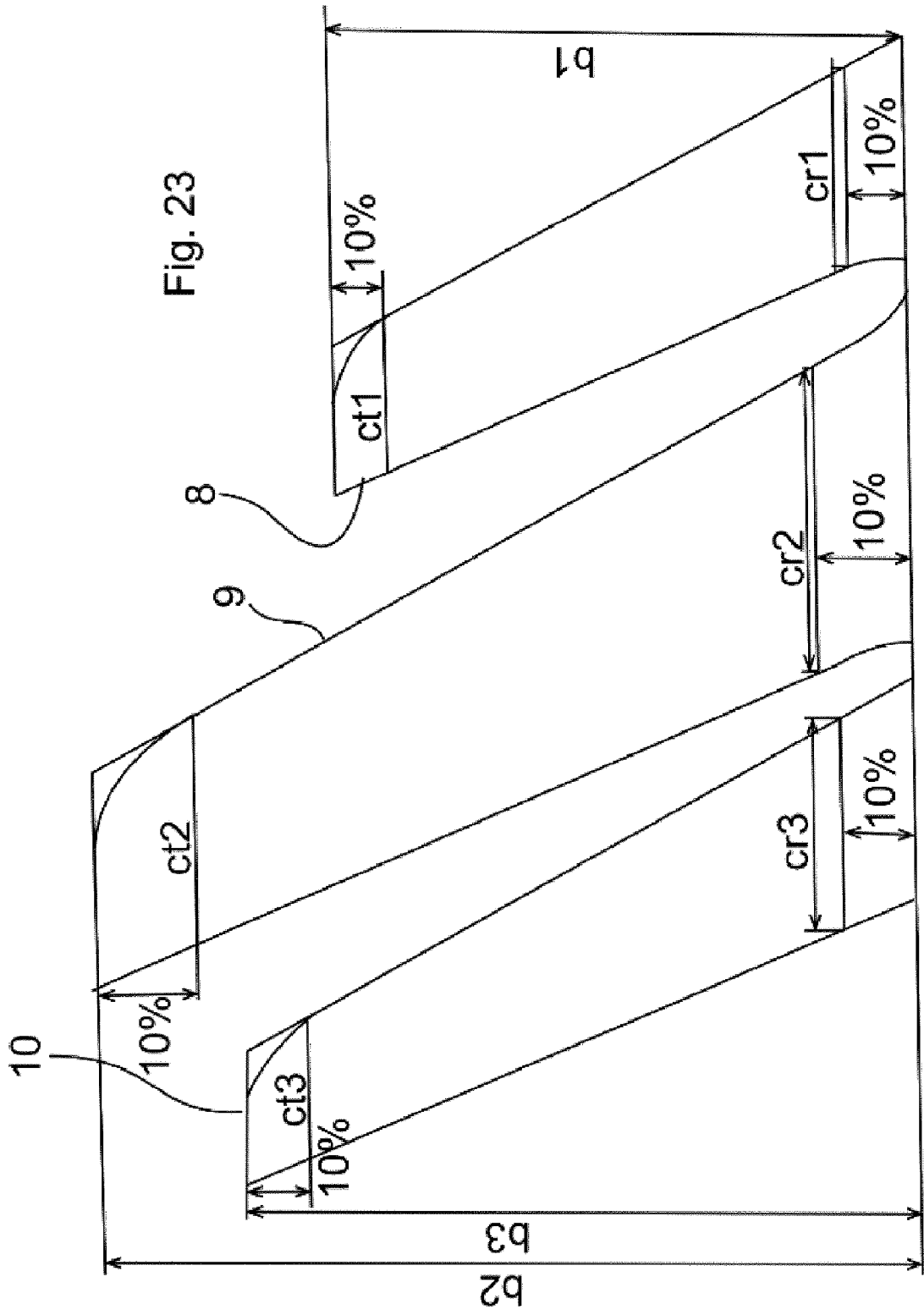


Fig. 22



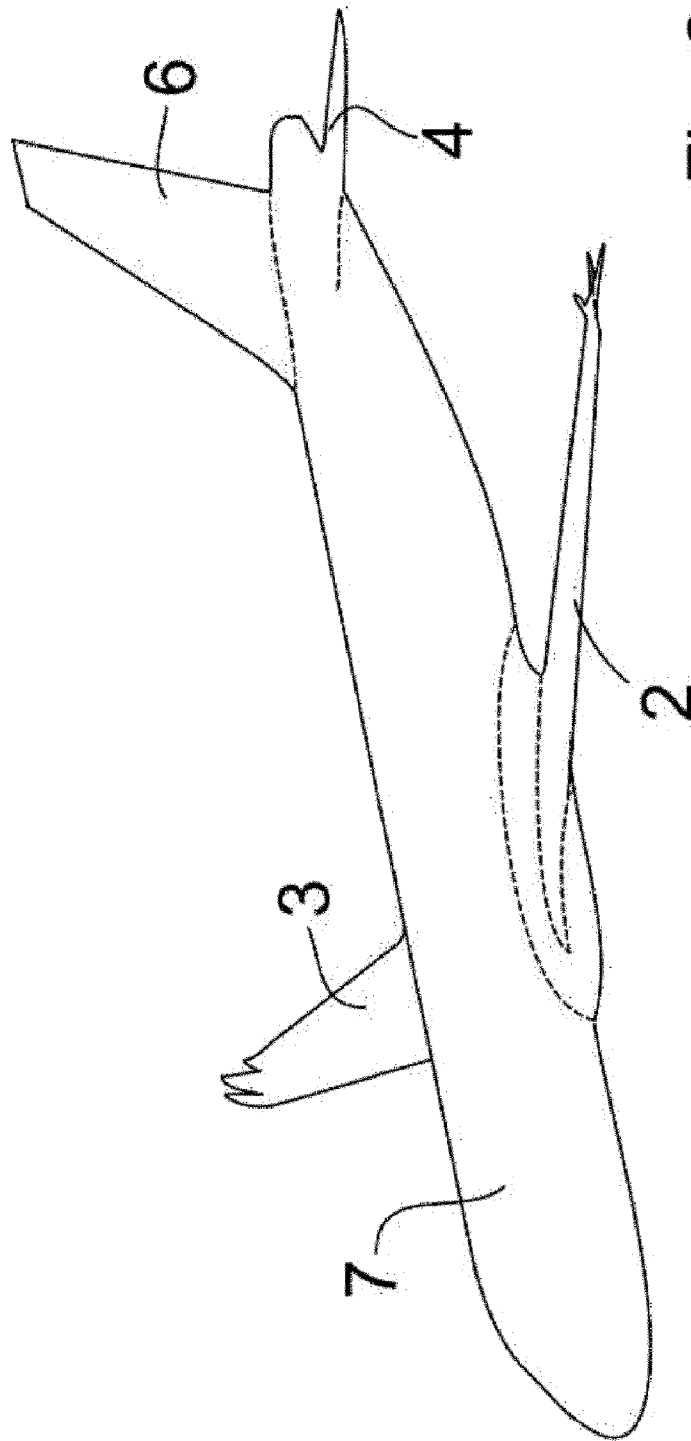


Fig. 24

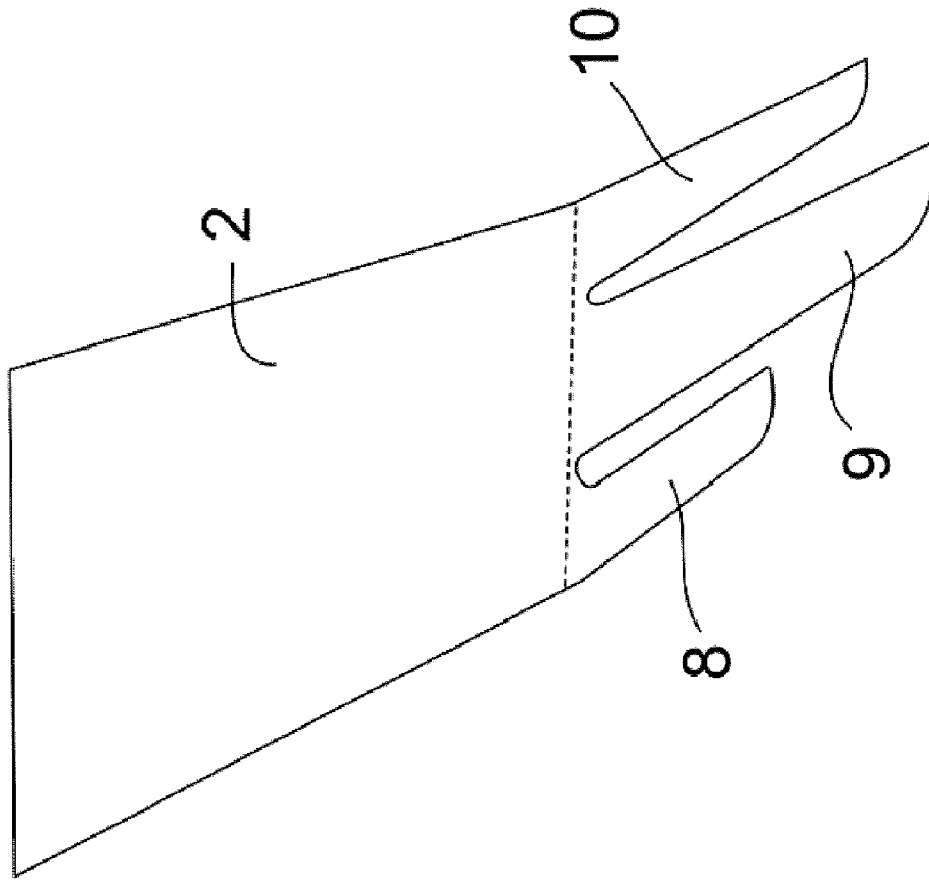


Fig. 25

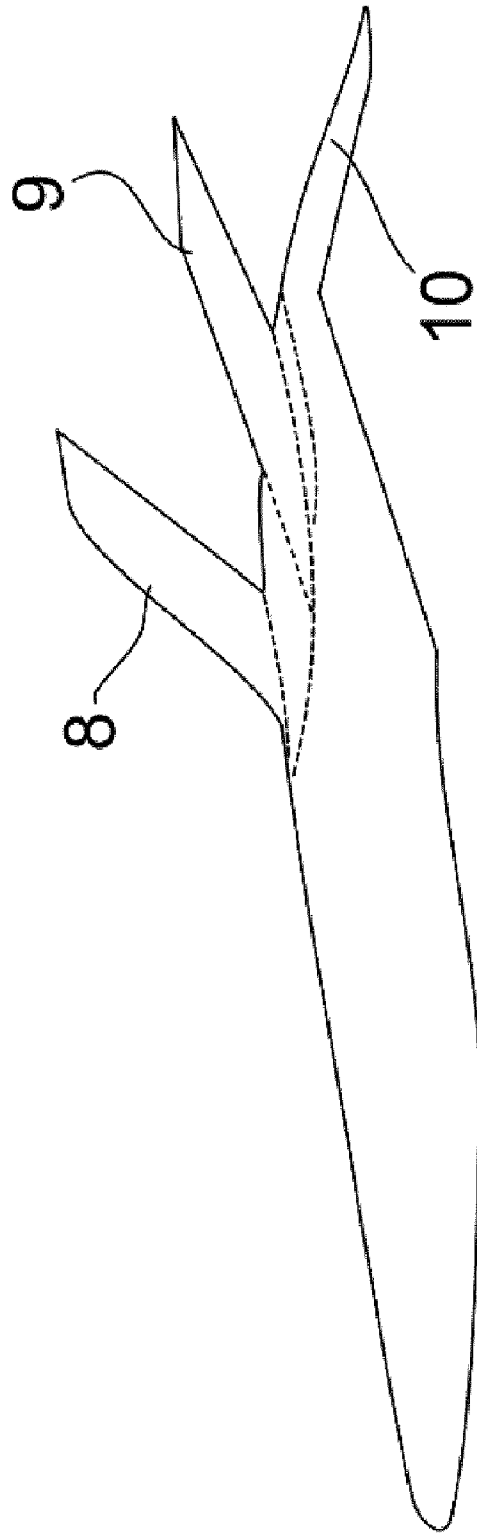


Fig. 26

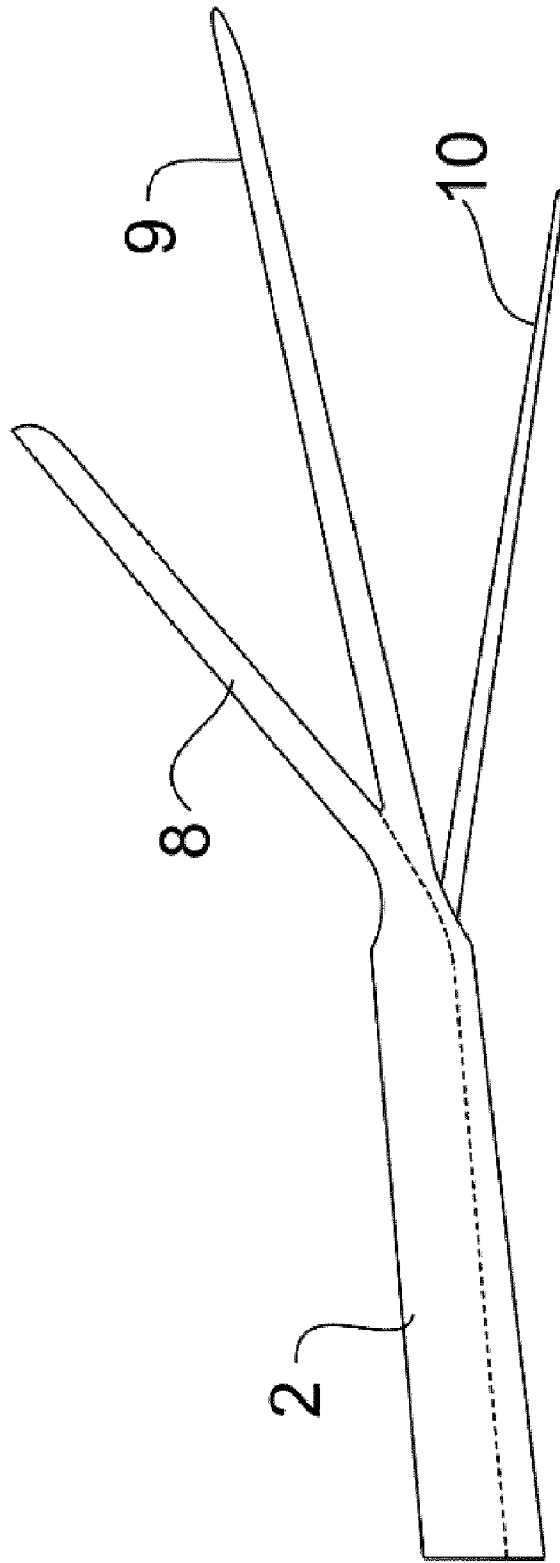


Fig. 27