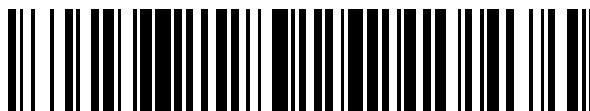


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 779 013**

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/EP2017/025201**

87 Fecha y número de publicación internacional: **17.01.2019** **WO19011395**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **12.07.2017** **E 17739479 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.06.2023** **EP 3652068**

54 Título: **Ala de avión con al menos dos aletas de punta de ala**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la
traducción de la patente:
17.10.2023

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 2 779 013 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 con al menos dos aletas de punta de ala

5 La presente invención se refiere a un avión y a un ala para un avión.

Los aviones son uno de los aparatos de transporte más importantes tanto para personas como para mercancías, así como para aplicaciones militares, y prácticamente no tienen alternativa para la mayoría de los viajes de larga distancia. La presente invención se refiere a 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 refiere a aviones con alas fijas y a dichas alas fijas en sí mismas.

La función básica de un avión motorizado y sus alas es producir una cierta velocidad mediante un motor de propulsión y generar un ascenso requerida mediante las alas del avión en el flujo de aire resultante de la velocidad. Esta función es objeto del diseño aerodinámico de las alas del avión, por ejemplo, en lo que respecta a su tamaño, perfil, etc.

Es generalmente conocido el uso de dispositivos llamados dispositivos de punta de ala o aletas de punta de ala en los extremos exteriores de las alas principales de los aviones, es decir, de aquellas alas principal o exclusivamente responsables del ascenso. Estas aletas de punta de ala están destinados a reducir los llamados vórtices en la punta del ala que resultan de una diferencia de presión entre una región por encima y una región por debajo del ala, dicha diferencia de presión es la causa del sustento previsto. Dado que hay un extremo del ala, el flujo de aire tiende a compensar la diferencia de presión, lo que resulta en un vórtice. Este vórtice en la punta del ala reduce el efecto de ascenso del ala, aumenta el ruido producido, incrementa la pérdida de energía debido a la disipación en el flujo de aire, y puede ser perjudicial para otros aviones que siguen de cerca al avión. Las aletas de punta de ala mencionadas son, por así decirlo, una barrera contra el vórtice en la punta del ala.

El estado de la técnica comprende el documento US 2009/0084904 A1 que se refiere a un avión que tiene alas con aletas de punta de ala cada una y que es la base del preámbulo de la reivindicación 1. Además, el documento US 2009/0039204 A1 muestra un concepto de dos aletas de punta de ala para las alas principales de un avión. Lo mismo se aplica al documento EP 2 998 218 A1, mientras que los documentos CN 206050054 U y DE 20 2014 104 042 U1 describen tres conceptos de aleta de punta de ala para alas principales.

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

Para resolver este problema, la invención se dirige a un ala para un avión según la reivindicación 1

y a un avión que tiene dos alas de este tipo mutuamente opuestas, así como a un uso de una parte de mejora que comprende aletas de punta de ala respectivos para montar en un avión con el fin de producir dicha ala o avión.

La invención se refiere a un ala que tiene al menos dos aletas de punta de ala, en donde estas aletas de punta de ala están fijados a un extremo de ala exterior. Para evitar malentendidos, el "ala" puede ser el ala principal del avión que es (principalmente) responsable del ascenso requerida; sin embargo, también puede ser el ala estabilizadora horizontal que normalmente está aproximadamente en posición horizontal. Además, el término "ala" se refiere al ala en sí misma, que se origina en el cuerpo base del avión y se extiende hacia fuera desde allí. En un extremo de ala exterior, los al menos dos aletas de punta de ala están fijas y se extienden más, pero no necesariamente en la misma dirección. Como ya se sabe principalmente en el estado de la técnica, una aleta de punta de ala puede estar inclinado con respecto al ala y/o doblado. Preferiblemente, las aletas de punta de ala no se extienden hacia dentro desde el extremo de ala exterior, sin embargo.

Los inventores han descubierto que una inclinación mutua de las dos aletas de punta de ala, vista en dirección de vuelo, conduce a resultados ventajosos en una evaluación cuantitativa mediante cálculos de dinámica de fluidos por ordenador. En particular, se ha demostrado que es ventajoso inclinar la primera aleta de punta de ala aguas arriba en relación a la segunda aleta de punta de ala, por ejemplo y preferiblemente más hacia arriba que la segunda aleta de punta de ala. En ello, la diferencia en la inclinación, la diferencia en el llamado ángulo diedro (ángulo diedro relativo) debería ser moderada, es decir, no más de 35°. Por otro lado, se debe observar un cierto ángulo diedro relativo y, por lo tanto, no debe ser menor de 5°. Los límites inferiores más preferidos del intervalo de ángulo diedro relativo son (en el siguiente orden) 7°, 9°, 11°, 13° y 15°, mientras que los límites superiores más preferidos son 33°, 31°, 29°, 27° y 25°. Por lo tanto, el ángulo óptimo debería estar en la región de 20°.

Los resultados de los inventores muestran que este ángulo diedro relativo es más importante que los ángulos diedros absolutos de ambas aletas de punta de ala, lo cual podría deberse al hecho de que la geometría del flujo de aire tiene cierto grado de simetría rotacional alrededor de un eje paralelo a la dirección de vuelo en el extremo del ala principal y, por lo tanto, en la raíz de las aletas de punta de ala. Esto es, naturalmente, solo una afirmación aproximada, pero, sin embargo, se considera que el ángulo diedro relativo es más importante que el absoluto.

El ángulo diedro relativo se define aquí en un sentido promedio, es decir, mediante un triángulo isósceles entre vértices. Un vértice estará en la raíz y un vértice respectivo en cada aleta de punta de ala. Más precisamente, el triángulo se define en una proyección contra la dirección de vuelo y el vértice en la raíz debe estar, en cuanto a la dimensión horizontal, en un punto de división de ambas aletas de punta de ala, es decir, donde ambas aletas de punta de ala están separadas en la dimensión horizontal visto verticalmente. En cuanto a la dimensión vertical, el vértice de la raíz estará en el centro de las posiciones de los bordes de ataque (los bordes más aguas arriba) de ambas aletas de punta de ala en la ubicación horizontal mencionada anteriormente o, si coinciden allí, en esa posición. Dado que esta región está sujeta a formas de transición suaves para evitar perturbaciones aerodinámicas, el borde de ataque, por así decirlo, pierde su identidad en esta región de transición (la llamada carenado entre las aletas de punta de ala y el extremo del ala principal). Por lo tanto, los bordes de ataque se extrapolarán de la siguiente manera: se desconsidera una porción interna del 10 % de la longitud en dirección de la envergadura de la aleta de punta de ala (definida con más detalle a continuación) y también se desconsidera una porción exterior entre el 90 % y el 100 % por otras razones (específicamente posibles redondeos como se explica en la modalidad). El 10 % restante - 90 % representa un borde de ataque adecuado que se puede extrapolar. Si el borde de ataque no es recto, se puede utilizar una línea promedio para la extrapolación.

Los vértices en las aletas de punta de ala mismos estarán en sus bordes de ataque, respectivamente. En consecuencia, el ángulo de apertura de este triángulo, es decir, el ángulo entre los dos lados iguales, es el ángulo diedro relativo.

La definición de triángulo incluye una longitud variable de los lados iguales dentro de los límites impuestos por el más corto de las dos aletas de punta de ala. En cuanto a este concepto de longitud variable de lado, los intervalos de ángulo diedro relativo definidos serán válidos para al menos el 70 % de la longitud del lado, preferiblemente para al menos el 75 %, 80 %, 85 %, o incluso el 90 % de la longitud del lado. En otras palabras: Si una porción menor de las aletas de punta de ala no cumple con el intervalo de ángulo diedro relativo, esto no es demasiado perjudicial para la invención, mientras que, por supuesto, el 100 % dentro del intervalo es el mejor caso.

El concepto de longitud variable del lado tiene en cuenta que las aletas de punta de ala no necesitan ser rectos (en la perspectiva contra la dirección de vuelo), sino que también pueden estar completa o parcialmente curvados, por ejemplo, a lo largo de una porción circular como se muestra para la primera aleta de punta de ala en la modalidad. Las aletas de punta de ala también podrían ser poligonales (con ángulos limitados) o tener otra forma de manera que el ángulo diedro relativo varíe a lo largo de su longitud en dirección de la envergadura. Además, incluso con aletas de punta de ala rectos (como se ve en contra de la dirección de vuelo), las líneas de borde de ataque no necesariamente deben encontrarse en el vértice de la raíz como se define anteriormente, lo que podría dar lugar a ligeras variaciones del ángulo diedro relativo a lo largo de su longitud. Sin embargo, con aletas de punta de ala rectos, el ángulo diedro relativo, tal como se define por el concepto del triángulo, es al menos aproximadamente el ángulo visible en dirección de vuelo.

Las descripciones anteriores y todas las siguientes sobre la forma geométrica del ala y las aletas de punta de ala se refieren a lo que el experto entiende como una forma "en vuelo". En otras palabras, estas explicaciones y definiciones se refieren a las condiciones de vuelo en las que el rendimiento aerodinámico está realmente destinado y es relevante, que básicamente es la velocidad de viaje típica (en distancia) a la altitud de viaje típica. El experto está familiarizado con que existe otra "forma de plantilla" que se supone que es la forma del ala y las aletas de punta de ala en una condición de no vuelo, es decir, sin que actúen sobre ellos fuerzas aerodinámicas. Cualquier diferencia entre la forma del dispositivo de sujeción y la forma en vuelo se debe a la deformación elástica del ala y las aletas de punta de ala bajo las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre ellos. La naturaleza precisa de estas deformaciones elásticas depende de las propiedades mecánicas estáticas de la construcción del ala y las aletas de punta de ala, las cuales pueden ser diferentes de un caso a otro. Este es también un concepto familiar para el ingeniero mecánico y es sencillo calcular y predecir tales deformaciones, por ejemplo, mediante cálculos de elementos finitos con programas estándar de simulación por ordenador.

Una referencia a la forma de la plantilla en esta descripción no tendría mucho sentido porque el rendimiento aerodinámico es la categoría relevante. Además, la estructura mecánica de un ala y una aleta de punta de ala según la invención puede variar de caso en caso, por lo que cualquier suposición sobre cómo la forma del dispositivo de sujeción se transforma en la forma en vuelo sería especulativa.

Además, los términos "horizontal" y "vertical" se refieren a un estado montado del ala en un avión, donde "vertical" es la dirección de la gravedad y "horizontal" es perpendicular a ella.

Las inclinaciones de las aletas de punta de ala entre sí, como se explicó anteriormente, han demostrado ser ventajosas en términos de un equilibrio entre dos aspectos. Por un lado, un ángulo diedro relativo de cero o una cantidad muy pequeña hace que una aleta de punta de ala aguas abajo, en este caso la segunda aleta de punta de ala, esté sujeta a una corriente de aire no solo influenciada por la aleta de punta de ala aguas arriba (en este caso la primera), sino también a un flujo turbulento o incluso difuso en la estela de la aleta de punta de ala aguas arriba, lo que inhibe un rendimiento aerodinámico adecuado y pronunciado, como la generación de una contribución de ascenso y/o empuje, como se discute a continuación. Por el contrario, una aleta de punta de ala aguas abajo podría

generar demasiada resistencia en comparación con su propósito real, ya sea generar ascenso, empuje, cancelación de vórtices o cualquier otra cosa.

Por otro lado, ángulos de diedro relativo demasiado grandes "desacoplan" las aletas de punta de ala entre sí, mientras que la invención pretende utilizar un efecto sinérgico de al menos dos aletas de punta de ala. En particular, la invención tiene como objetivo preferentemente acondicionar el flujo de aire por la aleta de punta de ala aguas arriba para la aleta de punta de ala aguas abajo. En particular, un aspecto de la invención es utilizar el flujo de aire inclinado en la región del vórtice de punta del ala en un sentido positivo. Otra idea es generar una "elevación" aerodinámica en este flujo de aire inclinado que tenga un componente de empuje positivo, es decir, un componente dirigido hacia adelante y paralelo a la dirección de vuelo del avión. Aquí, debe quedar claro que el "levantamiento" se refiere a la función aerodinámica de ala de la aleta de punta de ala. Sin embargo, no es necesariamente importante maximizar o incluso crear una fuerza de elevación en sentido ascendente aquí, sino que el componente de empuje hacia adelante es el centro de interés.

En este sentido, los inventores encontraron ventajoso "ampliar" el flujo de aire inclinado para hacer un mejor uso del mismo. Esto tiene sentido porque un vórtice en la punta del ala es bastante concentrado, por lo que ángulos sustanciales de inclinación de la dirección del flujo de aire (en relación a la dirección de vuelo) solo se pueden encontrar muy cerca de la punta del ala. Por lo tanto, la invención proporciona al menos dos aletas de punta de ala, siendo una aleta de punta de ala aguas arriba destinado a "ampliar" la región de flujo de aire inclinado y una aleta de punta de ala aguas abajo destinado a producir un componente de empuje a partir de él, según un aspecto preferido.

La aleta de punta de ala aguas arriba está diseñado para "dividir" el vórtice de la punta del ala al "desplazar" una parte del mismo hacia la punta de la aleta de punta de ala, es decir, hacia fuera. En consecuencia, se produce una superposición del vórtice de punta inducido por la aleta de punta de ala (vórtice de punta de la aleta de punta de ala) y el vórtice del "resto" del ala (dicha ala es más profunda en la dirección de vuelo que la aleta de punta de ala).

En este sentido, el intervalo de ángulo diedro relativo mencionado anteriormente es ventajoso.

Además, según la invención, las aletas de punta de ala representados por su respectiva línea de cuerda (la línea entre el borde de ataque y el punto más alejado aguas abajo del perfil aerodinámico) también estarán inclinados de cierta manera en lo que respecta a una rotación alrededor de un eje horizontal perpendicular (en lugar de paralelo) a la dirección de vuelo. El ángulo de rotación se denomina ángulo de incidencia y debe ser positivo en caso de una rotación en el sentido de las manecillas del reloj de la aleta de punta de ala, visto desde el lado izquierdo del avión, y viceversa desde su lado derecho. En este sentido, se contempla un intervalo de ángulo de incidencia para la primera aleta de punta de ala de -15° a -5° , preferiblemente en combinación con un intervalo de ángulo de incidencia para la segunda aleta de punta de ala de -10° a 0° . Estos intervalos se refieren a la raíz de las aletas de punta de ala y el intervalo de ángulo de incidencia se define en un sentido variable en dependencia lineal de la posición a lo largo de la longitud en dirección de la envergadura de la aleta de punta de ala. Se debe desplazar desde la raíz hasta la punta de la respectiva aleta de punta de ala en $+2^\circ$, lo que resulta en un intervalo de -13° a -3° para la primera aleta de punta de ala y de -8° a $+2^\circ$ para la segunda aleta de punta de ala en su respectiva punta. Esto no implica necesariamente que el ángulo de incidencia real de una determinada implementación deba estar "torcido", lo que significa mostrar un ángulo de incidencia variable en este sentido. Una implementación real también puede estar dentro de los intervalos definidos sin ningún tipo de torsión. Sin embargo, dado que los inventores tienen en cuenta la variación del flujo de aire en función de la distancia desde la raíz de las aletas de punta de ala, es apropiada una dependencia moderada de la definición del intervalo en este sentido (en otras palabras: el centro del intervalo y sus bordes están "torcidos").

El ángulo de incidencia se define como el que existe entre la línea de cuerda de la aleta de punta de ala respectiva y una línea de cuerda del ala en sí (el ala principal). Esta línea de cuerda posterior se refiere cerca de esa posición (en dirección horizontal perpendicular a la dirección de vuelo) donde el ala se divide en las aletas de punta de ala, en otras palabras, donde las aletas de punta de ala se separan al ir hacia fuera. Dado que, en la posición de división, también el ala principal puede deformarse ligeramente (en términos de carenado) para proporcionar una transición suave a las aletas de punta de ala, la línea de cuerda se referirá un poco más hacia dentro, es decir, un 10 % más hacia dentro de la longitud en dirección de la envergadura del ala principal. Lo mismo se aplica viceversa a la aleta de punta de ala de modo que la línea de cuerda se refiere a un 10 % más hacia fuera de la posición de división.

Los límites inferiores más preferidos del intervalo de ángulo de incidencia para la primera aleta de punta de ala en su raíz son -14° , -13° , -12° y -11° , y en su punta $+2^\circ$ adicionales a estos valores, mientras que los límites superiores más preferidos en la raíz de la primera aleta de punta de ala son -6° , -7° , -8° , -9° y, nuevamente, $+2^\circ$ más en la punta. Análogamente, los límites inferiores más preferidos para la segunda aleta de punta de ala en la raíz son -9° , -8° , -7° , -6° , y los límites superiores más preferidos son -1° , -2° , -3° , -4° , y nuevamente $+2^\circ$ más en la punta, respectivamente.

Nuevamente, los intervalos de ángulo definidos serán válidos para al menos el 70 %, preferiblemente al menos el 75 %, 80 %, 85 % e incluso el 90 % de la longitud en dirección de la envergadura de la respectiva aleta de punta de ala. En otras palabras: las porciones menores de las aletas de punta de ala que no cumplen con estos criterios no

son esenciales.

En cuanto al ángulo de incidencia de la primera aleta de punta de ala, es favorable utilizar el intervalo definido para minimizar su resistencia aerodinámica y producir no demasiado descenso del flujo de aire aguas abajo de la primera aleta de punta de ala. Un exceso de flujo descendente dificultaría la función de la segunda aleta de punta de ala, que se basa en la inclinación del flujo de aire debido al vórtice ya descrito. El intervalo dado para la segunda aleta de punta de ala ha demostrado ser ventajoso en términos de una contribución de empuje optimizada. En muchos casos, el ángulo de incidencia real de la primera aleta de punta de ala será menor que el de la segunda aleta de punta de ala, como también se puede observar en los intervalos dados, debido a que la corriente de aire aguas abajo de la primera aleta de punta de ala ya ha sido modificada. En cualquier caso, los intervalos definidos y, en la mayoría de los casos, un ángulo de incidencia ligeramente menor de la primera aleta de punta de ala en comparación con la segunda aleta de punta de ala, son resultados generales de las simulaciones de dinámica de fluidos por ordenador realizadas.

Preferiblemente, la invención también comprende una tercera aleta de punta de ala aguas abajo de la segunda aleta de punta de ala, y más preferiblemente, la invención se limita a estas tres aletas de punta de ala (por ala).

Más preferiblemente, la tercera aleta de punta de ala obedece a un intervalo de ángulo diedro relativo con respecto al segunda aleta de punta de ala también, es decir, de 5° a 35° con los mismos límites inferiores y superiores más preferidos que el ángulo diedro relativo entre la primera y la segunda aleta de punta de ala (pero se describe de forma independiente). Esta diferencia de ángulo diedro se entiende en la segunda aleta de punta de ala estando (preferiblemente más hacia arriba) inclinado con respecto al tercera aleta de punta de ala. La definición del ángulo diedro relativo es análoga a lo que se ha explicado anteriormente, pero naturalmente se refiere a una segunda y una tercera aleta de punta de ala, aquí.

Como ya se explicó, en lo que respecta a la relación entre la primera y la segunda aleta de punta de ala y su ángulo diedro relativo, también aquí, en la relación retrospectiva entre la segunda y la tercera aleta de punta de ala, no es favorable colocar la tercera aleta de punta de ala directamente "detrás" de la segunda aleta de punta de ala aguas arriba, ni es favorable desacoplarlos en un sentido aerodinámico. En cambio, mediante un ángulo diedro relativo en el intervalo dado, la tercera aleta de punta de ala estará nuevamente en posición de producir un efecto sinérgico aguas abajo de las primera y segunda aletas de punta de ala, y en particular, como se prefiere en esta invención, de generar una contribución de empuje una vez más.

Aún más preferible, la tercera aleta de punta de ala también está sujeto a una limitación del ángulo de incidencia de manera análoga a lo explicado anteriormente para las primera y segunda aletas de punta de ala, incluyendo las explicaciones en cuanto a la definición de la línea de cuerda. Aquí, para la tercera aleta de punta de ala, los intervalos serán de -7° a $+3^\circ$ en la raíz y, nuevamente, $+2^\circ$ más en la punta y la interpolación lineal entre ellos del intervalo. Límites inferiores más preferidos para el intervalo del ángulo de incidencia para la tercera aleta de punta de ala son -6° , -5° , -4° , -3° , y límites superiores más preferidos son $+2^\circ$, $+1^\circ$, 0° , -1° , en la raíz y $+2^\circ$ más en la punta. Nuevamente, los intervalos para el ángulo diedro relativo y el ángulo de incidencia serán válidos preferiblemente para al menos el 70 % de la longitud más corta de la segunda y tercera aleta de punta de ala, respectivamente, y para la longitud en dirección de la envergadura de la tercera aleta de punta de ala. Nuevamente, los límites preferidos adicionales son al menos 75 %, 80 %, 85 %, 90 %.

La función de la elección anterior del ángulo de incidencia de la tercera aleta de punta de ala es similar a la de la segunda aleta de punta de ala, es decir, que la corriente de aire a la que está sometido la tercera aleta de punta de ala ya ha sido modificada por las dos aletas de punta de ala aguas arriba y que la tercera aleta de punta de ala tiene la intención de producir una contribución de empuje junto con una resistencia mínima del sistema completo.

En una implementación adicional preferida, un ángulo de flecha hacia atrás, llamado ángulo de flecha hacia atrás, de las dos o tres aletas de punta de ala se encuentra en un intervalo de -5° a 35° , respectivamente, en relación al ángulo de flecha hacia atrás del ala principal (un valor positivo significa "hacia atrás"). En otras palabras, las aletas de punta de ala pueden estar inclinados hacia atrás de manera similar a una flecha, como suelen estarlo las alas de un avión, preferiblemente al menos tanto como el ala principal o incluso más fuerte. En ello, el ángulo de flecha hacia atrás no necesita ser el mismo para las tres aletas de punta de ala. Los límites inferiores más preferidos son -4° , -3° , -2° , -1° , mientras que los límites superiores más preferidos son 30° , 25° , 20° , 15° . Como se acaba de mencionar, el ángulo de flecha hacia atrás está relacionado con la inclinación del borde de ataque de la respectiva aleta de punta de ala en comparación con una línea horizontal perpendicular a la dirección de vuelo. Esto se puede definir en una posición horizontal ficticia de una aleta de punta de ala (el ángulo diedro y el ángulo de incidencia siendo cero y en una condición desenrollada de cualquier flexión). Alternativamente, el ángulo de flecha hacia atrás puede ser definido reemplazando la extensión real de la aleta de punta de ala en la dirección horizontal perpendicular a la dirección de vuelo (visto verticalmente) por la longitud en dirección de la envergadura b definida en otro lugar de esta solicitud.

Si el borde de ataque no es lineal, el ángulo de flecha hacia atrás se relaciona con una línea promedio con respecto al borde de ataque no lineal en el rango del 20 % al 80 % de la envergadura respectiva de las aletas de punta de ala.

Este rango de envergadura limitada tiene en cuenta que el borde de ataque puede deformarse por esquinas redondeadas (como en la modalidad) en el extremo exterior y por transiciones en el llamado carenado en su extremo interior. Dado que el ángulo de flecha hacia atrás es muy sensible a tales efectos, se "recorta" el 20 % en lugar del 10 % en los bordes.

En cuanto a la referencia, se tomará en cuenta el borde de ataque del ala principal, el rango del 50 % al 90 % de su envergadura y una línea promedio en este rango. Esto se debe a que la posición en dirección de la envergadura del 0 % se relaciona, como es habitual, con el centro del cuerpo base y, por lo tanto, no se encuentra en el ala principal en sí misma, y hay una llamada carenado de vientre en la transición del cuerpo base al ala principal que no solo está configurado como un perfil aerodinámico adecuado, sino que también es una transición hacia el perfil aerodinámico. Además, de todas formas, es apropiada una adaptación del ángulo de flecha hacia atrás de las aletas de punta de ala a la porción exterior de las alas principales.

Las simulaciones realizadas han demostrado que los resultados pueden ser optimizados mediante un ángulo de flecha hacia atrás ligeramente mejorado de las aletas de punta de ala, pero que este ángulo no debe ser exagerado. Dado que el ángulo de flecha hacia atrás tiene una conexión con el rango de velocidad habitual de la aeronave, es una referencia pragmática y técnicamente significativa comenzar desde el ángulo de flecha hacia atrás del ala principal.

Las explicaciones anteriores con respecto al ángulo diedro relativo son intencionalmente abiertas en cuanto a su "polaridad", es decir, si una aleta de punta de ala aguas abajo está inclinada hacia arriba o hacia abajo con respecto a una aleta de punta de ala aguas arriba. De hecho, los inventores han descubierto que el rendimiento aerodinámico es bastante insensible en este aspecto. Sin embargo, se prefiere que la primera aleta de punta de ala aguas arriba esté inclinado más hacia arriba que la segunda aleta de punta de ala (con y sin una tercera aleta de punta de ala). Además, se prefiere de forma independiente que la tercera aleta de punta de ala, si la hay, esté inclinado más hacia abajo que la segunda aleta de punta de ala. Los mejores resultados alcanzados hasta ahora se basan en este concepto, como se muestra en la modalidad.

Aunque se ha explicado anteriormente que el ángulo diedro relativo entre la primera y la segunda aleta de punta de ala (y también entre la segunda y la tercera aleta de punta de ala) es más importante que los valores absolutos de los respectivos ángulos diedros de las aletas de punta de ala, también son opciones preferidas para estos últimos. Para la primera aleta de punta de ala, el intervalo respectivo del ángulo diedro es de -45° a -15° , siendo los límites inferiores más preferidos -43° , -41° , -39° , -37° y -35° , mientras que los límites superiores más preferidos son -17° , -19° , -21° , -23° y -25° .

Para la segunda aleta de punta de ala, todos estos valores se desplazan en $+20^\circ$, incluyendo los límites más preferidos. Lo mismo se aplica a la tercera aleta de punta de ala, si lo hubiera, en relación a la segunda aleta de punta de ala. Nuevamente, estos intervalos de ángulo serán válidos para al menos el 70 %, preferiblemente al menos el 75 %, 80 %, 85 %, o incluso el 90 % de la longitud en dirección de la envergadura respectiva de la aleta de punta de ala.

Para mayor claridad: Las limitaciones del ángulo diedro relativo explicadas anteriormente se aplican en este contexto. Si, por ejemplo, se elige que el ángulo diedro de la primera aleta de punta de ala sea de -35° , el intervalo para este ángulo diedro de la segunda aleta de punta de ala se limitaría automáticamente a no ser más de 0° . Las definiciones de ángulo diedro relativo son dominantes, por lo tanto. Además, el ángulo diedro absoluto se define de manera similar al ángulo diedro relativo, con la diferencia de que uno de los lados iguales del triángulo isósceles es horizontal en lugar de estar en el borde de ataque de uno de las aletas de punta de ala.

Se ha encontrado que los valores absolutos demasiado bajos del ángulo diedro, como por debajo de -45° , y por lo tanto, las aletas de punta de ala orientadas más o menos hacia arriba, pueden ser desventajosas porque es más difícil proporcionar una transición adecuada y suave (carenado) entre el extremo de ala exterior principal y la aleta de punta de ala. Además, las simulaciones numéricas no han mostrado ninguna ventaja para ángulos diedros tan bajos. Por otro lado, valores muy grandes, es decir, aletas de punta de ala dirigidos fuertemente hacia abajo, como con un ángulo diedro de más de 25° , pueden tener el efecto perjudicial de reducir la distancia al suelo. Por supuesto, el efecto descrito para valores muy bajos también es válido para valores muy altos, pero, como se puede observar en la diferencia entre los límites de -45° y $+25^\circ$, la distancia al suelo suele ser un aspecto dominante (aunque existen excepciones, como los aviones de ala alta que son menos sensibles en cuanto a la distancia al suelo). Por lo tanto, los ángulos diedros desde uno de estos límites hasta el otro son generalmente preferidos y aún más preferidos en los intervalos definidos anteriormente para la primera, segunda y tercera aleta de punta de ala.

En cuanto a la longitud y dirección de la envergadura de las aletas de punta de ala respectivos, se prefieren ciertas proporciones con respecto a la longitud en dirección de la envergadura del ala (principal), a saber, del 2 % al 10 % para la primera aleta de punta de ala, del 4 % al 14 % para la segunda aleta de punta de ala y del 3 % al 11 % para la tercera aleta de punta de ala, si lo hay. Límites inferiores preferidos respectivos para la primera aleta de punta de ala son 2,5 %, 3,0 %, 3,5 %, 4,0 %, 4,5 %, 5,0 %. Límites superiores preferidos para la primera aleta de punta de ala son 9,5 %, 9,0 %, 8,5 %, 8,0 %, 7,5 %, 7,0 %. Para la segunda aleta de punta de ala, los límites inferiores más

preferidos son 5,0 %, 6,0 %, 6,5 %, 7,0 %, 7,5 %, 8,0 %, y los límites superiores más preferidos para la segunda aleta de punta de ala son 13 %, 12 %, 11,5 %, 11,0 %, 10,5 %, 10,0 %. Finalmente, los límites inferiores más preferidos para la tercera aleta de punta de ala son 3,5 %, 4,0 %, 4,5 %, 5,0 %, 5,5 %, 6,0 %, y los límites superiores más preferidos son 10,5 %, 10,0 %, 9,5 %, 9,0 %, 8,5 %, y 8,0 %.

La longitud en dirección de la envergadura se define aquí como la distancia desde la raíz de las aletas de punta de ala, es decir, en la separación de la aleta de punta de ala de las aletas de punta de ala vecinos (en el caso de la segunda aleta de punta de ala entre la primera y la tercera aleta de punta de ala, la separación más interna), hasta su extremo exterior en una dirección perpendicular a la dirección de vuelo y bajo la suposición de un ángulo de incidencia y un ángulo diedro de cero, es decir, con el aleta de punta de ala en posición horizontal. En caso de una forma no lineal de la aleta de punta de ala, como una parte curvada como en la primera aleta de punta de ala en la modalidad, la longitud en dirección de la envergadura se relaciona con una forma recta ficticia (una condición "desenrollada") ya que esta curvatura es una alternativa a una inclinación de diedro. Más precisamente, se refiere a un plano de proyección perpendicular a la dirección de vuelo y, en él, a la longitud del ala en términos de una línea media entre la línea de límite superior y la línea de límite inferior de la aleta de punta de ala proyectado. Para el ala principal, se aplica la misma definición, pero comenzando en el centro del cuerpo base (en el sentido de una semi envergadura). La longitud del ala principal se mide hasta la separación en las aletas de punta de ala; no es la longitud del ala completa incluyendo las aletas de punta de ala.

En cuanto a los intervalos de longitud relativa mencionados anteriormente para las aletas de punta de ala, estos tamaños han demostrado ser prácticos y efectivos en términos de las dimensiones típicas del vórtice de punta del ala principal, que es esencial para la función de las aletas de punta de ala. Las aletas de punta de ala demasiado pequeñas (demasiado cortas) no aprovechan todas las oportunidades, mientras que las aletas de punta de ala demasiado grandes alcanzan regiones con las puntas de sus respectivas aletas de punta de ala, donde el vórtice de la punta del ala principal ya es demasiado débil, por lo que el flujo de aire inclinado no puede aprovecharse en toda la longitud de las aletas de punta de ala (en particular la segunda y tercera) y el efecto de ampliación discutido anteriormente, como un concepto especialmente preferido de la invención, posiblemente producirá dos campos de vórtices separados en lugar de dos superpuestos.

Además, existen relaciones preferidas entre las longitudes en dirección de la envergadura de las aletas de punta de ala, en particular, se prefiere que la segunda aleta de punta de ala tenga una longitud de 105% a 180 % de la primera aleta de punta de ala. Asimismo, se prefiere que la longitud de la tercera aleta de punta de ala sea del 60 % al 120 % de la segunda aleta de punta de ala. En ello, los límites inferiores más preferidos para el primer intervalo son 110 %, 115 %, 120 %, 125 %, 130 %, 135 % y 140 %, mientras que los límites superiores más preferidos son 175 %, 170 %, 165 % y 160 %. Los límites inferiores más preferidos para el segundo intervalo son 65 %, 70 %, 75 %, mientras que los límites superiores más preferidos son 115 %, 110 %, 105 %, 100 %, 95 % y 90 %.

En un sentido más general, se prefiere que la segunda aleta de punta de ala sea al menos tan larga (en dirección de la envergadura) como la tercera aleta de punta de ala, preferiblemente más larga, y la tercera (y por lo tanto también la segunda) aleta de punta de ala sea al menos tan larga y preferiblemente más larga que la primera aleta de punta de ala. Esto se debe básicamente al hecho de que la segunda aleta de punta de ala debe aprovechar al máximo la región de flujo de aire inclinado ampliada por la primera aleta de punta de ala para producir un efecto máximo, y la tercera aleta de punta de ala deberá, nuevamente, producir un efecto análogo o similar pero no podrá hacerlo ya que la energía ya ha sido extraída del flujo de aire. Por lo tanto, debería ser de tamaño limitado para no generar demasiada resistencia.

Además, la relación de aspecto de las aletas de punta de ala es preferiblemente en el intervalo de 3 a 7, donde los límites inferiores más preferidos son 3,5 y 4,5, y los límites superiores más preferidos son 6,5, 6,0 y 5,5. Esto se refiere, al igual que cualquier limitación cuantitativa aquí, individualmente a cada aleta de punta de ala y se refiere a una modalidad de dos aletas de punta de ala donde hay comparativamente mucho espacio en la dirección de la línea de cuerda. Para una modalidad de tres aletas de punta de ala, las relaciones de aspecto pueden ser algo más altas y se prefieren en el intervalo de 4 a 9, donde los límites inferiores preferidos son 4,5 y 5,0, y los límites superiores más preferidos son 8,5, 8,0 y 7,5. Esto se refiere nuevamente a cada aleta de punta de ala individualmente.

Aunque las relaciones de aspecto más altas son más eficientes desde el punto de vista aerodinámico, tienen un área pequeña y, por lo tanto, producen fuerzas más pequeñas (y, por lo tanto, un empuje pequeño). En otras palabras, dentro de la limitación de longitud ya descrita, se prefiere un área de aleta de punta de ala sustancial. Por otro lado, una relación de aspecto demasiado baja aumenta la resistencia y disminuye la eficiencia en una cantidad que finalmente reduce la fuerza efectiva mediante un aumento de la resistencia. En resumen, las simulaciones de CFD mostraron repetidamente valores óptimos alrededor de 5.

La relación de aspecto se define como el doble de la longitud en dirección de la envergadura de un ala (es decir, la envergadura completa del avión en caso de un ala principal), y de manera similar el doble de la longitud en dirección de la envergadura de una aleta de punta de ala, dividido por la longitud de la línea de cuerda, es decir, como un valor promedio. Para ser precisos, la definición en esta solicitud de cortar el 10 % exterior de la longitud en dirección

de la envergadura al evaluar la longitud de la línea de cuerda, también es válida aquí para excluir la influencia de una estructura carenada y/o redondeos de una aleta de punta de ala.

Las implementaciones preferidas de la invención pueden tener ciertas longitudes de cuerda de raíz para las aletas de punta de ala. Los valores están definidos para dos casos, específicamente para un conjunto de exactamente dos y otro conjunto de exactamente tres aletas de punta de ala. Para dos aletas de punta de ala, la longitud de cuerda de raíz para la primera aleta de punta de ala puede estar en el intervalo del 25 % al 45 % de la longitud de la cuerda del ala principal junto a la división en las aletas de punta de ala (no en la raíz del ala principal).

En este caso, para la segunda aleta de punta de ala, el intervalo preferido respectivo es del 40 % al 60 %. Los límites inferiores más preferidos para la primera aleta de punta de ala son 27 %, 29 %, 31 %, y para la segunda aleta de punta de ala 42 %, 44 %, 46 %. Los límites superiores más preferidos para la primera aleta de punta de ala son 43 %, 41 %, 39 %, y para la segunda aleta de punta de ala 58 %, 56 %, 54 %.

El caso de exactamente tres aletas de punta de ala tiene un intervalo preferido para la primera aleta de punta de ala desde el 15 % hasta el 35 % de la longitud de cuerda del ala principal junto a la división, y desde el 25 % hasta el 45 % para la segunda aleta de punta de ala, y desde el 15 % hasta el 35 % para la tercera aleta de punta de ala. Límites inferiores más preferidos para la primera aleta de punta de ala son 17 %, 19 %, 21 %, para la segunda aleta de punta de ala 27 %, 29 %, 31 %, y para la tercera aleta de punta de ala 17 %, 19 %, 21 %. Límites superiores más preferidos para la primera aleta de punta de ala son 33 %, 31 %, 29 %, para la segunda aleta de punta de ala 43 %, 41 %, 39 %, y para la tercera aleta de punta de ala 33 %, 31 %, 29 %. La longitud de cuerda de punta respectiva de las aletas de punta de ala es preferiblemente en un intervalo del 40 % al 100 % de la longitud de cuerda de raíz respectiva, donde los límites inferiores más preferidos son 45 %, 50 %, 55 %, 60 %, y los límites superiores más preferidos son 95 %, 90 %, 85 %, 80 %.

En general, estas longitudes de cuerda tienen en cuenta la longitud total disponible, la distribución de tamaño ventajosa entre las aletas de punta de ala y la relación de aspecto deseada de los mismos. Además, se desea una cierta distancia intermedia entre las aletas de punta de ala en la dirección de vuelo para optimizar el flujo de aire. Como se puede observar a partir de los centros de los intervalos anteriores para las respectivas longitudes de acorde, se utiliza aproximadamente una longitud del 5 % al 25 %, preferiblemente al menos el 10 %, preferiblemente como máximo el 20 %, de la longitud disponible para esta distancia, incluso cerca de la raíz de las aletas de punta de ala en total. Esto significa que las longitudes de los acordes respectivos de las aletas de punta de ala preferiblemente no se suman al 100 %.

Además, está claro para el experto que se utiliza algún carenado (como el llamado carenado de vientre en la transición entre el cuerpo base y el ala principal) en la región de transición entre el extremo del ala principal y las raíces de las aletas de punta de ala. Por lo tanto, también se hace referencia a la longitud del cordón en el extremo del ala principal a una distancia del 10 % hacia dentro desde la división en las aletas de punta de ala (en relación con la longitud en términos de la mitad de la envergadura del ala principal) para estar claramente fuera de esta transición. De la misma manera, la longitud de cuerda de raíz de las aletas de punta de ala se refiere a una posición 10 % hacia fuera de la separación en las aletas de punta de ala para estar bien dentro de la forma adecuada del perfil aerodinámico de las aletas de punta de ala. Lo mismo se aplica a la posición de la línea de cuerda en relación, por ejemplo, al ángulo de ataque.

Además, en algunas alas y aletas de punta de ala, la esquina frontal exterior está "redondeada" como se describe en la modalidad que se explicará a continuación. Este redondeo se puede realizar mediante una reducción sustancial de la longitud de la cuerda en la parte más exterior de la aleta de punta de ala, pero no se considera parte de la característica mencionada anteriormente de la longitud de la cuerda relativa en la punta de la aleta de punta de ala en relación con la raíz de la aleta de punta de ala. Por lo tanto, se hace referencia aquí a la longitud de la cuerda de la aleta de punta de ala al 10 % de la longitud de la aleta de punta de ala hacia dentro de su punta.

Como ya se mencionó, la invención se utiliza preferentemente para dos alas del mismo avión mutuamente opuestas. En particular, las dos alas respectivas y las aletas de punta de ala según la invención en ambos lados pueden ser antisimétricos con respecto a un plano vertical central en el cuerpo base del avión. En este sentido, la invención también se refiere al avión completo.

Una categoría preferida de aviones son los llamados aviones de categoría de transporte, que tienen un tamaño determinado y están destinados al transporte de un número considerable de personas o incluso mercancías a distancias considerables. Aquí, las ventajas económicas de la invención son muy deseables. Esto se refiere a aviones subsónicos, pero también a aviones transónicos donde se producen condiciones supersónicas localmente, en particular por encima de las alas principales y posiblemente también por encima de las aletas de punta de ala. También se refiere a aviones supersónicos que tienen una velocidad de viaje de larga distancia en la región supersónica.

Además, la invención también se contempla en vista de piezas de actualización para mejorar aviones existentes. Por razones económicas, puede ser preferible agregar una parte de mejora que incluya al menos dos aletas de punta de

ala a un ala convencional (o dos alas opuestas) en lugar de cambiar alas completas o aletas de punta de ala. Esto es particularmente razonable porque la principal ventaja de la invención no puede ser aumentar la fuerza de ascenso de las alas, lo cual podría exceder las limitaciones de la estructura mecánica existente. Más bien, la invención tiene como objetivo preferentemente una contribución sustancial de empuje para mejorar la eficiencia y/o velocidad. En consecuencia, la invención también se refiere a dicha parte de actualización y su uso para mejorar un avión o un ala en términos de la invención.

En ambos casos, tanto para el avión completo como para la actualización de aviones existentes, la primera opción simulada para el avión ha sido el modelo A320 de Airbus. En ello, una parte exterior de las alas convencionales, llamado alerón fijo, puede ser desmontada y reemplazada por una estructura según la invención que tenga dos o tres aletas de punta de ala.

La invención se explicará a continuación con más detalles haciendo referencia a ejemplos de modalidades que no tienen la intención de limitar el alcance de las reivindicaciones, sino que se presentan únicamente con fines ilustrativos.

La Figura 1 muestra una vista en planta de un avión según la invención que incluye seis aletas de punta de ala dibujados esquemáticamente;

La Figura 2 es un diagrama esquemático que explica la creación de una fuerza de empuje por una aleta de punta de ala;

Las Figuras 3a y b son ilustraciones esquemáticas de la distribución de la velocidad del aire en un vórtice de punta;

La Figura 4 es una vista esquemática en perspectiva de un ala según la invención;

La Figura 5 es una vista frontal esquemática de una punta de ala según la invención que incluye dos aletas de punta de ala;

La Figura 6 es un diagrama que muestra dos gráficos de la dependencia del ángulo de inclinación en función de la distancia relacionados con la Figura 5;

La Figura 7 es una vista lateral esquemática para explicar los ángulos gamma de dos aletas de punta de ala de una modalidad;

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

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

La Figura 10 es una vista frontal de dicha ala;

La Figura 11 es una vista lateral de dicha ala;

La Figura 12 es una vista lateral que explica las líneas de referencia utilizadas para las simulaciones en la modalidad;

La Figura 13 es una vista superior que ilustra las mismas líneas de referencia;

Las Figuras 14 a 17 son diagramas que ilustran los ángulos beta a diferentes distancias desde la punta del ala principal para varias simulaciones en la modalidad;

La Figura 18 es una vista frontal de tres aletas de punta de ala según una modalidad de la invención que muestra sus ángulos diedros;

La Figura 19 es otra vista frontal de dos aletas de punta de ala para explicar un ángulo diedro relativo;

La Figura 20 es un dibujo esquemático para explicar la flexión de una primera ala;

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

La Figura 22 combina una vista frontal y una vista superior para explicar un ángulo de flecha hacia atrás de barrido de un ala de aleta;

La Figura 23 es una vista superior de tres aletas de punta de ala en un plano para explicar la forma;

La Figura 24 es un dibujo en perspectiva de un avión completo según la invención;

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

Figura 26 es una vista lateral de las tres aletas de punta de ala de la Figura 25; y

La Figura 27 es una vista frontal de la misma.

La Figura 1 es una vista en planta de un avión 1 que tiene dos alas principales 2 y 3 y dos estabilizadores horizontales 4 y 5, así como una cola vertical 6 y un fuselaje o cuerpo base 7. La Figura 1 representará un modelo de Airbus A 320 con cuatro motores de propulsión que no se muestran aquí. Sin embargo, en la Figura 1, las alas principales 2 y 3 tienen cada una tres aletas de punta de ala 8, 9, 10, respectivamente. Dos aletas de punta de ala respectivas que comparten un número de referencia son simétricas en espejo entre sí de manera análoga a las alas principales 2 y 3 y al cuerpo base 7, que 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 muestra un eje x opuesto a la dirección de vuelo y, por lo tanto, idéntico a la dirección principal del flujo de aire, y un eje y horizontal perpendicular a este. El eje z es perpendicular y dirigido hacia arriba.

La Figura 2 es una vista lateral esquemática de un perfil o ala (en la Figura 2 un perfil de ala simétrico estándar, en el caso del A 320 un perfil de ala asimétrico) de un ala principal 2 y un perfil de ala (por ejemplo, NACA 2412, un perfil de ala asimétrico estándar o RAE 5214, un perfil de ala asimétrico para condiciones de vuelo transónico) de una aleta de punta de ala W ejemplar, que es solo con fines explicativos.

Una línea horizontal sólida es el eje x ya mencionado. Una línea punteada en cadena 13 corresponde a la línea de cuerda del ala principal 2 (que conecta el punto más adelante y el punto final del perfil), el ángulo alfa allí entre ellos es el ángulo de ataque del ala principal.

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

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 la componente de la velocidad del flujo de aire en el plano del dibujo en cuanto a dirección y magnitud (longitud de la flecha). La Figura 3a muestra un punto de $x = 2,5 \text{ m}$ ($x = 0$ corresponde al extremo frontal de la punta del ala) y la Figura 3b se refiere a una ubicación aguas abajo de $x = 3,4 \text{ m}$. Se puede observar que el vórtice de punta "se desarrolla a medida que aumenta x" y que el vórtice está bastante concentrado alrededor de la punta del ala y desaparece rápidamente a medida que aumenta la distancia de la misma. Esta declaración se refiere a casi cualquier dirección al comenzar desde la punta del ala, sin diferencias cualitativas, pero también con pequeñas diferencias cuantitativas.

Además, las Figuras 3a y b ilustran que el vórtice en la punta del ala principalmente añade una componente ascendente a la velocidad del flujo de aire junto con una componente hacia fuera en la región inferior y una componente hacia dentro en la región superior. Con esto en mente, se puede entender que la Figura 2 muestra una dirección de flujo local con un ángulo beta con respecto a la dirección de vuelo x. Esta dirección local del flujo (ignorando los componentes perpendiculares al plano de dibujo de la Figura 2) ataca a la aleta de punta de ala simbólico W y causa una fuerza de ascenso L_n en él, como se muestra con una flecha. Este ascensor es perpendicular a la dirección del flujo por definición. Se puede ver como una superposición de una componente vertical hacia arriba y una componente de empuje positiva $F_{x_n, L}$.

Principalmente, lo mismo se aplica al arrastre D_n de la aleta de punta de ala W. Existe un componente de empuje negativo del arrastre, llamado $F_{x_n, D}$. La contribución de empuje de la aleta de punta de ala W, como se mencionó anteriormente en esta descripción, es la diferencia entre ellos, es decir, $F_{x_n} = F_{x_n, L} - F_{x_n, D}$ y es positiva aquí. Esto es lo que pretende la invención, a saber, una contribución positiva y efectiva de empuje de una aleta de punta de ala.

La Figura 4 muestra el ala principal 2 y dos aletas de punta de ala ejemplares de la Figura 2, a saber, 8 y 9. El ala 2 está ligeramente inclinada con respecto al eje y por un llamado ángulo de flecha hacia atrás y tiene una longitud de línea de cuerda que disminuye con la distancia desde el cuerpo base 7, desde una longitud de línea de cuerda raíz c_r hasta una longitud de línea de cuerda en la punta c_t . En un extremo de ala exterior 15, se montan aletas de punta de ala 8 y 9, también ver Figura 5.

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

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

La línea horizontal muestra "eta", es decir, la distancia desde el extremo de ala exterior 15 dividida por b, la longitud del ala principal 2.

Un primer gráfico con cruces se refiere a la condición sin aletas de punta de ala 8 y 9 y, por lo tanto, corresponde a las Figuras 3a y b, cualitativamente. El segundo gráfico que muestra círculos se refiere a una distribución de flujo de aire aguas abajo de la primera aleta de punta de ala 8 y, por lo tanto, aguas arriba de la segunda aleta de punta de ala 9 (el primer gráfico se refiere a la misma posición x). Los gráficos resultan de una simulación por ordenador de la distribución del flujo de aire (como las Figuras 3a y b).

Se puede ver fácilmente que el primer gráfico muestra un máximo de 16 cerca del extremo de ala exterior 15, mientras que el segundo gráfico tiene un máximo de 17 allí, un mínimo intermedio alrededor de $\eta = 1,025$ y otro máximo de 18 alrededor de $\eta = 1,055$, y disminuye hacia fuera a partir de ahí. Además, el segundo gráfico cae a un valor de más del 50 % de su máximo más pequeño (izquierda) y más del 40 % de su máximo más grande (derecha), mientras que cae a un valor aún superior al 25 % de su máximo más grande en aproximadamente $\eta = 1,1$, por ejemplo, a una distancia de aproximadamente el 10 % de b desde el extremo de ala exterior 15. Esta distribución de ángulo es una buena base para la función ya descrita de la aleta de punta de ala 9, comparar Figura 2.

Se han realizado simulaciones basadas en el tipo de avión Airbus A320. Se explicarán a continuación. Hasta ahora, los inventores logran una reducción de alrededor del 3 % de la resistencia total del avión con tres aletas de punta de ala, como se muestra en la Figura 1, mediante la contribución de empuje de las aletas de punta de ala y un pequeño aumento de la fuerza de ascenso total (en la región de tal vez un aumento del 1 % de ascenso). El aumento del ascenso permite que el avión vuele con una inclinación algo menor (comparar alfa en la Figura 2), lo que conduce a una reducción adicional de la resistencia total. Estas simulaciones han sido realizadas por el programa informático CFD (dinámica de fluidos computacional) de ANSYS.

Como estudio básico general, las simulaciones por ordenador para la optimización de la contribución de empuje de un conjunto de dos aletas de punta de ala (primer y segunda aleta de punta de ala) con un perfil aerodinámico principal NACA 0012 estándar y un perfil aerodinámico de aleta de punta de ala NACA 2412, sin ninguna inclinación de la aleta de punta de ala con respecto al ala principal (por lo tanto, con una configuración como se muestra en las Figuras 4 y 5), han demostrado que una relación de aspecto 5 es una buena elección. Aunque las relaciones de aspecto más altas son más eficientes desde el punto de vista aerodinámico, tienen un área más pequeña y, por lo tanto, producen fuerzas más pequeñas (y, por lo tanto, 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 de aleta de punta de ala sustancial. Por otro lado, una relación de aspecto demasiado baja aumenta la resistencia y disminuye la eficiencia en una cantidad que finalmente reduce la fuerza efectiva mediante un aumento de la resistencia. En resumen, las simulaciones de CFD mostraron repetidamente valores óptimos alrededor de 5.

Sobre esta base, se ha elegido una longitud b_1 de 2/3 para la primera aleta de punta de ala 8 aguas arriba del A320, es decir, 1 m, para permitir que la segunda aleta de punta de ala 9 aguas abajo aproveche la mayor parte de la región de vórtice ampliada, compare nuevamente la configuración de las Figuras 4 y 5 y los resultados en la Figura 6.

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

Para las aletas de punta de ala, en lugar del mencionado (disponible fácilmente) NACA 2412 de las simulaciones preliminares, se ha elegido un perfil aerodinámico transónico RAE 5214, que es un perfil aerodinámico transónico estándar y se adapta bien a las condiciones aerodinámicas del A320 a su velocidad y altitud de viaje típicas, comparar a continuación. El Airbus A320 es un avión modelo bien documentado y económicamente importante para la presente invención.

Los parámetros más influyentes son los ángulos de incidencia γ y el ángulo diedro δ (es decir, la inclinación con respecto a una rotación alrededor de un eje paralelo a la dirección de desplazamiento). En un primer estudio de mapeo grueso, los pasos de mapeo fueron de 3° a 5° para γ y 10° para δ . En este mapeo aproximado, se han incluido un primero y un segundo, pero no un tercero, en las simulaciones con el fin de tener una base para un estudio de la tercera aleta de punta de ala.

La Figura 7 ilustra el ángulo γ , es decir, γ_1 de la aleta de punta de ala 8, la primera aleta de punta de ala, y γ_2 de la aleta de punta de ala 9, la segunda aleta de punta de ala, ambos mostrados como perfiles aerodinámicos (comparar Figura 2) y con sus líneas de cuerda en relación al perfil aerodinámico del ala principal y su línea de cuerda. La Figura 8 ilustra el ángulo δ en una perspectiva como en la Figura 5, pero menos esquemática. Nuevamente, δ_1 está relacionado con la primera aleta de punta de ala 8 y δ_2 con la segunda aleta de punta de ala 9. Las estructuras en la parte izquierda de la Figura 8 son estructuras transitorias utilizadas para las simulaciones de CFD. Estas estructuras no corresponden al ala principal real del A320 a la cual se deben montar las aletas de punta de ala, las estructuras delgadas en el medio y a la derecha, pero definen un modelo pragmático para permitir la simulación.

La Figura 9 muestra una vista en planta del ala principal del A320, la punta del ala está orientada hacia abajo y el cuerpo de la base no se muestra, pero estaría en la parte superior. La Figura 9 muestra un ala principal 20 del A320 que en realidad tiene una estructura llamada alerón fijo, es decir, una placa vertical, en el extremo del ala, que se ha omitido aquí porque se sustituirá por las aletas de punta de ala según la invención.

La Figura 10 muestra el ala principal 20 de la Figura 9 en una vista frontal, en la Figura 11 se muestra el ala principal 20 en una vista lateral (perspectiva perpendicular a la dirección de desplazamiento - X). La geometría en V ligeramente inclinada de las alas principales del A320 se puede observar en las Figuras 10 y 11.

Se ha elegido una velocidad de viaje típica de 0,78 mach y una altitud de viaje típica de 10 668 m (35 000 pies), lo que significa una densidad del aire de 0,380 kg/m³ (comparación: 1,225 kg/m³ en tierra), una presión estática de 23,842 Pa, una temperatura estática de 218,8 K y una velocidad real del aire (TAS) de 450 kts, que equivale a

231,5 m/s. La velocidad elegida aquí es motivo de un modelo de simulación compresible en contraste con los modelos de simulación incompresibles más simples adecuados para velocidades más bajas y, por lo tanto, en particular para aviones de pasajeros más pequeños. Esto significa que la presión y la temperatura son variables en el flujo de aire y que aparecen áreas locales con velocidades de aire superiores a 1 Mach, lo cual se denomina flujo transónico. El peso total de la aeronave es de aproximadamente 70 toneladas. Un ángulo típico de ataque alfa es de 1,7° para el extremo del ala principal en forma de vuelo. Este valor se ilustra en la Figura 2 y se refiere al ángulo entre la línea de cuerda del ala principal en su extremo y la dirección real de vuelo. Se ha determinado mediante la variación de este ángulo y el cálculo de la fuerza de elevación resultante total de las dos alas principales. Cuando igualan los requeridos 70 to, el valor mencionado es aproximadamente correcto.

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

Los valores gamma y delta de las aletas de punta de ala 8 y 9 ("dedo 1 y dedo 2") se enumeran en la Tabla I, que muestra que la primera aleta de punta de ala 8 tiene un 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 la Figura 7 y 8), mientras que la segunda aleta de punta de ala 9 tiene un gamma de -5° y un delta de -10°. Partiendo de ahí, en la tercera y cuarta línea de la Tabla I, el gamma de la primera aleta de punta de ala 8 se ha disminuido y aumentado en 2°, respectivamente, y en la quinta y sexta línea, el delta de la primera aleta de punta de ala 8 se ha disminuido y aumentado en 10°, respectivamente. Las siguientes cuatro líneas repiten el mismo horario para la segunda aleta de punta de ala 9. Para comparación, la primera línea se refiere a un ala principal sin aleta de punta de ala (y sin alerón fijo). En la columna izquierda de los valores ya mencionados de gamma y delta, se enumeran los números de las simulaciones. V0040 es el segundo.

A partir de la sexta columna, es decir, desde los valores gamma y delta, se muestran los resultados de la simulación, concretamente la fuerza dirigida en el eje X en una sección exterior del ala principal (arrastre) en N (Newton, al igual que todas las demás fuerzas). En la séptima columna se muestra la fuerza dirigida en Z (ascenso) en esta sección exterior. La sección exterior se define a partir de una línea fronteriza aproximadamente 4,3 m hacia el interior de la punta del ala principal. Se utiliza en estas simulaciones porque esta sección exterior muestra una clara influencia de las aletas de punta de ala, mientras que la sección interna y el cuerpo base no lo hacen.

Las siguientes cuatro columnas muestran la resistencia y el ascenso tanto para las aletas de punta de ala ("dedo 1 y 2" siendo las primera y segunda aletas de punta de ala). Por favor, tenga en cuenta que los datos para "dedo 1" en la primera línea se refieren a lo que se conoce como punta del ala (en alemán: Randbogen), que es una estructura entre una interfaz exterior del ala principal y la estructura de alerón fijo mencionada anteriormente. Esta punta de ala es más o menos un extremo de ala exterior ligeramente redondeado y se ha tratado como un "primera aleta de punta de ala" aquí para hacer una comparación justa. Se sustituye por las aletas de punta de ala según la invención que se montan en la misma interfaz.

La siguiente columna muestra la relación completa de ascenso/arrastre del ala, incluyendo la sección exterior, la sección interior y las aletas de punta de ala (con excepción de la primera línea).

La siguiente columna es la reducción lograda por las dos aletas de punta de ala en las diversas configuraciones en cuanto a la resistencia ("fuerza X delta") y el valor relativo respectivo se encuentra en la penúltima columna.

Finalmente, se muestra la mejora relativa en la relación ascenso/arrastre. Por favor, tenga en cuenta que la Tabla I contiene valores redondeados, mientras que los cálculos se han realizado con valores exactos, lo cual explica algunas pequeñas inconsistencias al verificar los números en la Tabla I.

Se puede ver fácilmente que V0040 debe estar cerca de un óptimo local, ya que la reducción de arrastre y la mejora de la relación de ascenso-arrastre de 2,72 % y 6,31 %, respectivamente, son los mejores resultados en la tabla completa. La pequeña disminución de gamma de la primera aleta de punta de ala 8 (de -10 a -8) conduce a resultados en la cuarta línea (V0090) que son incluso un poco mejores. Lo mismo se aplica a una disminución del delta de la segunda aleta de punta de ala 9 de -10° a 0°, comparar V0093 en la penúltima línea. Además, una reducción del delta de la primera aleta de punta de ala 8 de -20° a -30° deja los resultados casi sin cambios, comparar V0091. Sin embargo, todos los demás resultados son más o menos notablemente peores.

La Figura 12 muestra una vista lateral en perspectiva de la Figura 11, pero con las dos aletas de punta de ala agregados al ala principal en la Figura 11 y, adicionalmente, con dos líneas punteadas para referencia posterior (líneas de referencia para el ángulo de velocidad del aire) y la Figura 13 muestra una vista en planta de la punta del ala principal y las dos aletas de punta de ala con las mismas líneas de referencia que en la Figura 12. Ambas líneas de referencia están aguas arriba del borde de ataque respectivo de la aleta de punta de ala por 10 cm y son paralelas a dicho borde de ataque.

La Figura 14 es un diagrama comparable a la Figura 6, que muestra el ángulo beta en el eje vertical y la distancia desde la punta del ala principal a lo largo de las líneas de referencia recién explicadas. El conjunto de parámetros

básicos y la simulación V0040 se representan mediante círculos, V0046 se representa mediante triángulos y V0090 se representa mediante diamantes. Las líneas sólidas se refieren a la línea de referencia aguas arriba de la primera aleta de punta de ala 8 y las líneas punteadas a la otra, aguas arriba de la segunda aleta de punta de ala 9 y aguas abajo de la primera aleta de punta de ala 8. La Tabla I aclara que V0046 tiene un gamma reducido de la primera aleta de punta de ala 8 y V0090 tiene un gamma aumentado de la primera aleta de punta de ala 8 con un tamaño de paso de 2°.

En primer lugar, los gráficos muestran que la primera aleta de punta de ala 8 produce una región de vórtice "ensanchada" significativamente, incluso aguas arriba de la primera aleta de punta de ala 8, como se muestra en las líneas sólidas. 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 de 16,35 m, lo que significa, por ejemplo, una eta de 1,031 para 1,5 m y de 1,07 para 1,2 m, aproximadamente (comparar Figura 6).

Este valor beta está en la región de 9°, lo cual equivale aproximadamente al 70 % del máximo a 0° (tanto para la línea de referencia entre ambas aletas de punta de ala, es decir, el gráfico punteado). Además, con el valor reducido de gamma, V0046 (triángulos) muestra un aumento de beta aguas arriba de la primera aleta de punta de ala 8 y una disminución de beta aguas abajo del mismo. Contrariamente a eso, con un gamma aumentado, V0090 muestra un beta aumentado aguas abajo de la primera aleta de punta de ala 8 y un beta disminuido aguas arriba de este. Así, la inclinación gamma (ángulo de incidencia) puede mejorar la tendencia ascendente del flujo de aire entre las aletas de punta de ala, especialmente en lugares más cercanos a la punta del ala principal que a 1 m, comparar Figura 14. En este caso, los valores beta por encima de una distancia de 1 m no se deterioran por ello. Los resultados en la Tabla I muestran que el rendimiento general de este conjunto de parámetros es incluso un poco mejor que V0040. Esto se debe obviamente a una reducción general de la resistencia (aunque el ángulo de incidencia se haya incrementado), es decir, a una contribución más fuerte al empuje total.

Por otro lado, una reducción del valor gamma de 10° a 8° y, por lo tanto, de V0040 a V0046, claramente conduce a resultados considerablemente deteriorados, comparar Tabla I.

En consecuencia, en un paso adicional de optimización, se podrían analizar valores de gamma mayores, pero no menores de 10° y posiblemente incluso un poco menores de 12°.

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 de punta de ala 8 ha sido variado desde -20° hasta -10° y hasta -30°, compara la Tabla I y la Figura 8. Obviamente, esto tiene poco impacto en la distribución del ángulo de velocidad del aire (beta) aguas arriba de la primera aleta de punta de ala 8 (líneas sólidas), pero tiene un impacto en los ángulos de la corriente de aire aguas abajo de este (líneas punteadas). Nuevamente, los valores beta aumentan un poco para distancias inferiores a 1 m al aumentar el valor delta, específicamente para V0091. Los resultados de rendimiento respectivos en la Tabla I son casi idénticos a los de V0040 y obviamente los valores beta en la Figura 15 también.

Por otro lado, disminuir el valor delta a -10 y alinear así ambas aletas de punta de ala (como se ve en la dirección de vuelo) cambia cualitativamente el gráfico punteado en la Figura 15. Los valores beta se reducen hasta aproximadamente 1 m, es decir, la longitud de la primera aleta de punta de ala 8, y claramente aumentan por encima de ese valor de distancia. Aparentemente, la segunda aleta de punta de ala 9 está algo en la estela de la primera aleta de punta de ala 8 hasta 1 m y "ve" el vórtice de la punta de la aleta de punta de ala a distancias superiores a 1 m. En resumen, esto no mejora los resultados, sino que conduce a cierto deterioro, como muestra la Tabla I. Los inventores asumen que el aumento de beta a distancias superiores a 1 m no compensa la disminución de beta a distancias más pequeñas.

La Figura 16 muestra otro diagrama análogo, ahora relacionado con una variación del ángulo gamma de la segunda aleta de punta de ala 9. Nuevamente, esto obviamente no tiene mucho impacto en los valores beta aguas arriba de la primera aleta de punta de ala 8 (líneas sólidas) pero tiene un impacto sustancial en los valores beta entre ambas aletas de punta de ala (líneas punteadas). Aquí, los valores beta aumentan con una pequeña disminución de gamma de 5° a 3° y, por el contrario, disminuyen con un aumento de gamma de 5° a 7°. De manera similar a las líneas sólidas en la Figura 14, un giro hacia la corriente de aire de la aleta de punta de ala obviamente disminuye la inclinación de la corriente de aire aguas arriba de la aleta de punta de ala. 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 de punta de ala mediante un aumento de gamma de la segunda aleta de punta de ala 9 deteriora sustancialmente la mejora de ascenso/arrastre. Además, una inclinación demasiado pronunciada de la aleta de punta de ala produce más ascenso, pero también genera un arrastre excesivo y, por lo tanto, conduce a un deterioro.

Obviamente, con un próximo paso de optimización, el valor gamma de las aletas de punta de ala aguas abajo debería dejarse en 5°.

Finalmente, la Figura 17 se refiere a una variación del ángulo delta de la segunda aleta de punta de ala 9 y arroja

resultados similares a la Figura 15: para V0094, los valores delta de ambas aletas de punta de ala son -20° y nuevamente el segunda aleta de punta de ala 9 parece estar en la estela de la aleta de punta de ala aguas arriba y muestra un fuerte impacto por el vórtice de la punta de la aleta de punta de ala, lo cual conduce a resultados comparativamente malos, especialmente en cuanto a la relación de ascenso y resistencia. Aumentar la diferencia delta entre ambas aletas de punta de ala en V0093 no cambia mucho en los valores beta y conduce a resultados similares (algo mejorados) en la Tabla I. Nuevamente, con un próximo paso de optimización, el rango de delta para la segunda aleta de punta de ala 9 entre 0° y -10° es interesante.

En base a los resultados anteriores, se han llevado a cabo investigaciones adicionales con tres aletas de punta de ala y nuevamente basadas en lo que se ha explicado anteriormente en relación al 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 de punta de ala. En consecuencia, basándose en los resultados comparables en cuanto a la reducción de la resistencia de más del 2,7 % y la relación ascenso/arrastre para el ala completa (comparar la cuarta columna desde el final y la segunda columna desde el final en la Tabla I), se consideraron especialmente los parámetros subyacentes V0040, V0090, V0091 y V0093. En consecuencia, se realizaron simulaciones con valores variables para el ángulo de incidencia gamma y el ángulo diedro delta de la tercera aleta de punta de ala basándose en estos cuatro conjuntos de parámetros y se evaluaron de manera similar a como se explicó anteriormente para las primera y segunda aletas de punta de ala.

Simultáneamente, se disponía de datos sobre la forma en vuelo del ala principal del A320, con el principal impacto de que la línea de cuerda en el extremo del ala principal está girada aproximadamente $1,5^\circ$ con respecto a la forma de plantilla llamada "forma de molde" que subyace en los cálculos explicados anteriormente. Esto se puede observar mediante los valores gamma ligeramente modificados explicados a continuación. Además, se disponía de datos sobre la resistencia del avión completo para diferentes inclinaciones del mismo, de modo que se pudo evaluar el impacto de una mejora en el ascenso general (tanto por la contribución de las aletas de punta de ala como por un aumento del ascenso del ala principal debido a una limitación de las pérdidas inducidas por el vórtice) en la resistencia general debido a una variación de la inclinación del avión.

Los resultados (no mostrados aquí en detalle) mostraron que la base V0091 resultó favorable. Se explicará a continuación la modalidad respectiva.

La Figura 18 muestra una vista frontal de las aletas de punta de ala 8, 9, 10 de esta modalidad tal como se ve en la dirección x e ilustra los ángulos diedros delta 1, 2, 3 de las tres aletas de punta de ala. La aleta de punta de ala más alta es la primera, la aleta de punta de ala del medio es la segunda y la aleta de punta de ala más baja es la tercera aguas abajo. La Figura 18 muestra cualitativamente que un ángulo diedro relativo sustancial pero limitado entre las aletas de punta de ala sucesivos también ha demostrado ser ventajoso para la modalidad de tres aletas de punta de ala.

Aprovechando esta oportunidad, la Figura 19 explica la definición del ángulo diedro relativo a lo largo del lenguaje de la reivindicación. En la misma perspectiva que la Figura 18, se muestran juntos la primera y la segunda aleta de punta de ala junto con dos radios r_1 y r_2 de diferente tamaño. El punto de encuentro de una línea vertical y una línea horizontal es la raíz R (en el punto de división horizontal y el encuentro de los bordes de ataque verticalmente) y un vértice de un triángulo isósceles mostrado, los otros dos vértices están en los bordes de ataque de las dos aletas de punta de ala y se denominan V1 y V2. El ángulo entre la línea R-V1 y la línea R-V2 es el ángulo diedro relativo si se toma como promedio sobre todos los radios r_i posibles dentro del alerón más corto de las dos aletas de punta de ala, es decir, la primera.

La diferencia visible entre la línea R-V1 desde el borde de ataque de la primera aleta de punta de ala está relacionada con la flexión de la primera aleta de punta de ala que se explicará a continuación, lo cual también es el motivo de la desviación entre la línea para delta 1 y la primera aleta de punta de ala en la Figura 18.

La Figura 20 ilustra la mencionada flexión de la primera aleta de punta de ala, que es una distribución de una parte del ángulo diedro a lo largo de una cierta porción de la longitud en dirección de la envergadura. En realidad, en la Figura 20, se muestra esquemáticamente un borde de ataque L que parte desde una raíz R y se dobla en forma de arco circular B que se extiende a lo largo de un tercio (330 mm) de su longitud con un radio de 750 mm y un ángulo de arco de -15° . Ya desde el inicio de R, el borde de ataque de la primera aleta de punta de ala tiene un ángulo diedro de -20° . Esto significa que fuera de la flexión, el ángulo diedro para el segundo y tercer tercio de la longitud de la primera aleta de punta de ala es en realidad de -35° . En un promedio a lo largo de toda la longitud en dirección de la envergadura de la primera aleta de punta de ala desde R hasta su extremo exterior, se obtiene un ángulo diedro promedio de aproximadamente -30° , de los cuales -15° han sido "distribuidos" a lo largo del arco como se describe.

La razón es que, en esta modalidad particular, un borde de ataque recto de la primera aleta de punta de ala con un ángulo diedro de -30° ha dificultado un poco proporcionar una transición suave de un borde de ataque a aquel del extremo del ala principal (en la región llamada carenado), mientras que con un ángulo diedro de -20° , la transición suave no ha causado ningún problema. Por lo tanto, para permitir un valor promedio de -30° , se ha elegido la solución de la Figura 20.

En general, está dentro de la enseñanza de esta invención utilizar formas de aleta de punta de ala que no sean rectas en dirección a lo largo de la dirección de la envergadura, como se muestra en la Figura 20. Incluso podrían tener forma de arco a lo largo de toda su longitud, como se mencionó anteriormente. Lo más relevante desde el punto de vista de los inventores es el ángulo diedro relativo en un sentido promedio. Si, por ejemplo, una primera y una segunda aleta de punta de ala fueran ambos en forma de arco de manera similar, de modo que la construcción de triángulo isósceles explicada anteriormente con un vértice fijo en la raíz se inclinaría cada vez más con el aumento de la longitud de los lados iguales debido a la curvatura de los bordes de ataque de la aleta de punta de ala, el ángulo diedro relativo según esta construcción podría incluso permanecer casi constante a lo largo de los bordes de ataque. Sin embargo, en una cierta porción a lo largo de la longitud en dirección de la envergadura, por ejemplo, de la segunda aleta de punta de ala, la porción próxima a lo largo de la longitud en dirección de la envergadura de la primera aleta de punta de ala estaría posicionada con respecto al segunda aleta de punta de ala de una manera que está bien descrita por el ángulo diedro relativo (recordar la forma algo simétrica de rotación del vórtice en el extremo del ala) y está bien descrita por la construcción triangular.

Los ángulos diédricos absolutos de la segunda y tercera aleta de punta de ala en esta modalidad son $\delta_2 = -10^\circ$ y $\delta_3 = +10^\circ$, en donde estas dos aletas de punta de ala de esta modalidad no tienen una forma de arco como se explica en la Figura 20. En consecuencia, el ángulo diedro relativo entre la primera y la segunda aleta de punta de ala es de 20° , es el mismo que el ángulo diedro relativo entre la segunda y la tercera aleta de punta de ala, y la primera aleta de punta de ala está más inclinado hacia arriba que la segunda aleta de punta de ala, siendo la segunda aleta de punta de ala más inclinado hacia arriba que la tercera aleta de punta de ala, comparar Figura 18. El ángulo δ_1 mostrado en la Figura 18 es el ángulo diedro inicial en la raíz de la primera aleta de punta de ala, es decir, -20° en lugar del valor promedio de -30° .

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 de punta de ala 8, 9, 10 y el ala principal 2. Los planos seccionales son diferentes, naturalmente, es decir, un 10 % hacia fuera de la longitud en dirección de la envergadura de las aletas de punta de ala desde las respectivas posiciones de división, y un 10 % hacia dentro en el caso del ala principal 2, como se explicó anteriormente, para proporcionar líneas de cuerda sin perturbaciones. Las líneas de los acordes 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 de punta de ala, $\gamma_2 = -4^\circ$ para la segunda aleta de punta de ala y $\gamma_3 = -1^\circ$ para la tercera aleta de punta de ala, todos ellos definidos en relación a la línea de cuerda del ala principal en la posición descrita hacia fuera y en la forma en vuelo de las aletas de punta de ala y del ala principal (todos los parámetros explicados para esta modalidad se refieren a la forma en vuelo).

La Figura 21 también muestra los respectivos puntos de rotación en la línea de cuerda del ala principal 2, así como en la línea de cuerda de los respectivos aleta de punta de ala 8, 9, 10. En cuanto a la longitud de la línea de cuerda respectiva de las aletas de punta de ala, los puntos de rotación se encuentran aproximadamente a un tercio de ella. En cuanto a la longitud de la línea de cuerda del ala principal 2, el punto de rotación de la primera aleta de punta de ala se encuentra en el 16,7 % (siendo el 0 % el punto más frontal de la línea de cuerda), el punto de rotación de la segunda aleta de punta de ala se encuentra en el 54,8 % y el punto de rotación de la tercera aleta de punta de ala se encuentra en el 88,1 %.

La Figura 22 ilustra el ángulo de flecha hacia atrás ϵ de una aleta de punta de ala representativa 9, es decir, el ángulo entre su borde de ataque y una dirección (y en la Figura 22) que es horizontal y perpendicular a la dirección de vuelo. Aquí, se considera que la aleta de punta de ala 9 es horizontal (δ y γ siendo cero de manera ficticia). Alternativamente, se podría utilizar la longitud en dirección de la envergadura de la aleta de punta de ala 9 en lugar de su extensión real en la dirección y al proyectarlo sobre un plano horizontal. Por favor, tenga en cuenta que también se consideraría que la forma de arco de la aleta de punta de ala 8, tal como se explica en la Figura 22, está desenrollada. En otras palabras, la longitud en dirección de la envergadura incluye la longitud del arco.

En la presente modalidad, el ángulo de flecha hacia atrás del ala principal 2 es de $27,5^\circ$. Las variaciones a partir de este valor mostraron que un ángulo de flecha hacia atrás aumentado de 32° es preferible para las aletas de punta de ala, en otras palabras, un ángulo de flecha hacia atrás de $4,5^\circ$ con respecto al ángulo de flecha hacia atrás del ala principal. Esto se aplica para la segunda y tercera aleta de punta de ala 9, 10 en esta modalidad, mientras que para la primera aleta de punta de ala 8, el ángulo de flecha hacia atrás se ha aumentado ligeramente a 34° para preservar una cierta distancia en la dirección x hacia el borde de ataque de la segunda aleta de punta de ala 9, comparar la vista superior en la Figura 25 explicada a continuación.

La Figura 23 es una vista superior ficticia de las tres aletas de punta de ala 8, 9, 10, para explicar su forma. Es ficticio porque los ángulos diedros y los ángulos de incidencia son cero en la Figura 23 y la forma de arco de la primera aleta de punta de ala 8 está desenrollada. La Figura 23 muestra la longitud respectiva en la longitud en dirección de la envergadura $b_1, 2, 3$. Además muestra las longitudes de las líneas de cuerda $cr_1, 2, 3$, a un 10 % de la longitud en dirección de la envergadura hacia fuera de puntos de división (estos se encuentran en la parte inferior de la Figura 23), así como las longitudes de las líneas de cuerda de la punta $ct_1, 2, 3$, a un 10 % hacia el interior de las puntas de las aletas de punta de ala.

Los valores actuales son (en el orden de la primera, segunda, tercera aleta de punta de ala): una longitud de cuerda de raíz c_r de 0,4 m, 0,6 m, 0,4 m; una longitud de cuerda de punta c_t de 0,3 m, 0,4 m, 0,25 m; una longitud en dirección de la envergadura b de 1 m, 1,5 m, 1,2 m. Esto corresponde a una longitud de cuerda de raíz c_r de aproximadamente el 25 % de la longitud de cuerda de ala principal en su extremo (según se define), aproximadamente el 37 % y aproximadamente el 25 %; una longitud de cuerda de punta en relación con la longitud de cuerda de raíz del 75 %, 67 % y 63 %; y una longitud en dirección de la envergadura en relación con la longitud en dirección de la envergadura del ala principal (16,4 m) del 6,1 %, 9,2 %, 7,3 %, respectivamente.

Por favor, tenga en cuenta que el ángulo de flecha hacia atrás mostrado en la Figura 23 no es el resultado de una operación de rotación. Esto se puede observar en que las longitudes de las líneas de cuerda c_r y c_t permanecen inalteradas y se mantienen en el plano $x-z$, es decir, horizontal en la Figura 23. Esto es necesario para no perturbar el perfil aerodinámico mediante la introducción del ángulo de flecha hacia atrás.

Además, la Figura 23 muestra un redondeo de la esquina exterior delantera respectiva de la forma de las aletas de punta de ala. Este redondeo se refiere a la región entre el 90 % y el 100 % de la longitud en dirección de la envergadura, en la cual la longitud de la línea de cuerda se reduce de manera continua desde el 90 % hasta el 100 % de la longitud en dirección de la envergadura en un 50 % de la longitud de la línea de cuerda, de modo que en la vista superior de la Figura 23 se genera una forma de arco. Es práctica común utilizar redondeos en las esquinas delanteras exteriores de las alas para evitar turbulencias en formas de esquinas afiladas. Mediante la reducción recién explicada de la longitud de la línea de cuerda en el 10 % exterior de la longitud en dirección de la envergadura, se puede preservar la naturaleza cualitativa del perfil aerodinámico.

El perfil aerodinámico utilizado aquí está adaptado a las condiciones transónicas en el ala principal del A320, a su velocidad y altitud de vuelo típicas, y se denomina RAE 5214. Como se acaba de explicar, este perfil aerodinámico sigue siendo válido en el 10 % exterior de la longitud en dirección de la envergadura de las aletas de punta de ala.

Además, este borde de fuga (opuesto al borde de ataque) de las aletas de punta de ala es romo por razones de fabricación y estabilidad al cortarlo al 98 % de la longitud de la línea de cuerda respectiva para todas las aletas de punta de ala.

La transformación de las formas mostradas en la Figura 23 a la geometría 3D real es la siguiente: primero, se introducen los ángulos de flecha hacia atrás que ya se muestran en la Figura 23. Segundo, se introduce la flexión de la primera aleta de punta de ala a lo largo de la tercera parte interna de su longitud en dirección de la envergadura, con un radio de 750 mm y un ángulo de 15°. Entonces, las aletas de punta de ala se inclinan mediante una rotación por el ángulo de incidencia γ . Entonces, los ángulos diedros se ajustan, es decir, inclinando la primera aleta de punta de ala 20° hacia arriba (otros 15° en la curvatura), la segunda aleta de punta de ala 10° hacia arriba y la tercera aleta de punta de ala 10° hacia abajo.

Por favor, tenga en cuenta que el procedimiento de transformación anterior no se refiere a la forma de la plantilla y a la geometría tal como se fabrica, que es ligeramente diferente y depende de las propiedades elásticas del ala principal y las aletas de punta de ala. Estas propiedades elásticas son objeto de la estructura mecánica del ala y las aletas de punta de ala, los cuales no forman parte de la presente invención y pueden ser muy diferentes de un caso a otro. Sin embargo, es práctica común para el ingeniero mecánico predecir deformaciones mecánicas bajo cargas aerodinámicas mediante, por ejemplo, cálculos de elementos finitos. Un ejemplo de un programa de ordenador práctico es NASTRAN.

Así, dependiendo de la implementación real, la forma de la plantilla puede variar, aunque la forma en vuelo podría no cambiar. Es, naturalmente, la forma en vuelo la que es responsable del rendimiento aerodinámico y de las ventajas económicas de la invención.

La Tabla II muestra algunos resultados cuantitativos de las tres modalidades de aleta de punta de ala recién explicadas (P0001). Se compara con el A320 sin la invención, pero, a diferencia de la Tabla I, incluye lo que se llama alerón fijo. Este alerón fijo es una estructura similar a una aleta de punta de ala y omitiendo la cerca, como se muestra en la Tabla I, se refiere a las mejoras mediante la adición de una construcción de aleta de punta de ala (dos) de acuerdo con la invención a un avión sin aleta de punta de ala, mientras que la Tabla II muestra las mejoras de la invención, es decir, su modalidad de tres aletas de punta de ala, en relación al A320 actual utilizado en la práctica, incluyendo la cerca. Esto se llama B0001.

Las relaciones de ascenso a resistencia 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 para seis masas totales diferentes del avión entre 55 t y 80 t, mientras que la Tabla I se refiere solo a 70 t. Las diferencias entre las masas se deben principalmente al contenido del tanque y, por lo tanto, a la distancia recorrida.

La Tabla II muestra claramente que la mejora de ascenso a resistencia por la invención en comparación con el A320 actual es de casi un 2 % en un caso ligero y casi un 5 % en un caso pesado. Esto muestra que la invención es más efectiva cuanto más pronunciado es el vórtice producido por el ala principal (en el caso pesado, el ascenso requerido

- es mucho mayor, naturalmente). En comparación con la Tabla I, las mejoras en la relación de ascenso a resistencia son más pequeñas (alrededor del 6.3 % para los mejores casos en la Tabla I). Esto se debe al efecto positivo del alerón fijo convencional incluida en la Tabla II y a la deformación en vuelo del ala principal, es decir, una cierta torsión del ala principal que reduce el vórtice hasta cierto punto. Para un caso típico de 70t, la reducción de arrastre de un A320 que incluye la modalidad de las tres aletas de punta de ala de la invención en comparación con el A320 convencional que incluye un alerón fijo es de 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 de punta de ala y también a una contribución limitada de ascenso de las aletas de punta de ala y a una mejora del ascenso del ala principal mediante una reducción del vórtice. Como se explicó anteriormente, las contribuciones de ascenso permiten una menor inclinación del avión completo en condiciones de vuelo y, por lo tanto, pueden "transformarse" en una reducción de la resistencia. El resultado es aproximadamente del 3 % como se acaba de mencionar.
- Para ilustrar, las Figuras 24 a 27 muestran la forma tridimensional del A320 y tres aletas de punta de ala, a saber, una vista en perspectiva en la Figura 24 del avión completo, una vista superior del extremo del ala principal y las aletas de punta de ala en la Figura 25 (en contra de 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 del ala principal y las aletas de punta de ala, así como también un engrosamiento en la parte interna de los bordes de fuga de las primera y segunda aletas de punta de ala. Estas estructuras son intuitivas y están diseñadas para evitar turbulencias.

Ejecución CFDC	Dedo 1				Dedo 2				Sección exterior del ala Fuerza X		Sección exterior del ala Fuerza Z		Dedo 1		Dedo 2		Relación de ala completa Ascenso/ Arrastre		Fuerza X Delta		Reducción de arrastre		Mejora de relación Ascenso/ Arrastre	
	γ	δ	γ	δ	(Sim)	(N)	(Sim)	(N)	(Sim)	(N)	(Sim)	(N)	(Sim)	(N)	(Sim)	(N)	(-)	(-)	(N)	(%)	(%)	(%)	(%)	
V204b_L02	-10	-20	-05	-10	839	68862	-38	6331	0	0	0	0	4553	24,4	22,9	-476	-2,72	6,31						
V0040_A245_L02					730	67992	-160	1805	-200	-281	-244	4553	24,4	24,3	-422	-2,41	5,91							
V0046_A245_L02	-08	-20	-05	-10	731	68172	-151	2339	-281	-244	-244	4553	24,4	24,3	-486	-2,78	6,32							
V0090_A245_L02	-12	-20	-05	-10	733	67839	-137	1230	-223	-223	-223	4553	24,4	24,3	-469	-2,68	6,16							
V0092_A245_L02	-10	-10	-05	-10	719	67718	-162	1748	-265	-265	-265	4741	24,4	24,4	-475	-2,71	6,32							
V0091_A245_L02	-10	-30	-05	-10	743	68214	-150	1716	-145	-145	-145	5931	24,3	24,3	-368	-2,10	6,09							
V0038_A245_L02	-10	-20	-03	-10	753	68711	-173	1916	-227	-227	-227	3272	24,2	24,2	-468	-2,67	5,44							
V0042_A245_L02	-10	-20	-07	-10	711	67221	-150	1683	-240	-240	-240	4594	24,4	24,4	-479	-2,73	6,34							
V0093_A245_L02	-10	-20	-05	-10	709	67510	-146	1821	-249	-249	-249	4576	24,3	24,3	-461	-2,64	5,96							
V0094_A245_L02	-10	-20	-05	-10	754	68031	-165	1683																

Tabla I

Tabla II

P0001 vs B0001 - solo ala				
		P0001 IID	B0001 L/D	Mejora de la relación ascenso/arrastre
5	m [t]			[%]
	55,0	27,7	27,1	1,9
	60,0	27,1	26,3	2,8
10	65,0	25,8	24,9	3,5
	70,0	24,1	23,1	4,1
	75,0	22,3	21,3	4,5
15	80,0	20,5	19,6	4,7

REIVINDICACIONES

1. Un ala (2, 3) para un avión (1), dicha ala (2, 3) que comprende:

5 un extremo de ala exterior en un lado opuesto de dicha ala (2, 3) con respecto a un lado interior del ala (2, 3) para su montaje en el avión (1),
 al menos dos aletas de punta de ala (8, 9, 10) en dicho extremo de ala exterior conectados a dicha ala (2, 3),
 una primera aguas arriba (8) de dichas aletas de punta de ala (8, 9, 10) que precede a una segunda aguas
 10 abajo (9) de dichas aletas de punta de ala (8, 9, 10) en una dirección de vuelo de dicha ala (2, 3),
 dicha primera aleta de punta de ala (8) y dicha segunda aleta de punta de ala (9) están mutuamente
 inclinadas, visto en contra de la dirección de vuelo, por un ángulo diedro relativo delta 1, 2 en un intervalo de
 5° a 35°,
 en donde dicho ángulo diedro relativo delta 1, 2 se define como el ángulo de apertura en la raíz de las aletas
 de punta de ala de un triángulo isósceles visto en una proyección contra dicha dirección de vuelo, que tiene
 15 un vértice (R) en la raíz, es decir, en cuanto a la posición horizontal vista en la proyección contra dicha
 dirección de vuelo, en un punto de división de ambas aletas de punta de ala (8, 9) donde ambas aletas de
 punta de ala (8, 9) están separadas en la dirección horizontal en el sentido de la cuerda vista verticalmente
 desde arriba, y, en cuanto a la posición vertical, en el centro de esas ubicaciones respectivas en los bordes
 de ataque de dichas aletas de punta de ala (8, 9) en dicha posición horizontal, o, en dicha posición horizontal
 20 si los bordes de ataque coinciden allí,
 un vértice (V1) en el borde de ataque de dicha primera aleta de punta de ala (8) y
 un vértice (V2) en el borde de ataque de dicha segunda aleta de punta de ala (9),
 y dicho intervalo de ángulo diedro relativo que es válido, en una variación de la longitud de los lados del
 triángulo adyacentes al vértice de la raíz (R), durante al menos el 70 % de la longitud de ese lado del
 25 triángulo adyacente al vértice de la raíz (R) que se encuentra a lo largo de una de las alas de la primera aleta
 de punta de ala (8) y la segunda aleta de punta de ala (9) más corta,
 caracterizada porque dichas aletas de punta de ala (8, 9) están inclinadas con respecto a su respectiva línea
 de cuerda de la aleta de punta de ala, es decir, en una posición del 10 % de la longitud de la aleta de punta
 de ala hacia el exterior de una división en dichas aletas de punta de ala (8, 9) del ala (2, 3), en relación con
 30 una línea de cuerda del ala principal (2, 3), en una posición del 10 % de la longitud del ala principal de dicha
 ala (2, 3) hacia el interior de una división en dichas aletas de punta de ala (8, 9) del ala, alrededor de un eje
 horizontal que es perpendicular a dicha dirección de vuelo por un ángulo de incidencia
 gamma 1 en un intervalo de -15° a -5° para dicha primera aleta de punta de ala (8) y
 gamma 2 en un intervalo de -10° a 0° para dicha segunda aleta de punta de ala (9)
 35 en su posición respectiva, el 10 % de la longitud respectiva de la aleta de punta de ala hacia fuera de la
 división y
 en un intervalo de -13° a -3° para dicha primera aleta de punta de ala (8) y
 en un intervalo de -8° a +2° para dicha segunda aleta de punta de ala (9)
 en su respectiva punta,
 40 el intervalo de ángulo de incidencia se interpola linealmente entre la posición de la aleta de punta de ala
 respectiva, a un 10 % de la longitud de la aleta de punta de ala respectiva hacia fuera de la división, y la
 punta de la aleta de punta de ala respectiva,
 en donde un ángulo de incidencia positivo significa una rotación en el sentido de las manecillas del reloj de la
 aleta de punta de ala (8, 9) visto desde el lado izquierdo del avión (1),
 45 dichos intervalos de ángulo de incidencia son válidos para al menos el 70 % de una longitud en dirección de
 la envergadura a lo largo de dicha primera aleta de punta de ala (8) y dicha segunda aleta de punta de ala
 (9), respectivamente.

2. El ala (2, 3) de la reivindicación 1 que tiene una tercera aleta de punta de ala (10) aguas abajo de dicha segunda
 50 aleta de punta de ala (9),

dicha tercera aleta de punta de ala (10) y dicha segunda aleta de punta de ala (9) están mutuamente
 inclinadas, visto en contra dicha dirección de vuelo, por un ángulo diedro relativo delta 2, 3 en un intervalo de
 5° a 35°,
 55 en donde dicho ángulo diedro relativo delta 2, 3 se define como el ángulo de apertura en la raíz de las aletas
 de punta de ala (8, 9, 10) de un triángulo isósceles que tiene un vértice en la raíz, es decir, en un punto de
 división de ambas aletas de punta de ala (9, 10) en dirección horizontal y en el centro de las posiciones de los
 bordes de ataque de dichas aletas de punta de ala (9, 10) en dirección vertical,
 un vértice en dicho borde de ataque de dicha segunda aleta de punta de ala (9) y un vértice en un borde de
 60 ataque de dicha tercera aleta de punta de ala (10), como se ve en una proyección contra dicha dirección de
 vuelo, dicho triángulo tiene una longitud variable de los dos lados iguales del triángulo
 y dicho intervalo de ángulo diedro relativo es válido para al menos el 70 % de la longitud de lado igual a lo
 largo de una de dichas segunda aleta de punta de ala (9) y tercera aleta de punta de ala (10) más corta.

3. El ala (2, 3) de la reivindicación 1 o 2, dicha tercera aleta de punta de ala (10) está inclinada con su línea de
 65 cuerda de la aleta de punta de ala, es decir, en una posición del 10 % de la longitud de la aleta de punta de ala

hacia fuera de una división en las aletas de punta de ala (9, 10) de dicha ala (2, 3), en relación con una línea de cuerda del ala principal (2, 3), en una posición del 10 % de la longitud del ala principal de dicha ala (2, 3) hacia dentro de una división en las aletas de punta de ala (9, 10) de dicha ala (2, 3), alrededor de un eje horizontal que es perpendicular a la dirección de vuelo por un ángulo de incidencia γ 3 en un intervalo de -7° a $+3^\circ$ en su raíz y en un intervalo de -5° a $+5^\circ$ en su punta, el intervalo de ángulo de incidencia se interpola linealmente entre la raíz de la tercera aleta de punta de ala y la punta de la tercera aleta de punta de ala, en donde un ángulo de incidencia positivo significa una rotación en el sentido de las manecillas del reloj de la aleta de punta de ala (10) visto desde el lado izquierdo del avión, dicho intervalo de ángulo de incidencia es válido para al menos el 70 % de una longitud en dirección de la envergadura a lo largo de la tercera aleta de punta de ala (10).

4. La ala (2, 3) de una de las reivindicaciones anteriores, en donde un ángulo de flecha hacia atrás (ϵ) con respecto a un borde de ataque de dicha ala (2, 3) se encuentra en un intervalo de -5° a 35° con respecto a un ángulo de flecha hacia atrás de dicha ala (2, 3) para todas las aletas de punta de ala (8, 9, 10), es decir, en referencia a una línea promedio con respecto al borde de ataque de cada aleta de punta de ala (8, 9, 10) en el rango del 20 % al 80 % de la envergadura respectiva de la aleta de punta de ala.

5. El ala (2, 3) de una de las reivindicaciones anteriores, en donde dicha primera aleta de punta de ala (8) está inclinada hacia arriba en relación con dicha segunda aleta de punta de ala (9).

6. El ala (2, 3) de la reivindicación 2, opcionalmente en combinación con una de las reivindicaciones 3 a 5, en donde dicha segunda aleta de punta de ala (9) está inclinada hacia arriba en relación con dicha tercera aleta de punta de ala (10).

7. El ala (2, 3) de una de las reivindicaciones anteriores, en donde la inclinación de la primera aleta de punta de ala (8) con respecto a una línea horizontal y vista en contra dicha dirección de vuelo por un ángulo diedro delta 1 está en un intervalo de -45° a -15° , un valor negativo del ángulo diedro significa una inclinación hacia arriba, el intervalo de ángulo diedro respectivo de la segunda aleta de punta de ala (9) delta 2 está en un intervalo de -25° a $+5^\circ$ y el intervalo de ángulo diedro respectivo de la tercera aleta de punta de ala (10), si la hay, delta 3 es de -5° a $+25^\circ$,

en donde dicho ángulo diedro se define como el ángulo de apertura en la raíz de la aleta de punta de ala de un triángulo isósceles visto en una proyección contra dicha dirección de vuelo, teniendo un vértice en la raíz, es decir, en lo que respecta a la posición horizontal vista en la proyección contra dicha dirección de vuelo, en un punto de división donde ambas aletas de punta de ala (8, 9) están separadas en la dirección horizontal en el sentido de la cuerda vista verticalmente desde arriba, o, en caso de tres aletas de punta de ala (8, 9, 10), en el punto de división más interior, de dichas aletas de punta de ala (8, 9, 10) en la dirección horizontal en el sentido de la cuerda y, en cuanto a la posición vertical, en esa ubicación en el borde de ataque de dichas aletas de punta de ala (8, 9) en dicha posición horizontal, un vértice en el borde de ataque de la respectiva aleta de punta de ala, y un vértice en una línea horizontal que incluye dicho vértice en dicha raíz y dichos intervalos de ángulo diedro son válidos, en una variación de la longitud de los lados del triángulo adyacentes al vértice raíz (R), durante al menos el 70 % de la longitud de ese lado del triángulo adyacente al vértice raíz (R) que se encuentra a lo largo de la aleta de punta de ala respectiva.

8. El ala (2, 3) de una de las reivindicaciones anteriores, en donde dicha primera aleta de punta de ala (8) tiene una longitud en dirección de la envergadura b_1 en un intervalo del 2 % al 10 % de la longitud en dirección de la envergadura principal de dicha ala (2, 3), dicha segunda aleta de punta de ala (9) tiene una longitud en dirección de la envergadura b_2 en un intervalo del 4 % al 14 % de dicha longitud en dirección de la envergadura principal de dicha ala (2, 3), y dicha tercera aleta de punta de ala (10), si la hay, tiene una longitud en dirección de la envergadura b_3 en un intervalo del 3 % al 11 % de dicha longitud en dirección de la envergadura principal de dicha ala (2, 3).

9. El ala (2, 3) de una de las reivindicaciones anteriores, en donde dicha segunda aleta de punta de ala (9) tiene una longitud en dirección de la envergadura b_2 en un intervalo del 105 % al 180 % de la longitud en dirección de la envergadura b_1 de la primera aleta de punta de ala (8), y dicha tercera aleta de punta de ala (10), si la hay, tiene una longitud en dirección de la envergadura b_3 en un intervalo del 60 % al 120 % de la longitud en dirección de la envergadura b_2 de la segunda aleta de punta de ala (9).

10. El ala (2, 3) de una de las reivindicaciones anteriores, en donde dichas primera (8) y segunda (9) aletas de punta de ala tienen una relación de aspecto respectiva en un intervalo de 3 a 7 en el caso de dos aletas de punta de ala (8, 9), y en donde dichos primera (8), segunda (9) y tercera (10) aletas de punta de ala, en caso de tres aletas de punta de ala (8, 9, 10), tienen una relación de aspecto respectiva en un intervalo de 4 a 9.

11. El ala (2, 3) de una de las reivindicaciones anteriores, en donde, en el caso de dos aletas de punta de ala (8, 9) solamente,

- una longitud de cuerda de raíz cr1 de dicha primera aleta de punta de ala (8) se encuentra en un intervalo del 25 % al 45 % de la longitud de cuerda de ala principal en la división en dichas aletas de punta de ala (8, 9) de dicha ala (2, 3),
 y una longitud de cuerda de raíz cr2 de dicha segunda aleta de punta de ala (9) está en un intervalo del 40 % al 60 % de la longitud de cuerda de ala principal en la división en las aletas de punta de ala (8, 9) del ala (2, 3),
 para el caso de tres aletas de punta de ala (8, 9, 10), una longitud de cuerda de raíz cr1 de dicha primera aleta de punta de ala (8) se encuentra en un intervalo del 15 % al 35 % de la longitud de cuerda de ala principal en la división en dichas aletas de punta de ala (8, 9, 10) de dicha ala (2, 3),
 una longitud de cuerda de raíz cr2 de dicha segunda aleta de punta de ala (9) se encuentra en un intervalo del 25 % al 45 % de la longitud de cuerda de ala principal en la división en las aletas de punta de ala (8, 9, 10) del ala (2, 3),
 y una longitud de cuerda de raíz cr3 de dicha tercera aleta de punta de ala (10) está en un intervalo del 15 % al 35 % de la longitud de cuerda de ala principal en la división en las aletas de punta de ala (8, 9, 10) de dicha ala (2, 3),
 las longitudes de cuerda de raíz cr1/2/3 de dichas aletas de punta de ala (8, 9, 10) en relación a una posición del 10 % de la longitud en dirección de la envergadura de dichas aletas de punta de ala b1/2/3 hacia fuera de dicha división y la longitud de cuerda de ala principal en relación a una posición del 10 % de la longitud en dirección de la envergadura de ala principal hacia dentro de dicha división, respectivamente.
12. El ala (2, 3) de una de las reivindicaciones anteriores, en donde una longitud de cuerda de punta ct1 de dicha primera aleta de punta de ala (8) y una longitud de cuerda de punta ct2 de dicha segunda aleta de punta de ala (9) y una longitud de cuerda de punta ct3 de dicha tercera aleta de punta de ala (10), si la hay, en una punta respectiva de dicha aleta de punta de ala respectiva (8, 9, 10), se encuentra en un intervalo del 40 % al 100 % de la longitud de cuerda de raíz cr1/2/3 respectiva de dicha aleta de punta de ala (8, 9, 10), las longitudes de cuerda de raíz de dichas aletas de punta de ala (8, 9, 10) se relacionan con una posición del 10 % de la longitud en dirección de la envergadura b1/2/3 respectiva de dicha aleta de punta de ala (8, 9, 10) hacia fuera de la división de dicha ala principal (2, 3) en dichas aletas de punta de ala (8, 9, 10), y las longitudes de cuerda de punta de dichas aletas de punta de ala (8, 9, 10) se relacionan con una posición del 10 % de la longitud en dirección de la envergadura b1/2/3 respectiva de dicha aleta de punta de ala (8, 9, 10) hacia dentro de la punta respectiva de dicha aleta de punta de ala.
13. Un avión (1), en particular un avión de categoría de transporte (1), que tiene dos alas (2, 3) mutuamente opuestas según una de las reivindicaciones anteriores.
14. Uso de una pieza de mejora que comprende al menos dos aletas de punta de ala (8, 9, 10) para montar en un ala (2, 3) con el fin de producir un ala (2, 3) según una de las reivindicaciones 1 a 12 o un avión (1) según la reivindicación 13, las al menos dos aletas de punta de ala (8, 9, 10) están adaptadas para tener las características de las al menos dos aletas de punta de ala (8, 9, 10) mencionadas en la respectiva una de las reivindicaciones 1 a 13 en el estado de estar montados en el ala (2, 3).

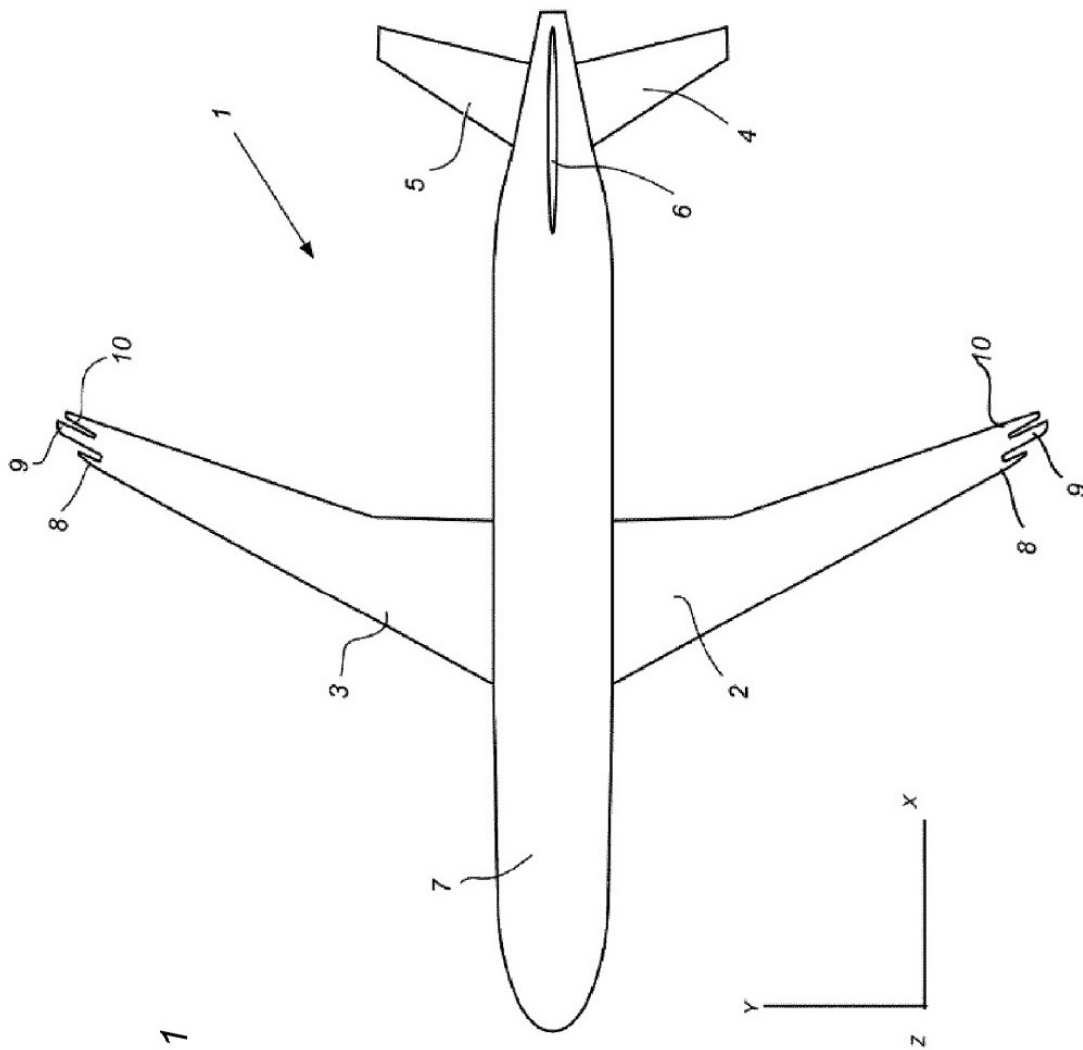


Figure 1

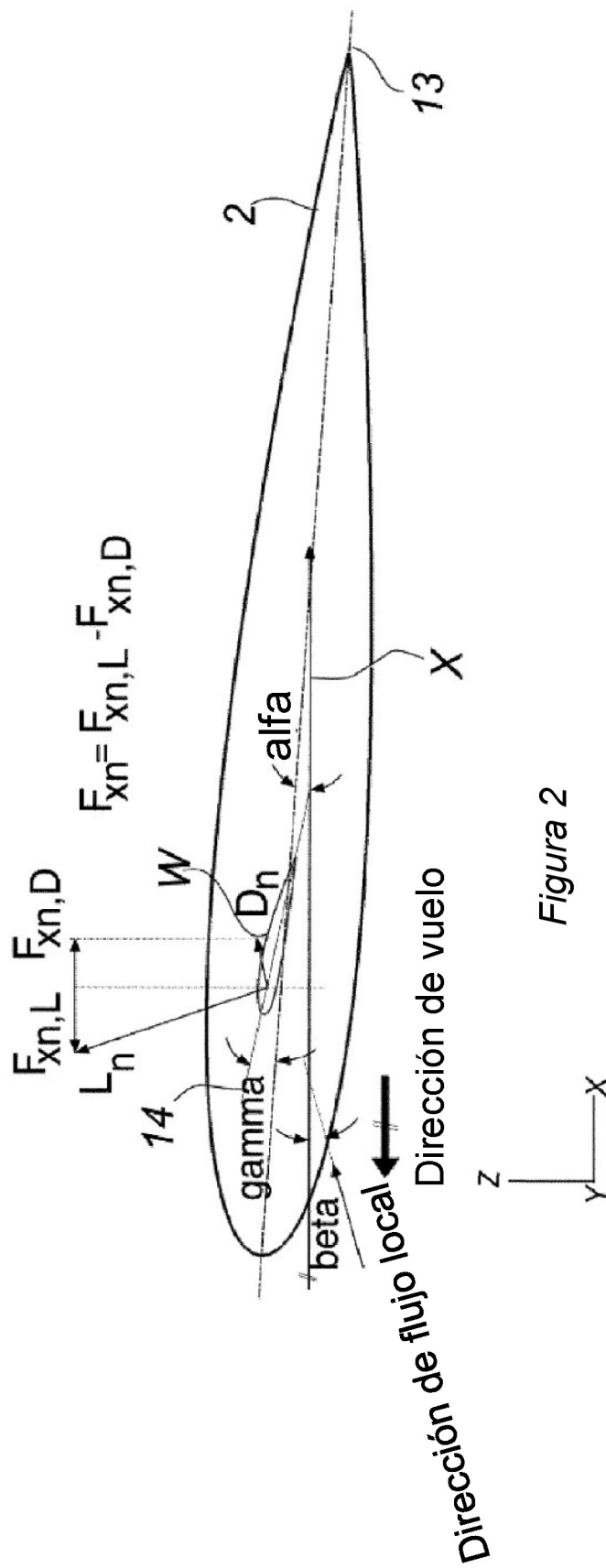


Figura 2

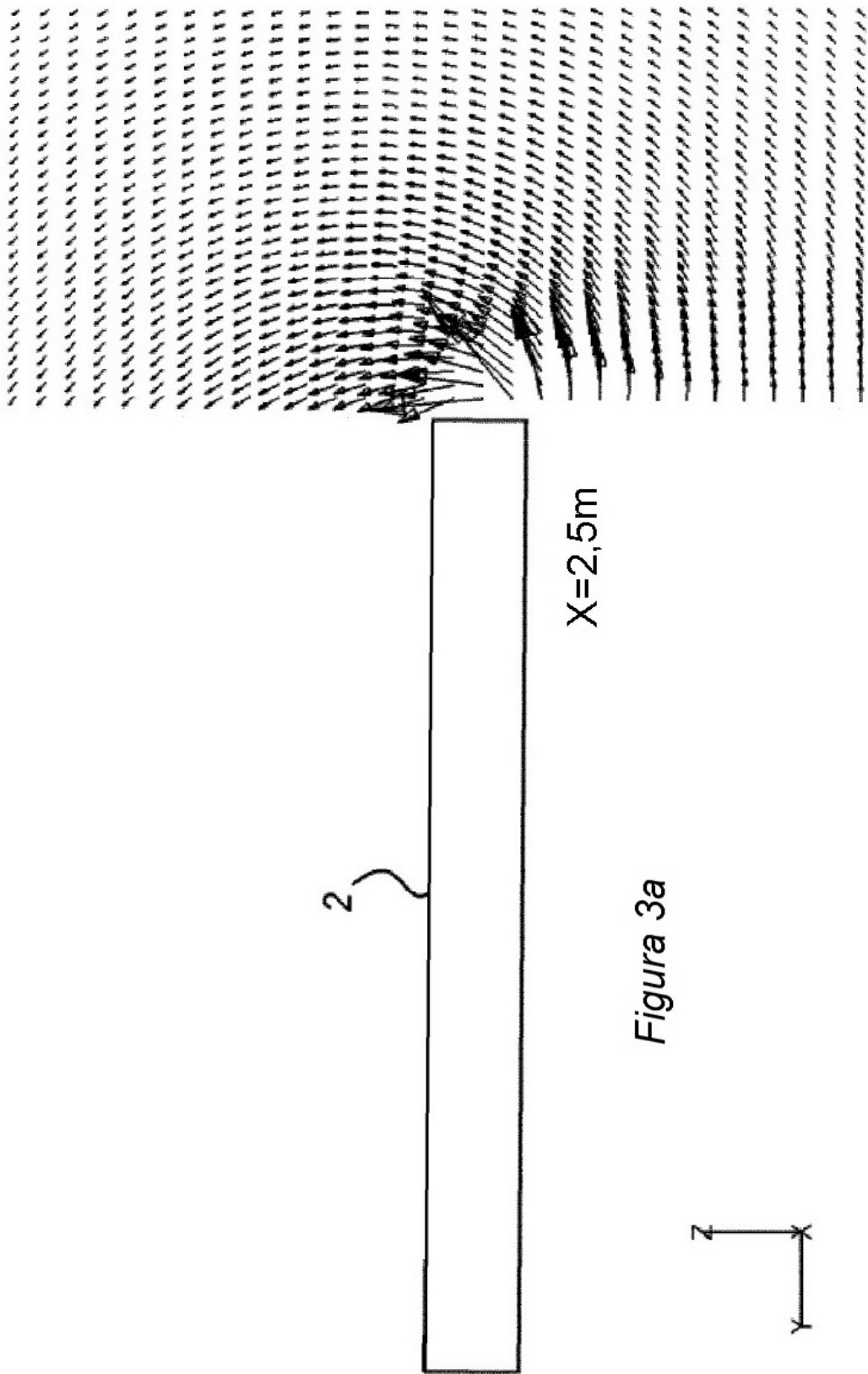


Figura 3a

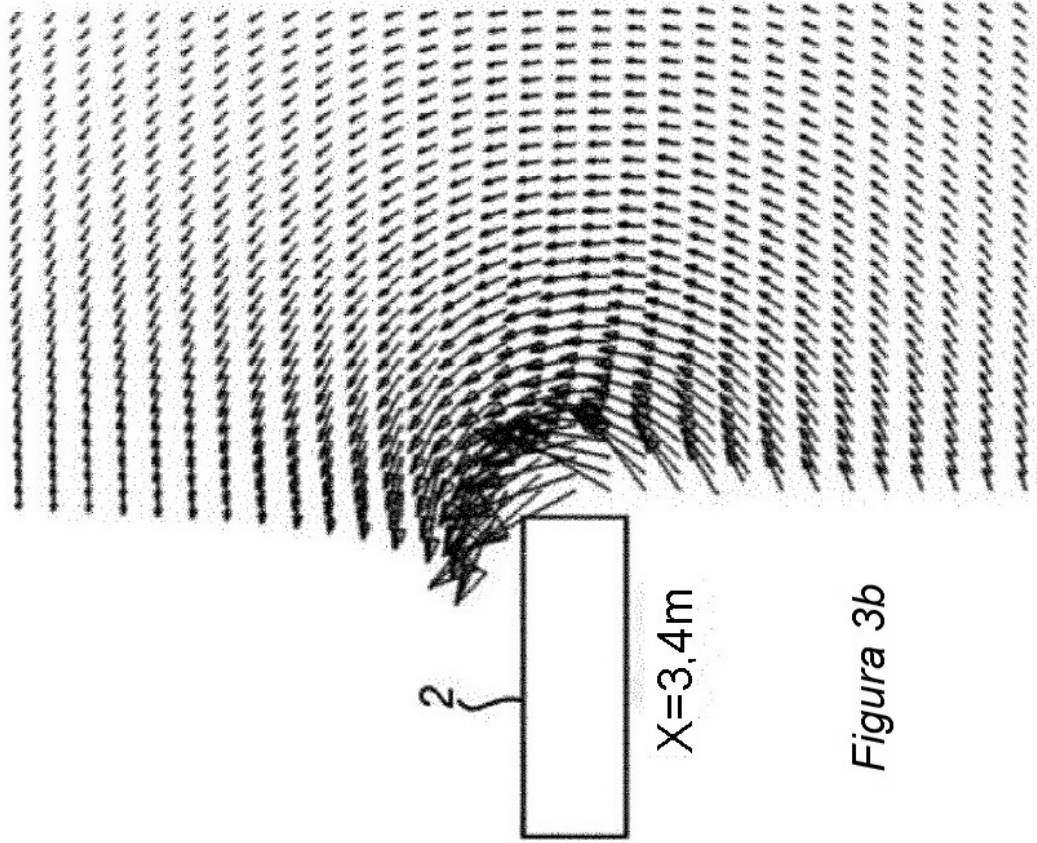
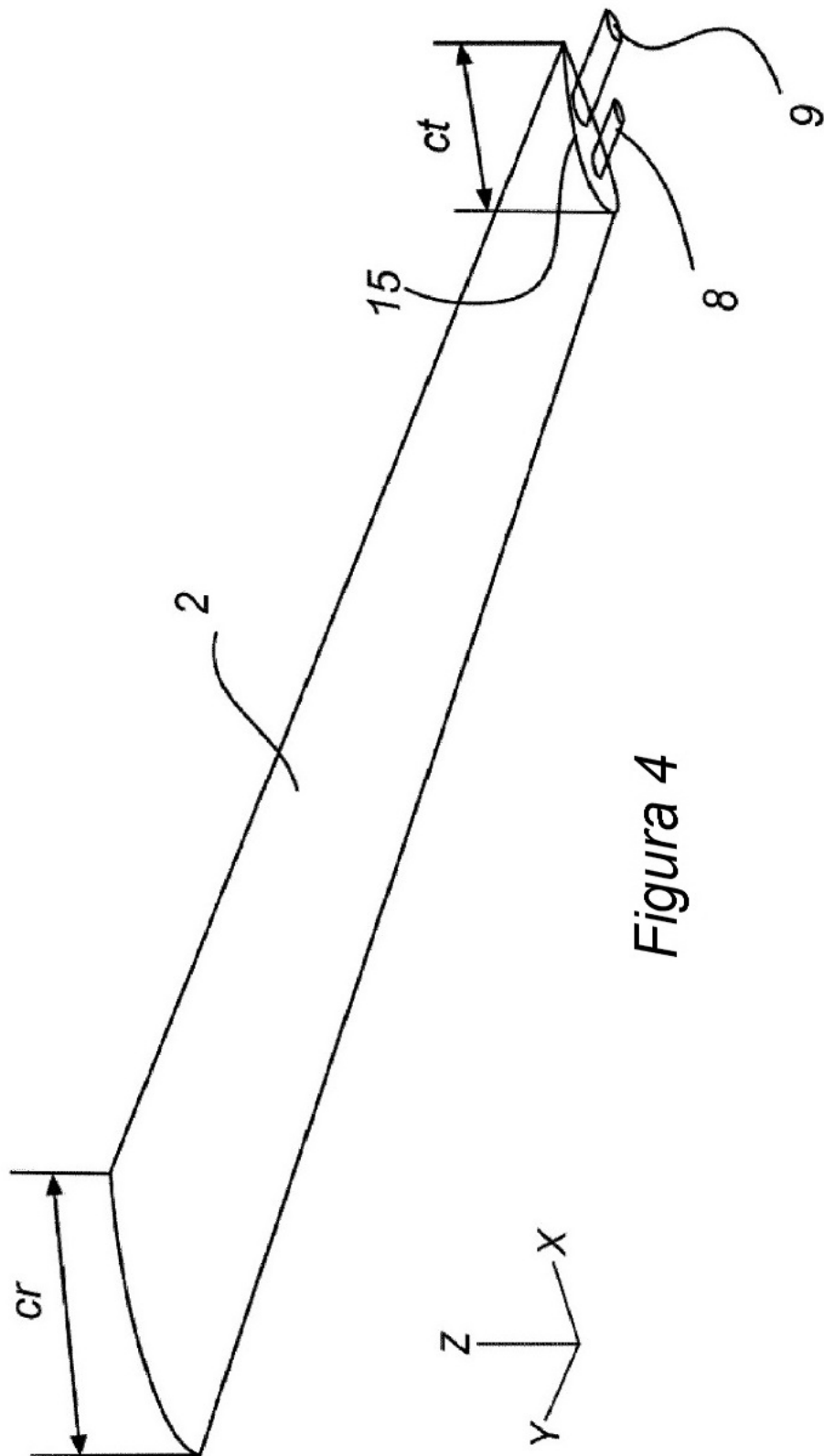
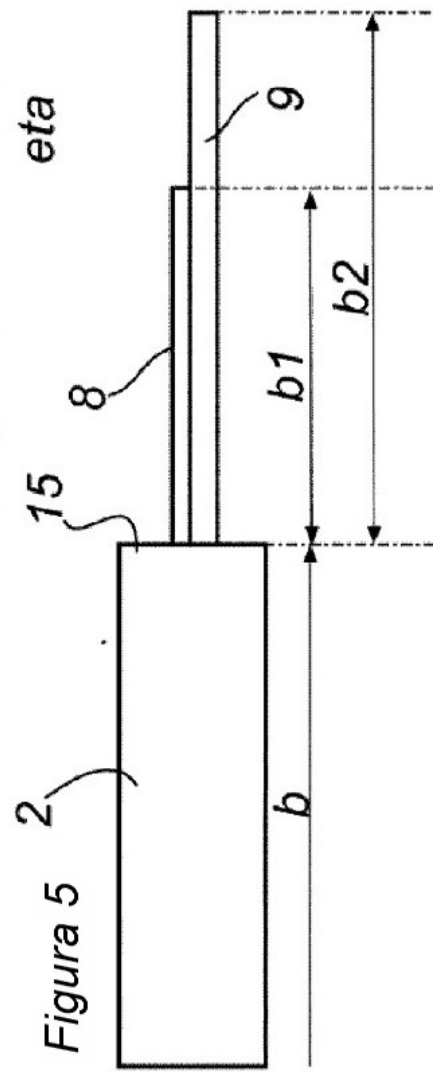
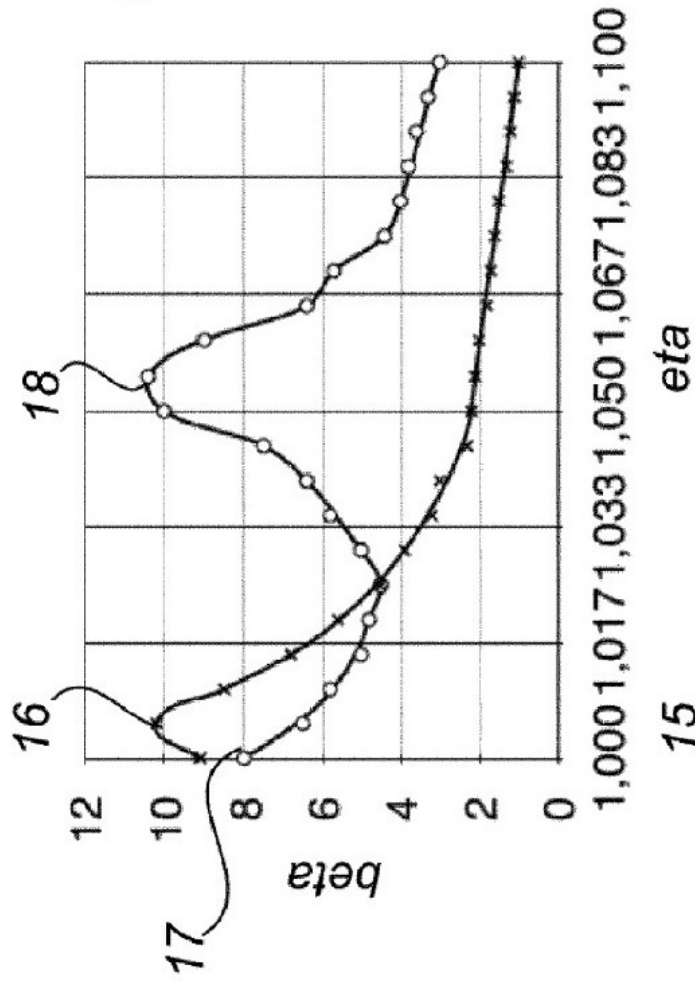


Figura 3b





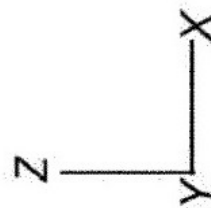
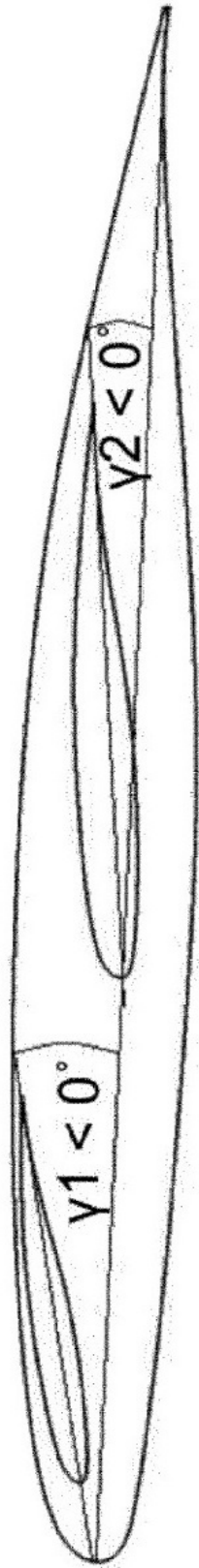
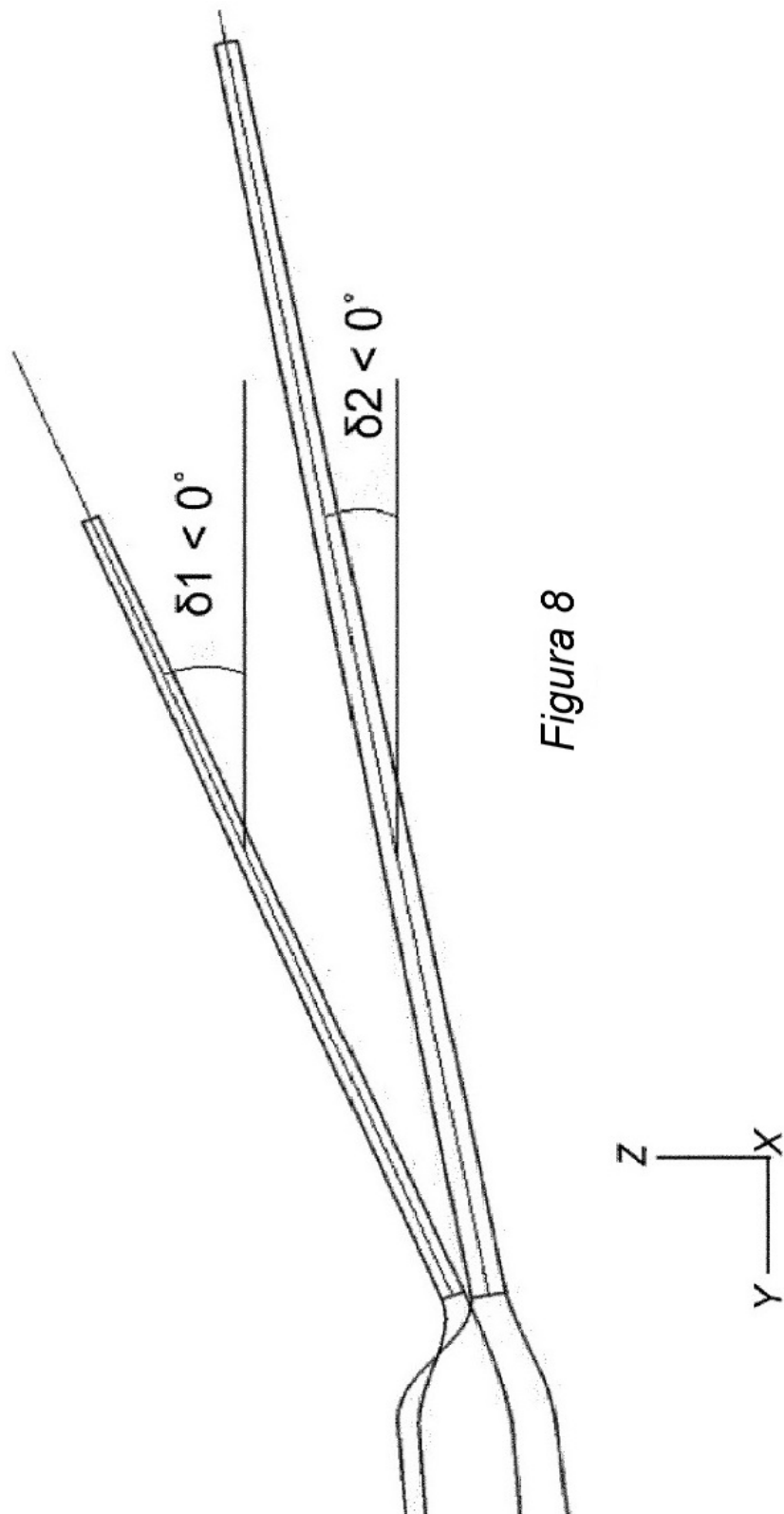
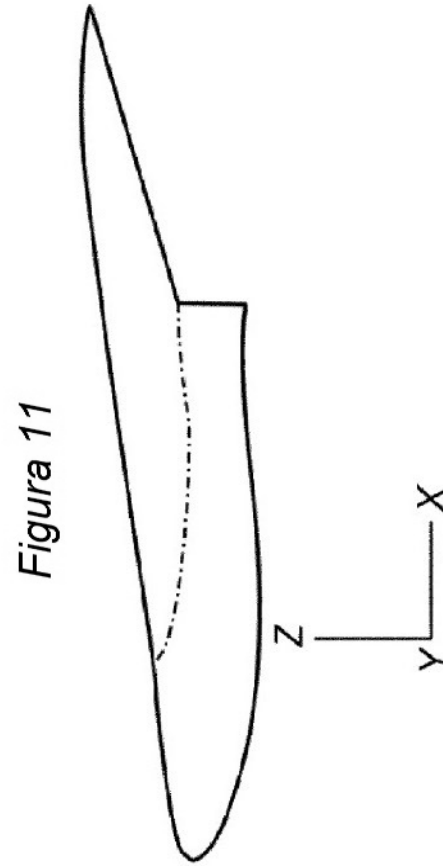
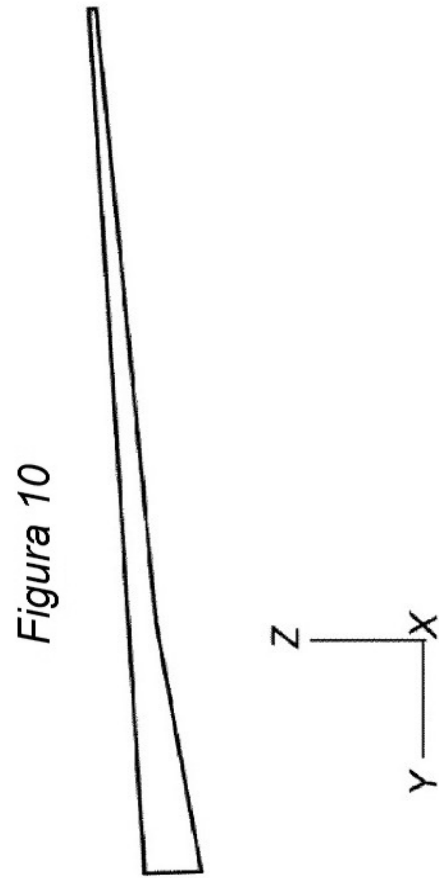
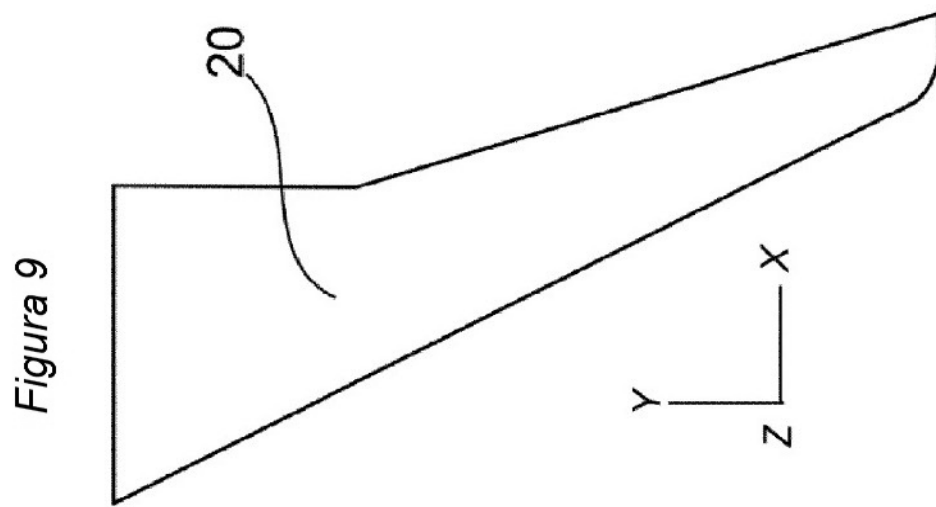
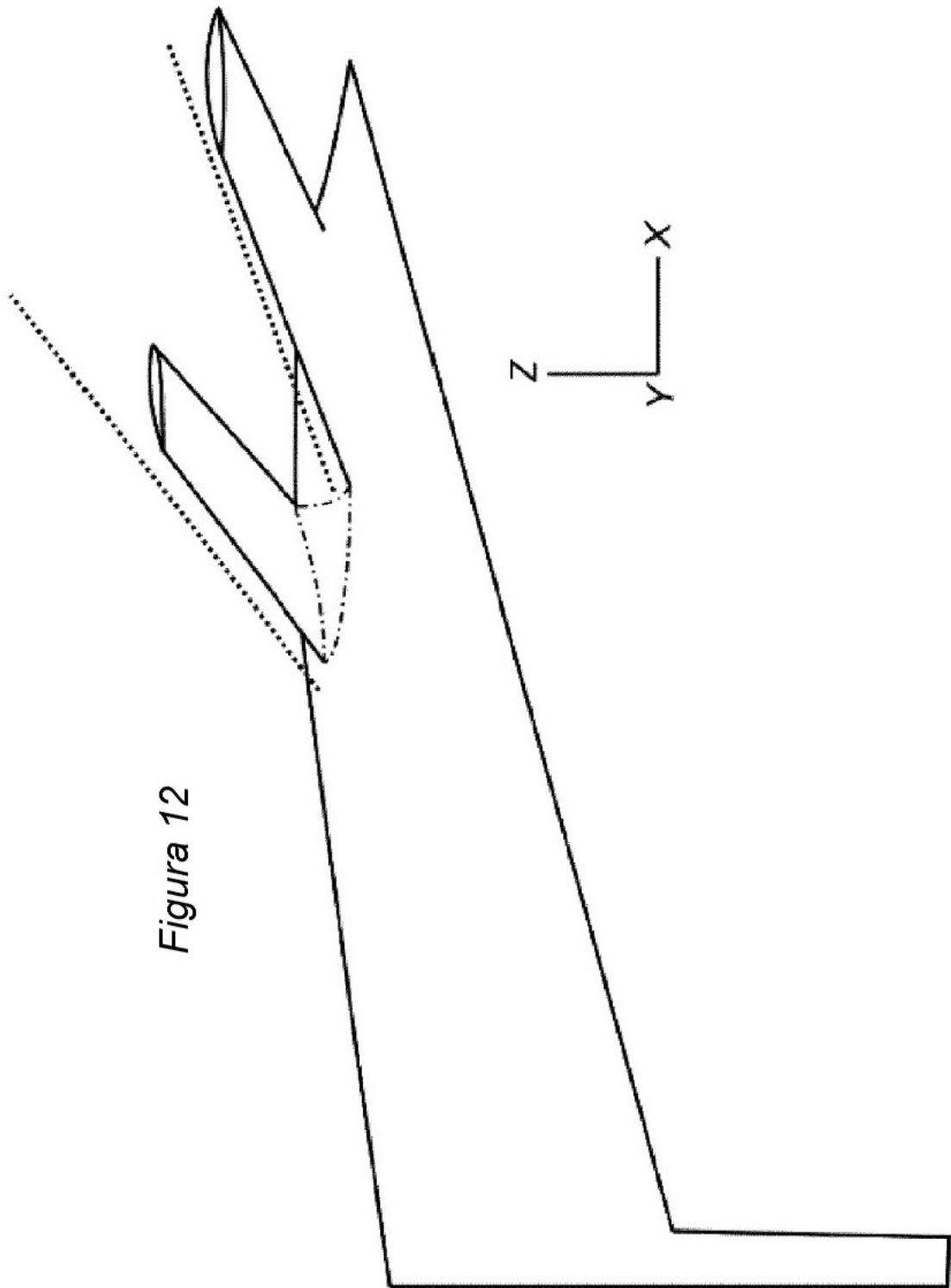
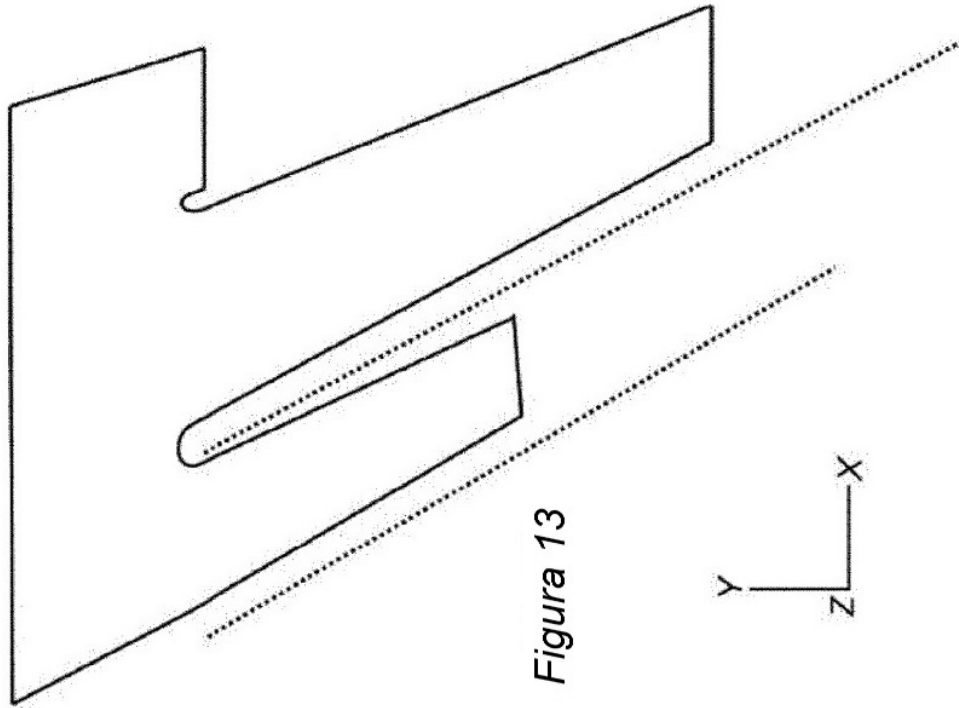


Figura 7









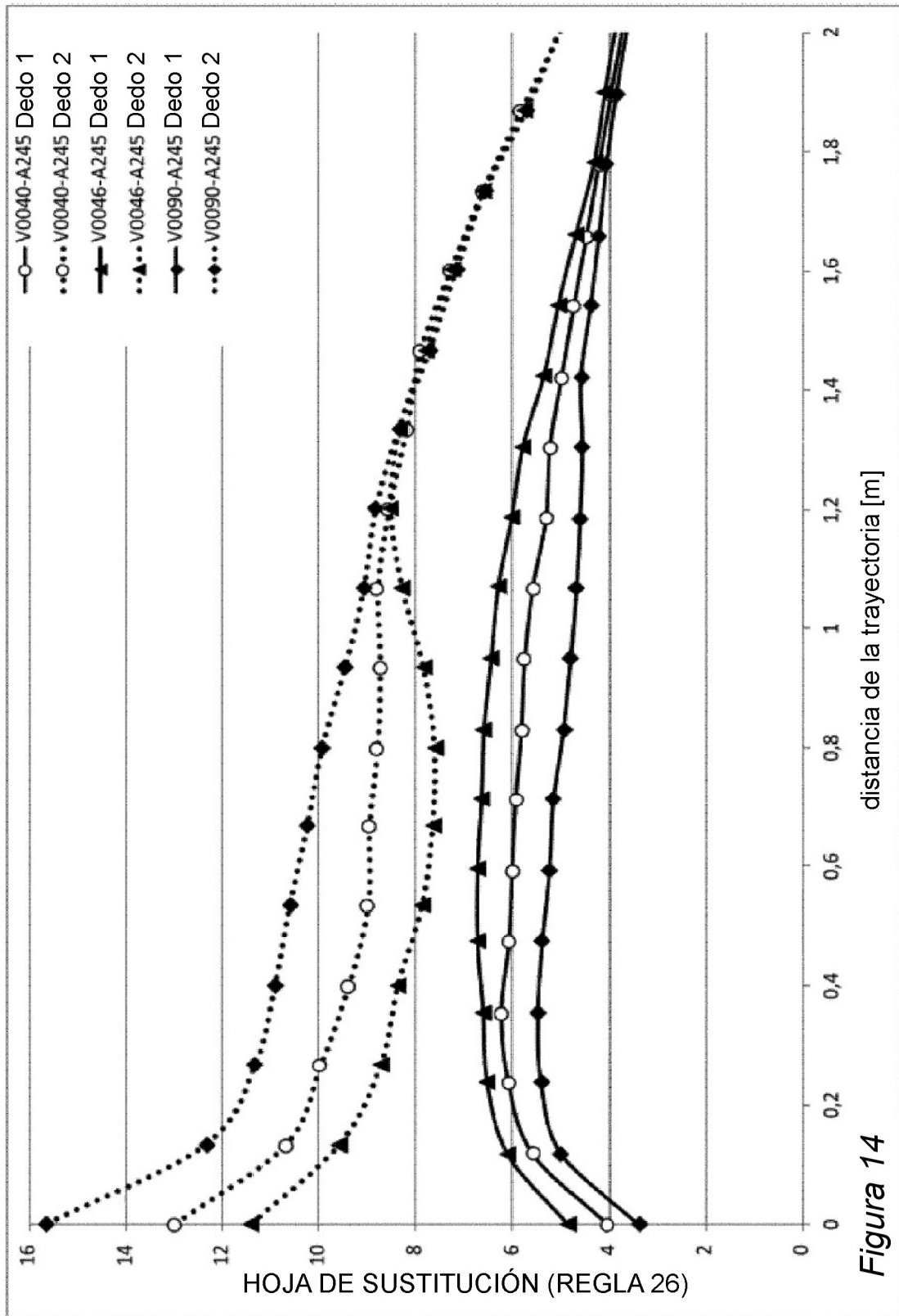


Figura 14

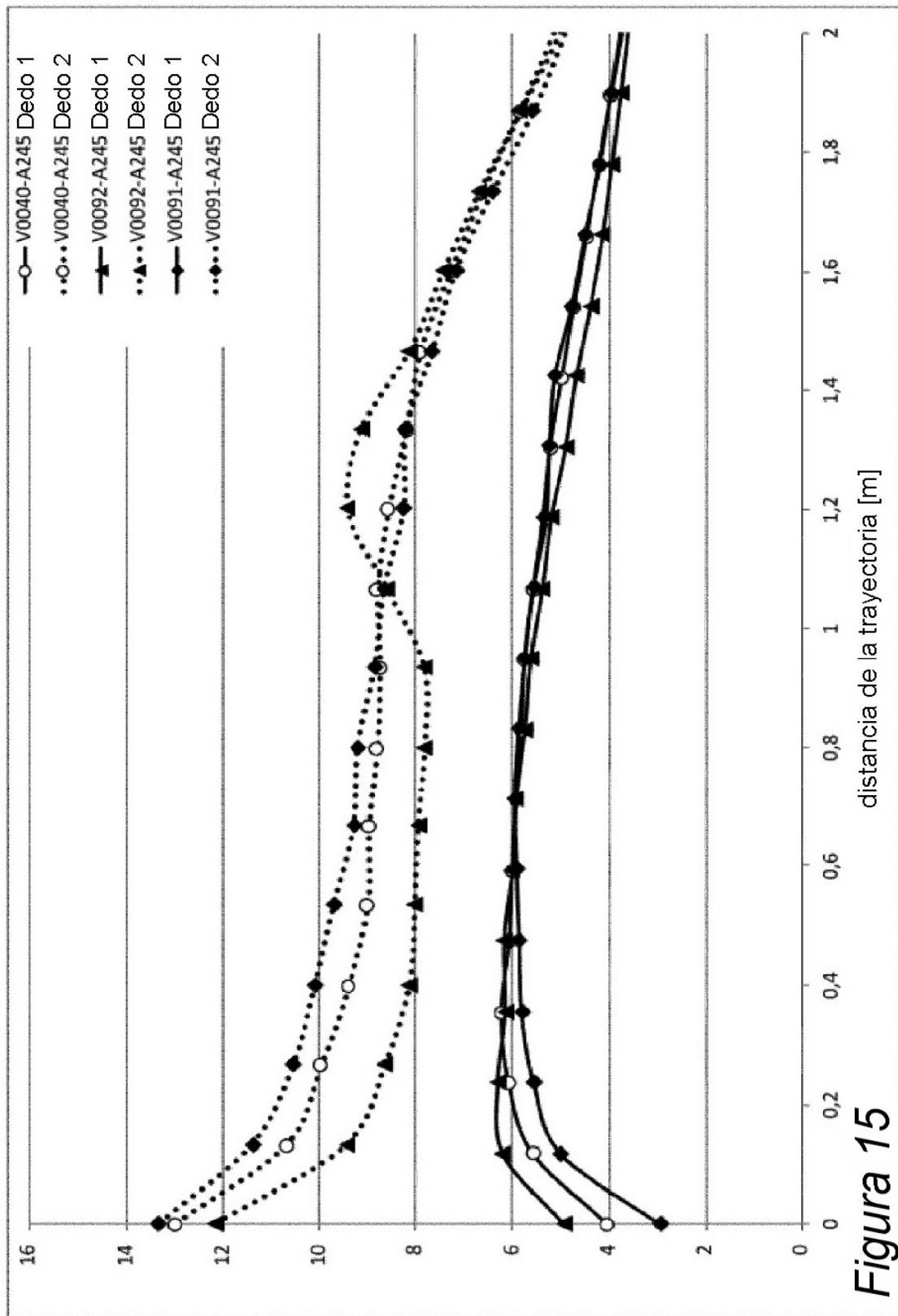
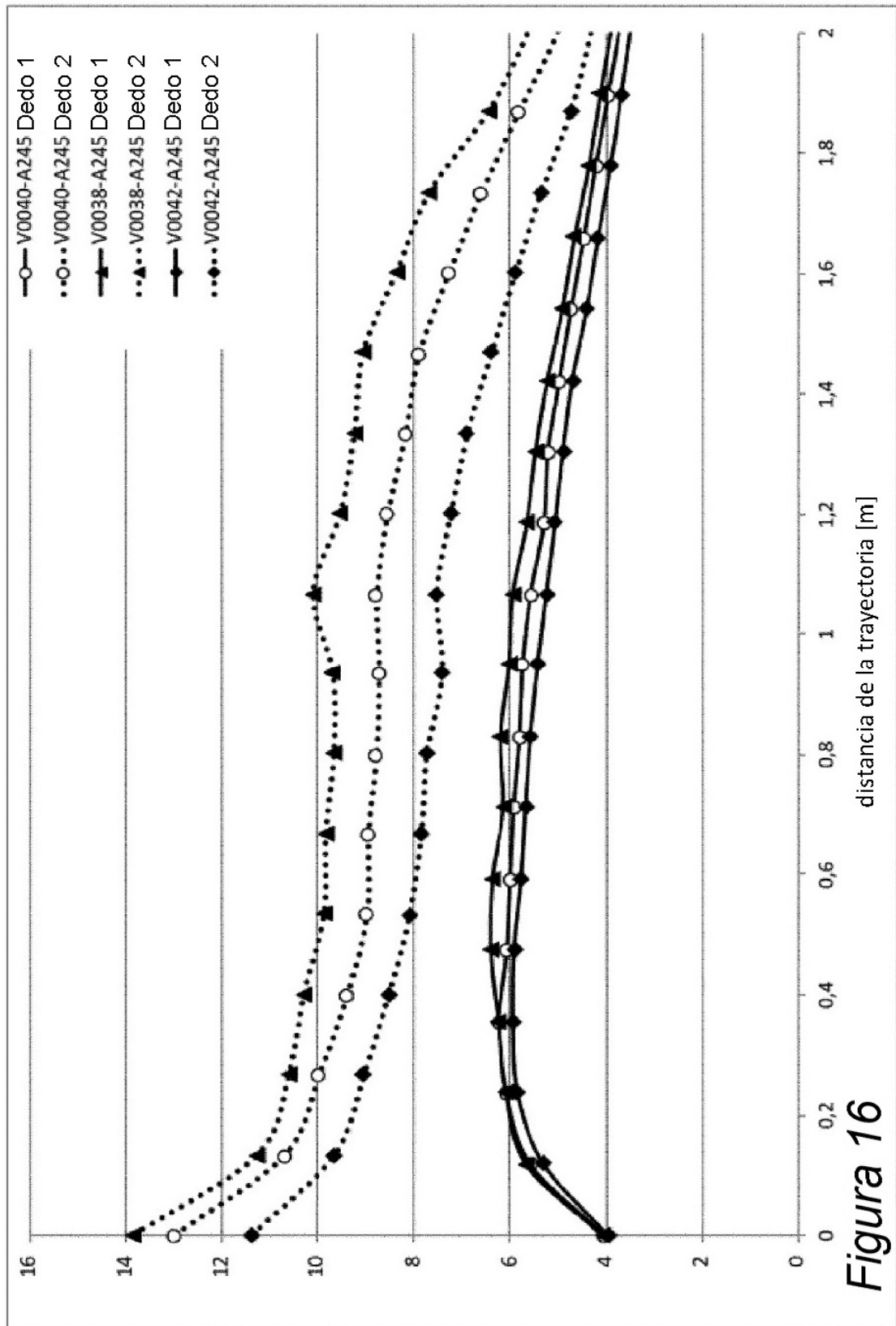


Figura 15



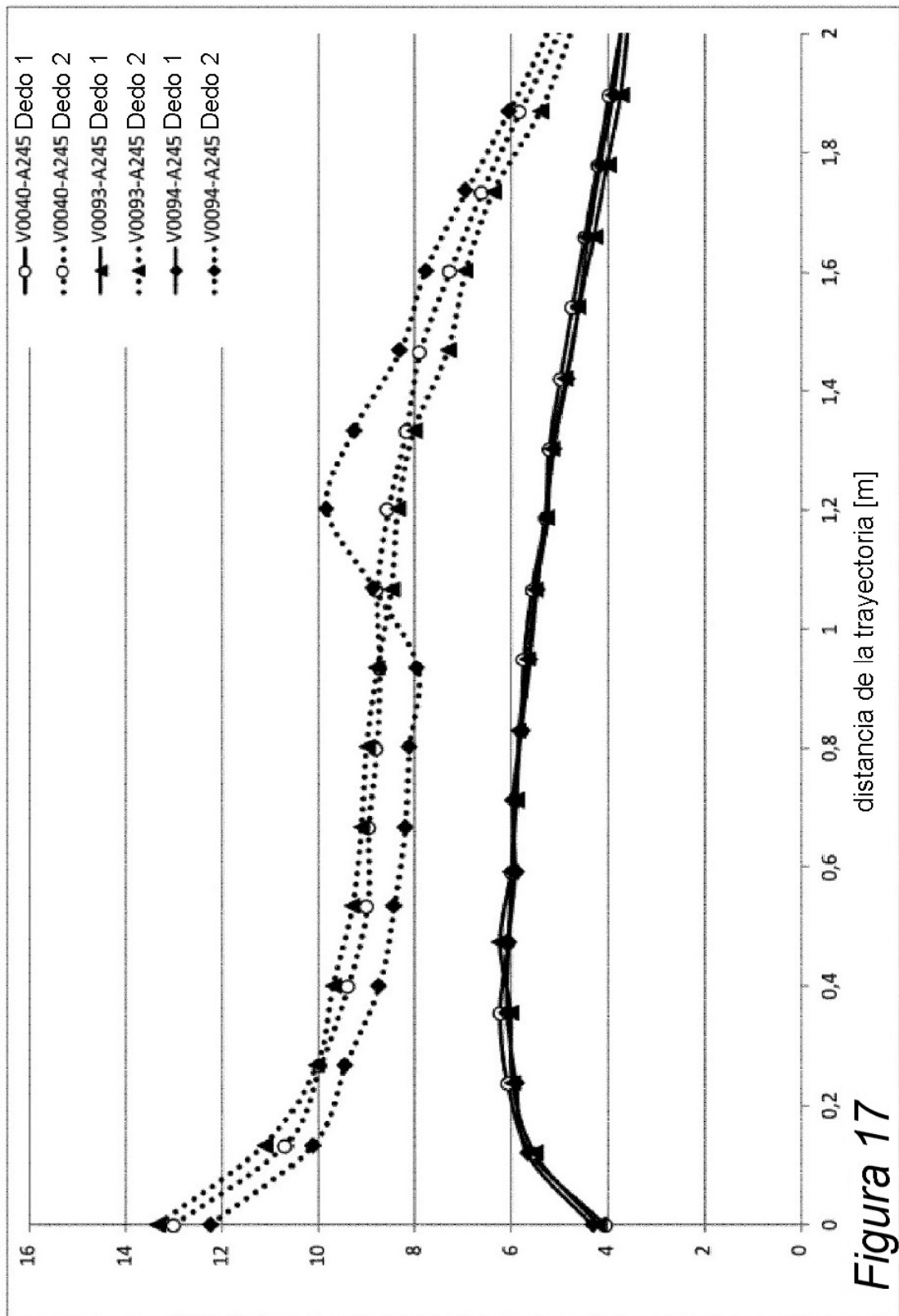
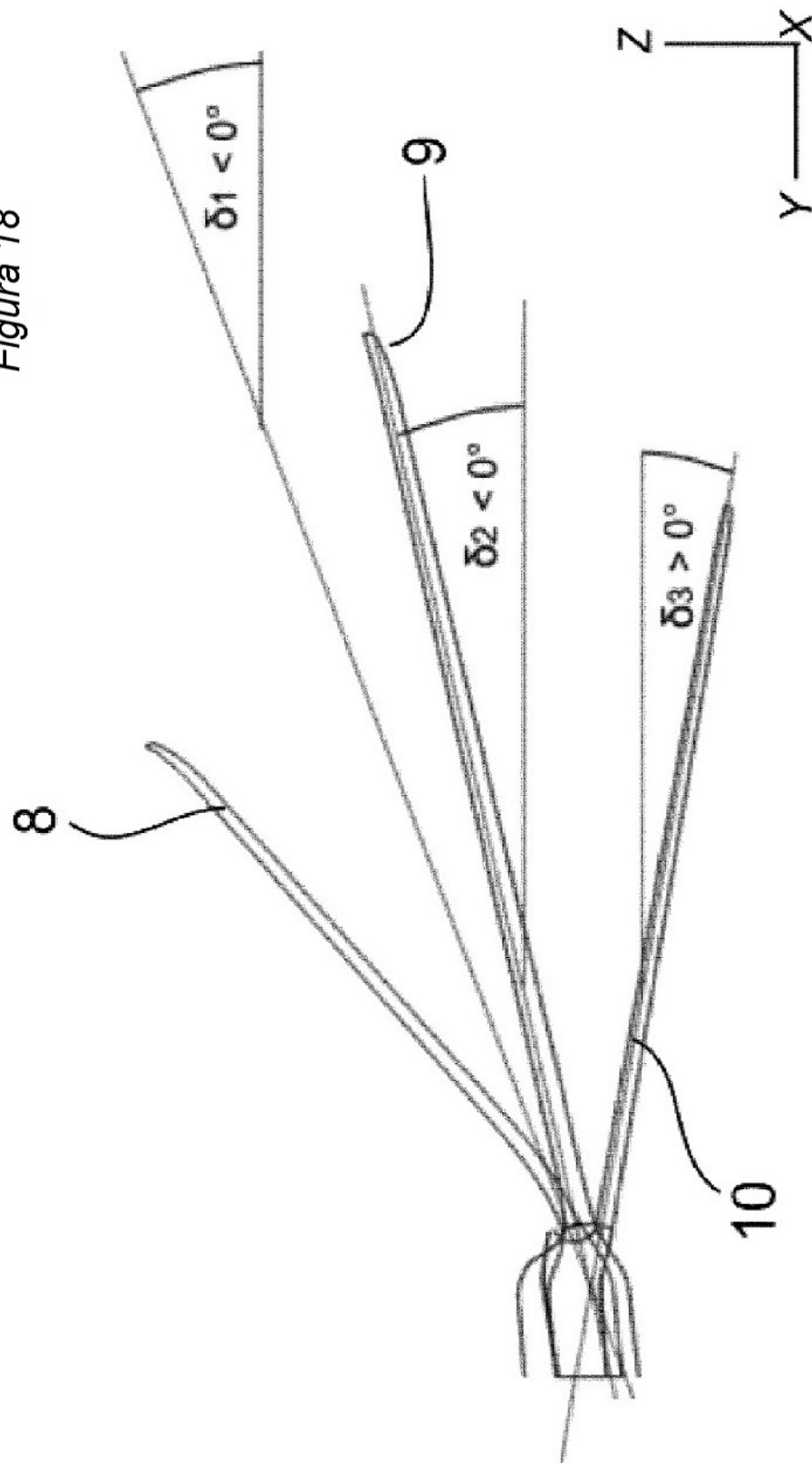


Figura 18



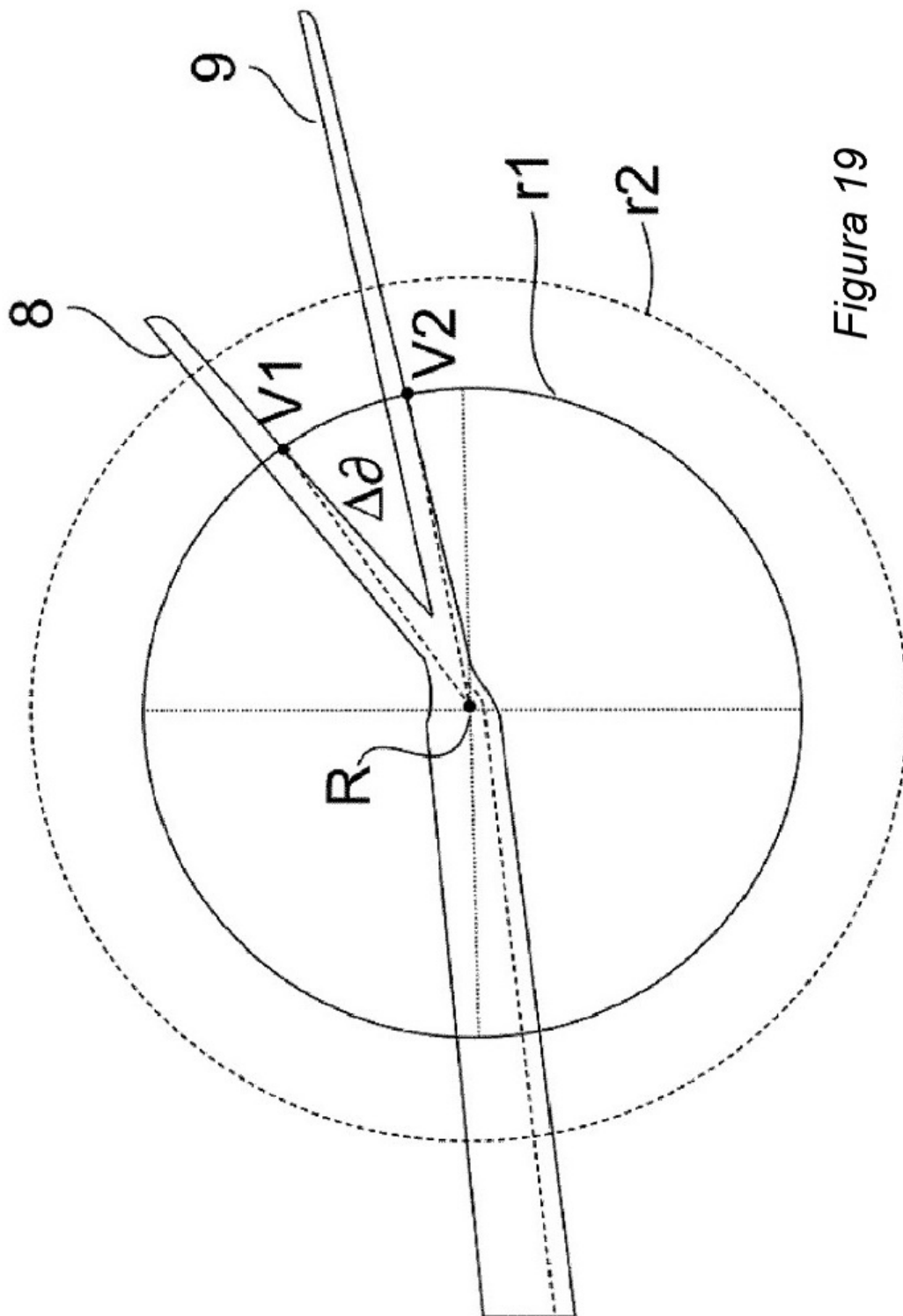
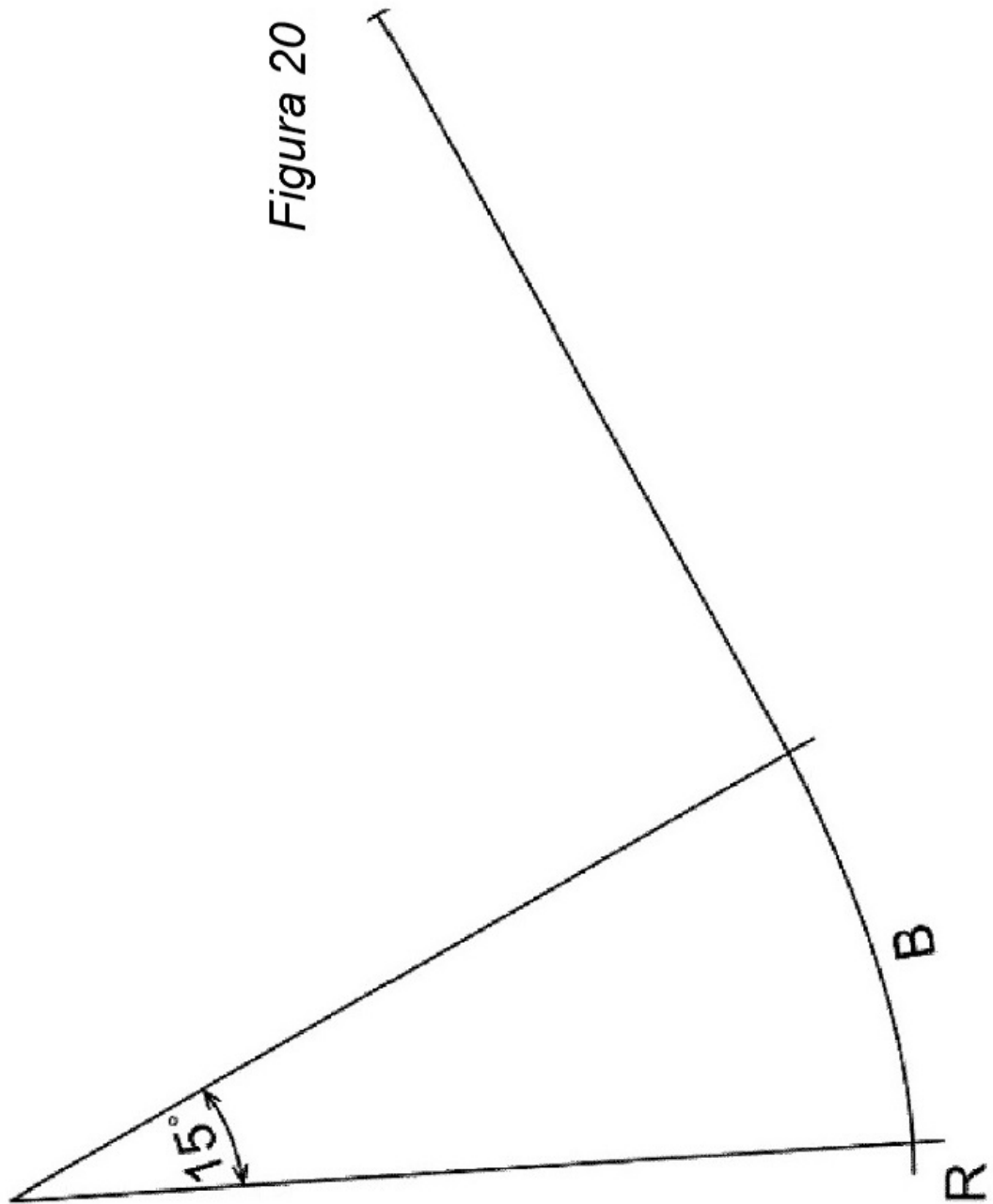


Figure 19



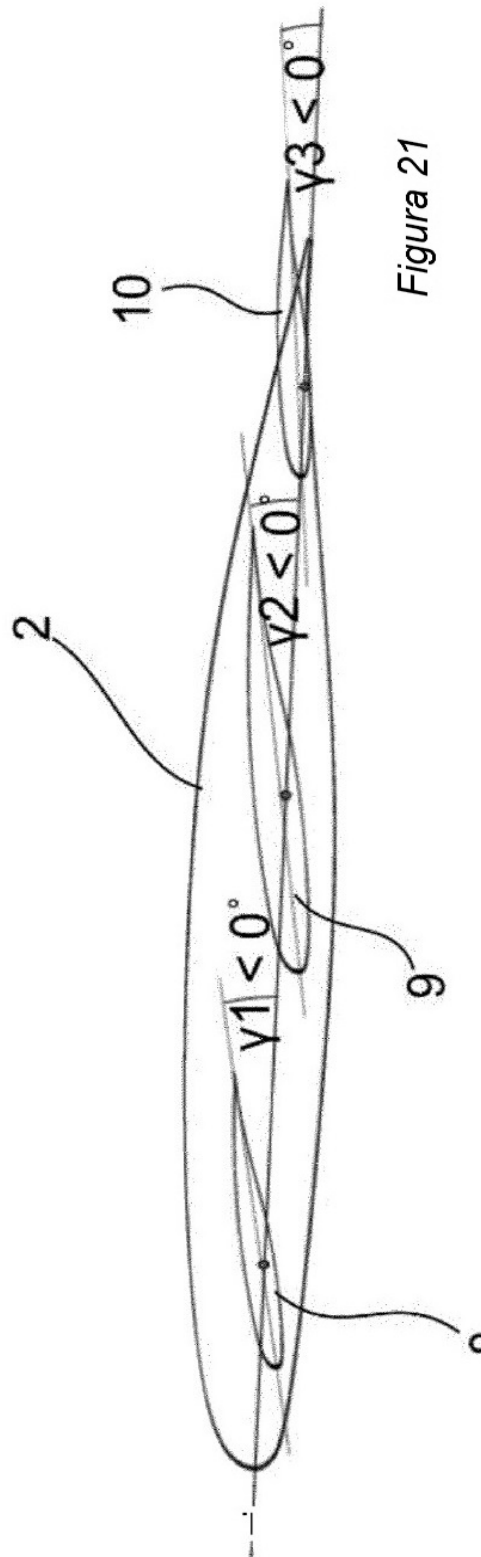


Figure 21

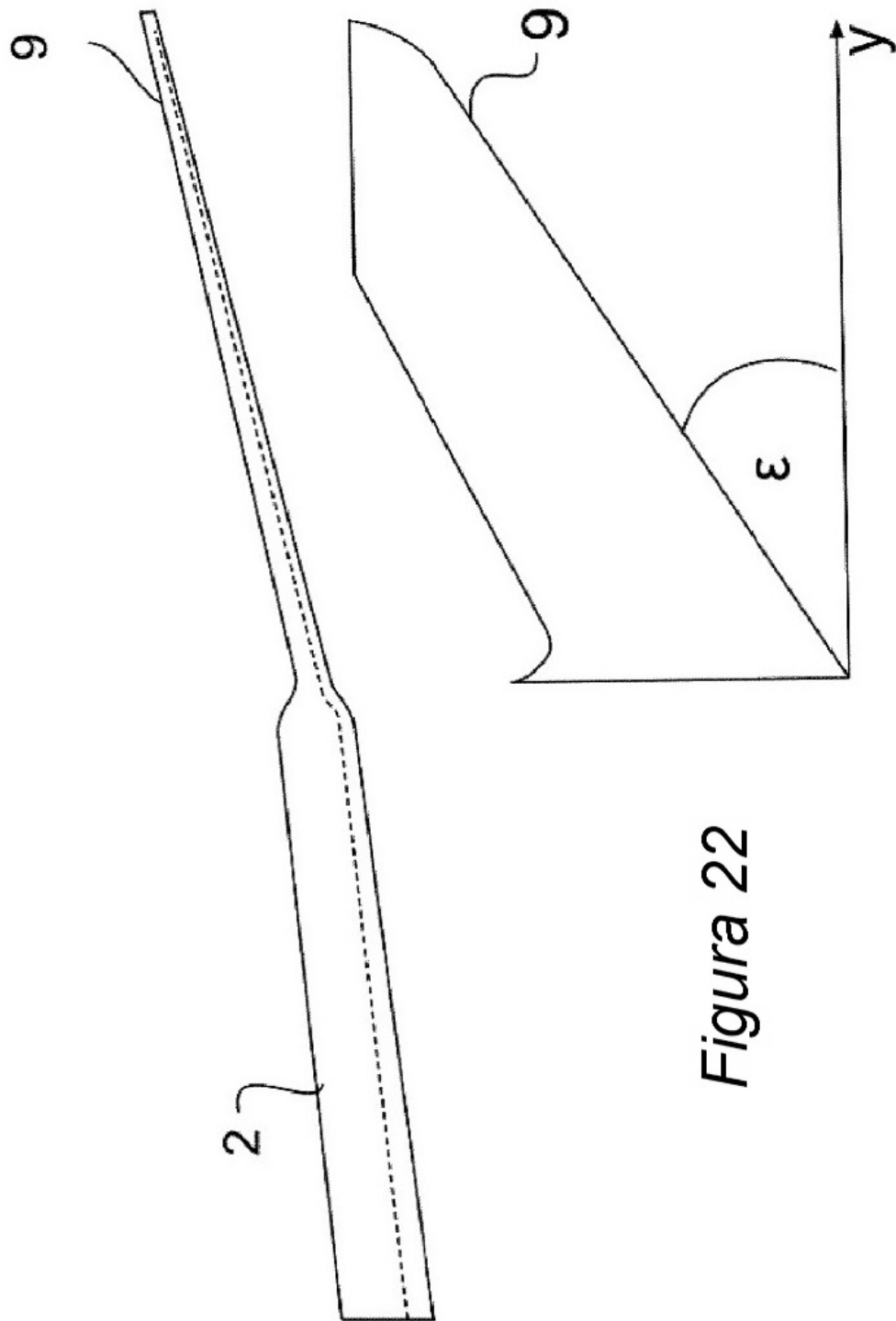
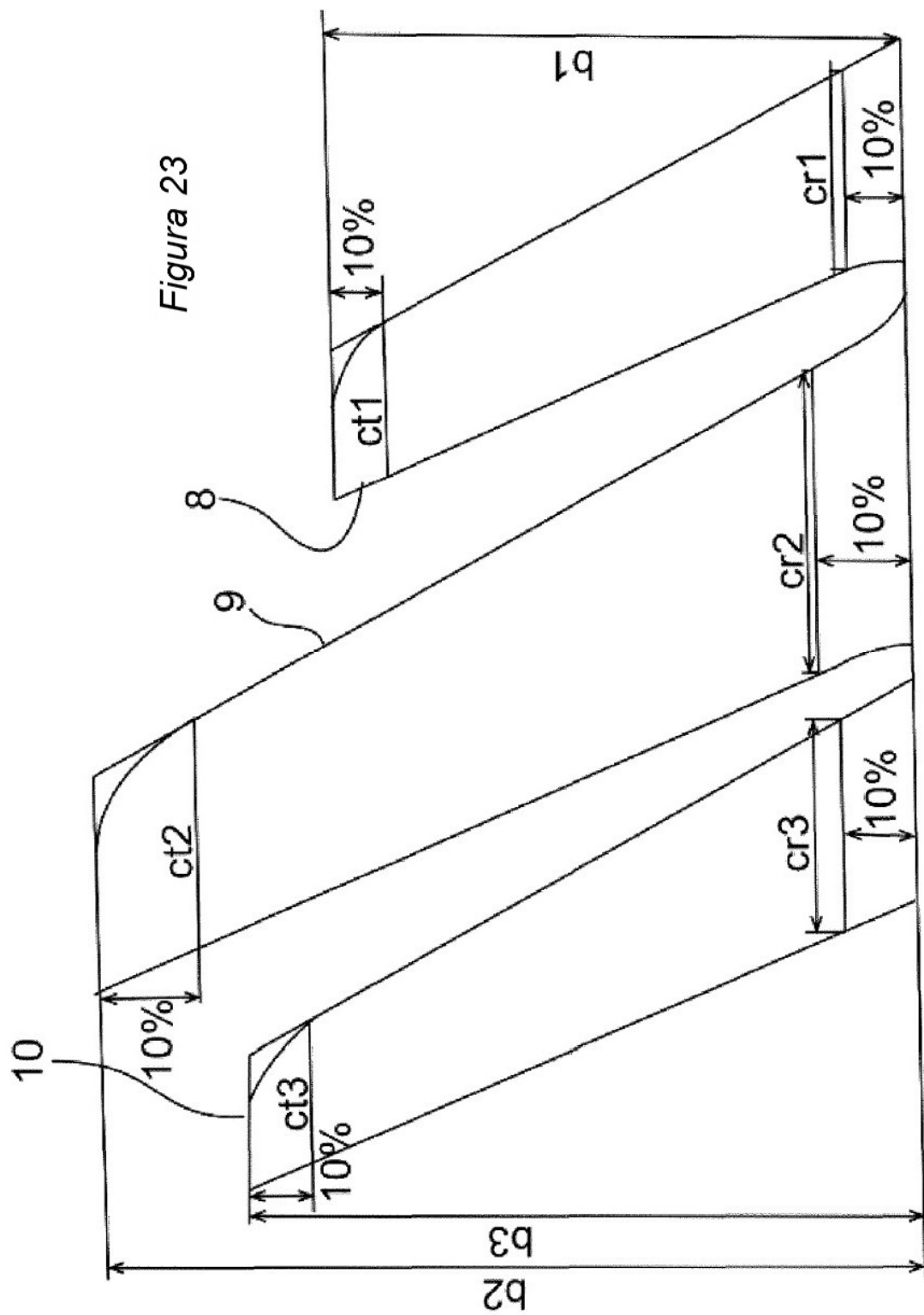


Figura 22



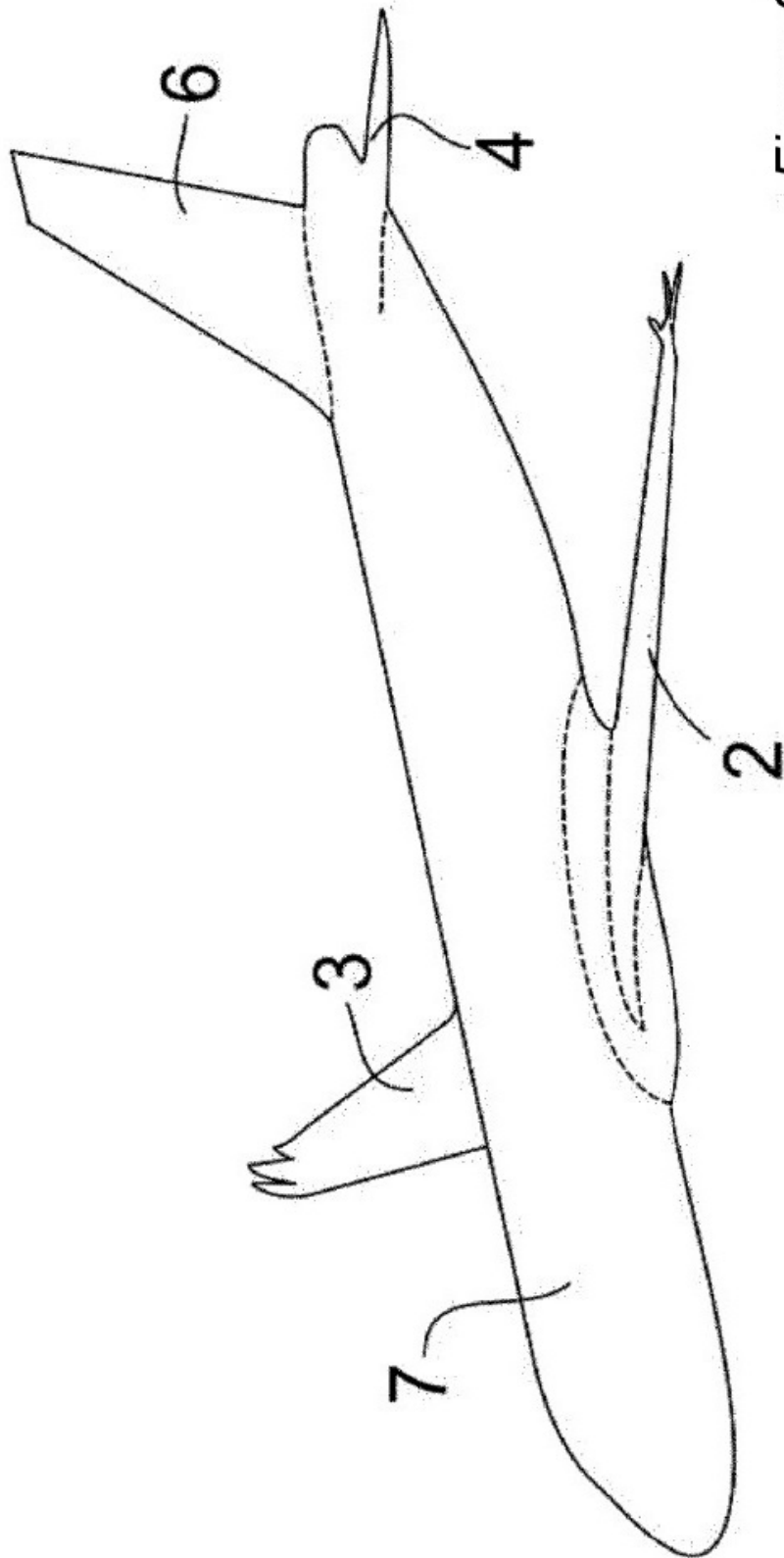


Figura 24

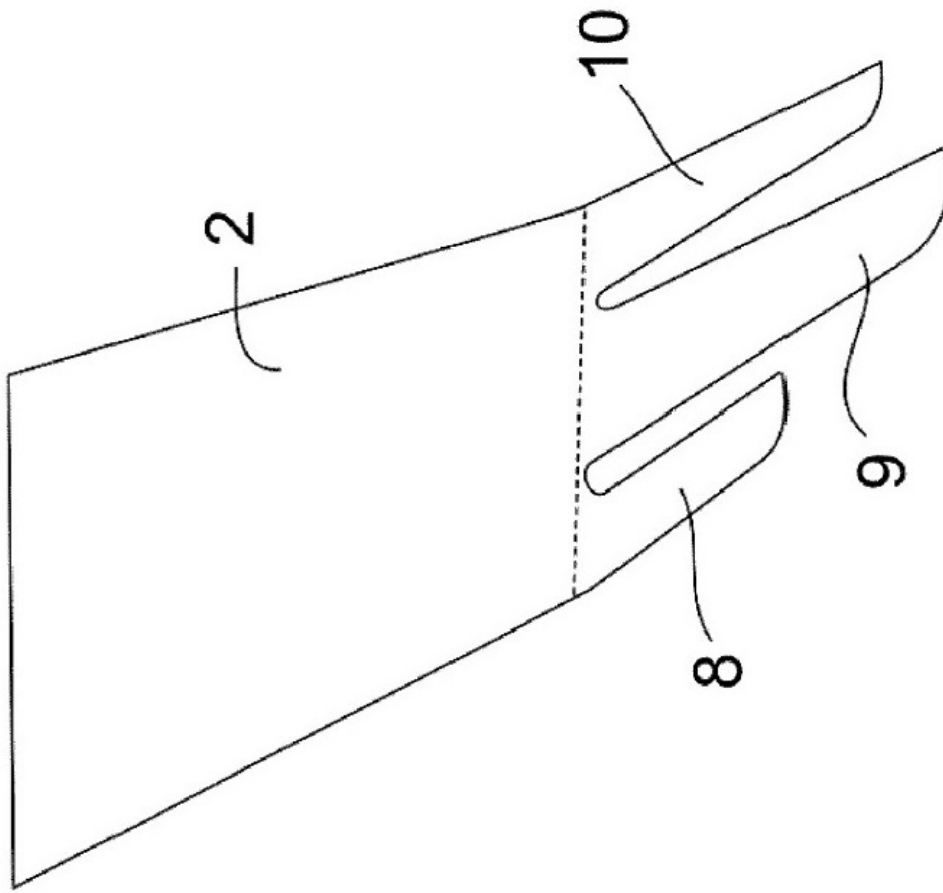


Figura 25

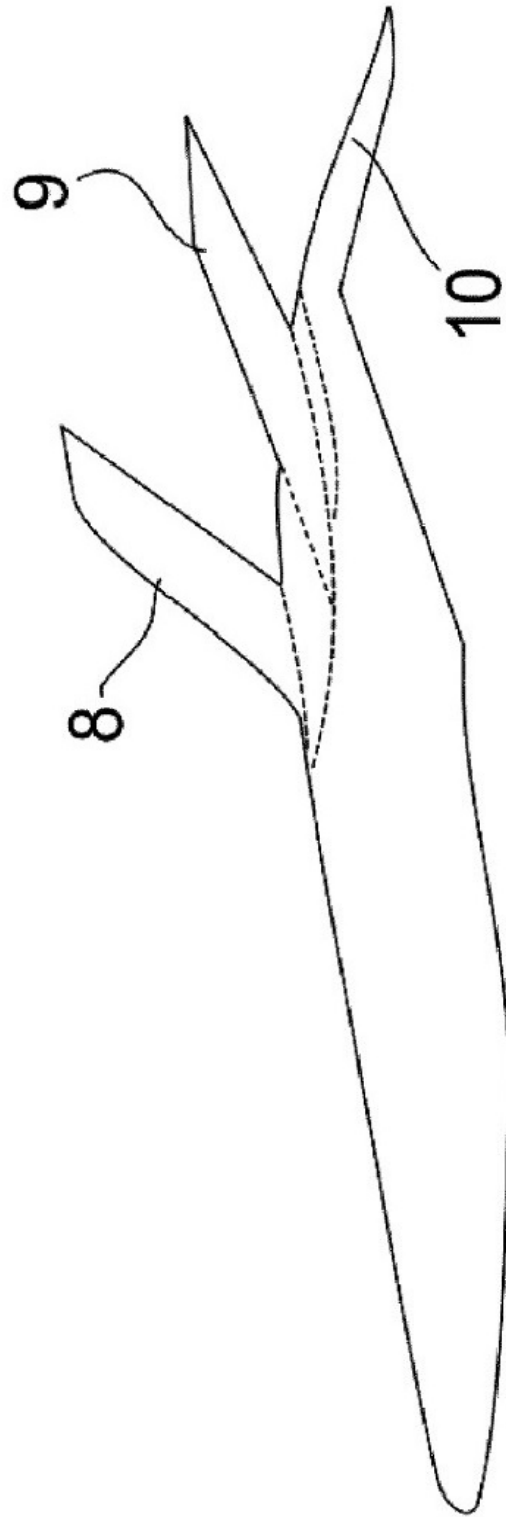


Figure 26

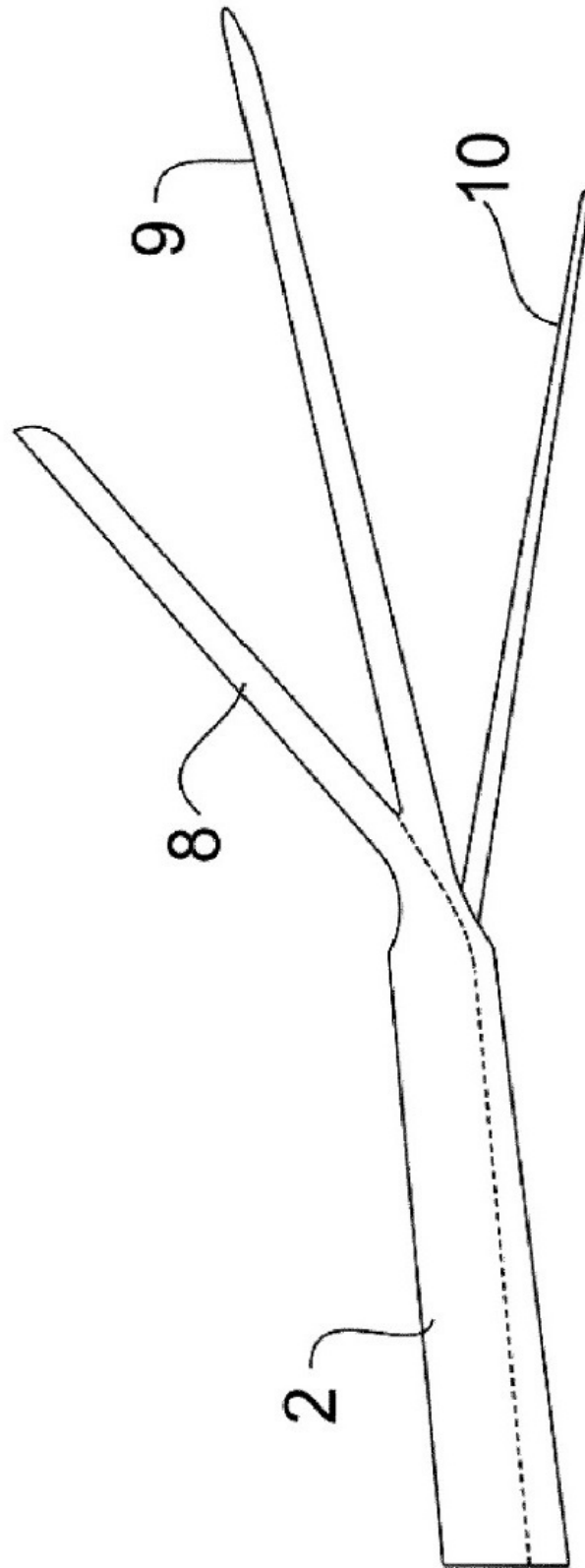


Figure 27