



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 360 354**

51 Int. Cl.:
B64C 3/10 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **03799834 .1**

96 Fecha de presentación : **09.10.2003**

97 Número de publicación de la solicitud: **1558493**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **03.08.2005**

54 Título: **Ala de avión ranurada.**

30 Prioridad: **09.10.2002 US 417355 P**
03.10.2003 US 678474

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
03.06.2011

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
03.06.2011

73 Titular/es: **THE BOEING COMPANY**
P.O. Box 3707, M/S 11-Xt
Seattle, Washington 98124-2207, US
The United States of America, Represented by the
Administrator of the National Aeronautics and
Space Administration (NASA)

72 Inventor/es: **Gea, Lie-Mine;**
McLean, James, D.;
Witkowski, David, P.;
Krist, Steven, E.;
Campbell, Richard, L. y
Vassberg, John, C.

74 Agente: **Arias Sanz, Juan**

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 ranurada

CAMPO

- 5 La invención se refiere en general a alas de aviones y, más específicamente, a alas de aviones ranuradas y a procedimientos para mejorar el comportamiento en vuelo de crucero de los aviones. En particular, la invención se refiere a un ala de avión tal como se define en el preámbulo de la reivindicación 1 y a un procedimiento para hacer volar un ala de avión tal como se define en el preámbulo de la reivindicación 19. Tal ala de avión y procedimiento se conocen a partir del documento US-B1-6.293.497.

ANTECEDENTES

- 10 Muchas alas de aviones se diseñan usando perfiles aerodinámicos convencionales. Con un perfil aerodinámico convencional, el extradós y el intradós se juntan en un borde anterior (LE) romo o redondeado y en un borde posterior (TE) agudo
- 15 Los perfiles aerodinámicos convencionales también se usan para alas transónicas (es decir, alas diseñadas para vuelo transónico). El vuelo transónico se produce cuando la velocidad del flujo de aire sobre un avión es una mezcla de flujo subsónico (es decir, velocidad de flujo inferior a la velocidad del sonido) y flujo supersónico (es decir, velocidad de flujo mayor que la velocidad del sonido). El aire que circula sobre extradós de un ala es acelerado por la curvatura del extradós usada para producir sustentación. Como resultado, la velocidad del avión a la que una parte del flujo de aire sobre el avión alcanza la velocidad del sonido (es decir, se convierte en sónica) puede ser considerablemente inferior a Mach uno.
- 20 Brevemente, el número de Mach es la relación de la velocidad relativa del avión a la velocidad del sonido a la altitud actual del avión. Se produce Mach 1 cuando el avión está volando a la velocidad del sonido. El número de Mach crítico (M_{crit}) es el número de Mach de la velocidad relativa del avión al que el flujo de aire en algún lugar a lo largo del avión alcanza la velocidad del sonido.
- 25 Cuando el flujo de aire sobre cualquier parte del avión no alcanza la velocidad del sonido, puede generarse una onda de choque en ese punto. Si el número de Mach del avión aumenta por encima del número de Mach crítico, puede crearse flujo supersónico tanto sobre el extradós como el intradós del perfil aerodinámico teniendo como resultado la generación de ondas de choque en cada una de las ubicaciones del perfil aerodinámico. A velocidades transónicas, a menudo hay varias áreas localizadas de flujo supersónico delimitadas por ondas de choque.
- 30 A través de una onda de choque, la presión y densidad del aire aumentan significativamente, teniendo como resultado pérdidas no isentrópicas o irreversibles que se clasifican como resistencia por formación de ondas. A medida que se aumenta el número de Mach del avión, se produce un aumento drástico y brusco de la resistencia aerodinámica que se denomina aumento de resistencia transónica. Una onda de choque disminuye la velocidad del flujo de aire y, de este modo, aumenta la presión conduciendo a un gradiente de presión adverso a través de la onda de choque. Dependiendo de la intensidad de la onda de choque, el gradiente de presión adverso puede causar una separación localizada del flujo de aire de la superficie del perfil aerodinámico en la base de la onda de choque.
- 35 Durante el vuelo transónico, las ondas de choque y la separación de la capa límite inducida por onda de choque son fuentes consistentes y significativas de una resistencia aerodinámica total del avión.
- 40 El número de Mach al que la resistencia aerodinámica transónica comienza a aumentar sustancialmente se conoce como el "número de Mach de divergencia de resistencia" (M_{dd}). Como ligeros aumentos en el número de Mach del avión más allá del número de divergencia de resistencia pueden conducir a aumentos significativos en la resistencia aerodinámica en el avión, operar en tales condiciones normalmente no es económicamente práctico.
- 45 Para empujar al aumento de resistencia transónica hacia números de Mach más elevados y reducir así la resistencia por formación de ondas a una velocidad transónica dada, se han empleado varios procedimientos. Algunos de los procedimientos más comunes incluyen usar alas altamente en flecha que pueden ser relativamente costosas de fabricar, perfiles aerodinámicos delgados, y perfiles aerodinámicos con curvatura hacia popa. Se han creado perfiles aerodinámicos supercríticos con números de Mach críticos más elevados. Los perfiles aerodinámicos supercríticos tienen típicamente extradós aplanados para reducir la aceleración del flujo y una sección hacia popa altamente curvada para generar una parte significativa de la sustentación. Las alas cargadas hacia popa desplazan el centro de sustentación hacia atrás teniendo como resultado mayores momentos de cabeceo de picado. En última instancia,
- 50 un aumento en los momentos de cabeceo de picado requiere que tanto el ala como el estabilizador horizontal trabajen con más intensidad para compensar el avión en vuelo. La resistencia aerodinámica asociada con la compensación del vehículo se denomina resistencia aerodinámica de compensación. Un mayor momento de cabeceo de picado típicamente aumenta la resistencia aerodinámica de compensación.
- 55 Existe un límite para lo delgado que puede ser un perfil aerodinámico práctico debido a consideraciones distintas de la aerodinámica. Por ejemplo, las alas más delgadas proporcionan menos capacidad de combustible. Por otra parte, el uso de perfiles aerodinámicos más delgados normalmente aumenta el peso global del ala porque las alas más delgadas tienen cajas estructurales menos profundas.

También pueden usarse alas más grandes para aumentar el número de Mach de divergencia de resistencia y reducir así la resistencia por formación de ondas para una velocidad relativa transónica dada. Con una superficie de ala más grande, pueden usarse perfiles aerodinámicos que tienen coeficientes de sustentación más bajos, lo cual conduce, a su vez, a menos resistencia por formación de ondas. Sin embargo, la mayor área mojada de un ala más grande normalmente aumenta la resistencia por rozamiento del revestimiento del ala hasta tal punto que la resistencia por rozamiento del revestimiento adicional compensa o pesa más que cualquier reducción de resistencia por formación de ondas.

El documento de patente de EE.UU. 6293497 de la técnica anterior antes mencionado titulado "Airplane with Unswept Slotted Cruise Wing Airfoil" desvela un ala sin flecha, o sustancialmente sin flecha, que emplea tecnología de perfil aerodinámico de crucero ranurado para conseguir velocidades de crucero más elevadas comparables con la de las alas de aviones en flecha sin ranuras y para conseguir sustentación más alta a velocidades más bajas.

RESUMEN

La invención proporciona un ala de avión tal como se define en la reivindicación 1. Las realizaciones preferidas del ala de avión inventiva forman el tema de las reivindicaciones dependientes 2 a 18.

La invención además proporciona un procedimiento para hacer volar un ala de avión tal como se define en la reivindicación 19. Maneras preferidas de llevar a cabo este procedimiento se definen en las reivindicaciones dependientes 20 a 26.

Nuevas áreas de aplicabilidad de la invención resultarán evidentes a partir de la descripción detallada proporcionada en lo sucesivo. Debería comprenderse que la descripción detallada y los ejemplos específicos, aunque indican al menos una realización ejemplar de la invención, están pensados únicamente a efectos de ilustración y no están pensados para limitar el alcance de la invención.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

La invención se comprenderá más plenamente a partir de la descripción detallada y los dibujos adjuntos, en los que:

la Figura 1 es una vista desde arriba de un ala en flecha que incluye una ranura de envergadura parcial según una realización de la invención;

la Figura 2 es una vista desde arriba de un ala en flecha que incluye una ranura de envergadura total que no forma parte de la invención;

la Figura 3 es una vista desde arriba de un ala sin ranuras convencional que ilustra la ubicación de la onda de choque y zonas de flujo de aire supersónico a coeficiente de sustentación y Mach de mitad de crucero;

la Figura 4 es una vista desde arriba del ala con ranuras de envergadura parcial mostrada en la Figura 1 que ilustra la ubicación de la onda de choque y zonas de flujo de aire supersónico a coeficiente de sustentación y Mach de mitad de crucero;

la Figura 5 es una vista desde arriba del ala con ranuras de envergadura total mostrada en la Figura 2 que ilustra la ubicación de la onda de choque y zonas de flujo de aire supersónico a coeficiente de sustentación y Mach de mitad de crucero;

la Figura 6 es una vista lateral de la sección transversal del ala de la Figura 1 que muestra las secciones anterior y posterior del perfil aerodinámico de la zona del ala ranurada en la discontinuidad de la planta alar mientras está configurada para vuelo de crucero según una realización de la invención;

la Figura 7 es una vista lateral de la sección transversal del ala de la Figura 1 que muestra las secciones del perfil aerodinámico de la zona del ala sin ranuras en el encastre y en la discontinuidad de la planta alar según una realización de la invención;

la Figura 8 ilustra las secciones anterioranterior y posterior del perfil aerodinámico mostradas en la Figura 6 superpuestas sobre la sección del perfil aerodinámico en la discontinuidad de la planta alar mostrada en la Figura 7;

la Figura 9 es un gráfico lineal que resume los resultados de túnel aerodinámico para un modelo de ensayo en túnel aerodinámico que tiene un ala con ranuras de envergadura parcial, fuselaje y cola vertical y para un modelo de ensayo en túnel aerodinámico que tiene un ala transónica convencional, fuselaje y cola vertical;

la Figura 10 es un gráfico lineal que resume los resultados de túnel aerodinámico para un modelo de ensayo en túnel aerodinámico de un avión equipado con un ala con ranuras de envergadura parcial y para un modelo de ensayo en túnel aerodinámico de un avión equipado con un ala transónica convencional;

la Figura 11 es una vista desde arriba de un ala ranurada que incluye un dispositivo de punta del ala según otra realización de la invención;

la Figura 12 es un diagrama de bloques simplificado de un sistema de control activo asociado operativamente con un

ala ranurada para ajustar y compensar la ranura;

la Figura 13 es una vista desde arriba de un ala que tiene dos ranuras de envergadura parcial según otra realización de la invención;

5 la Figura 14 es una vista desde arriba de un ala que tiene dos ranuras de envergadura parcial según otra realización de la invención;

la Figura 15 es una vista desde arriba de un ala ranurada en la que la ranura comprende una pluralidad de segmentos ajustables independientemente;

la Figura 16A ilustra una distribución de presión para un perfil aerodinámico sin ranuras convencional;

la Figura 16B ilustra una distribución de presión para un perfil aerodinámico ranurado;

10 la Figura 17 es un modelo de dinámica de fluidos computacional (CFD) representativo del flujo de aire o los campos de presión para un diseño de perfil aerodinámico ranurado bidimensional;

la Figura 18A es una vista en perspectiva de un modelo de elementos finitos de un ala con ranuras de envergadura parcial de acuerdo con las enseñanzas de al menos una realización de la invención;

la Figura 18B es una vista en perspectiva más detallada de los pilones de aletas mostrados en la Figura 18A;

15 las Figuras 19A y 19B son modelos CFD tridimensionales representativos del flujo de aire o los campos de presión sobre un intradós alar de un ala con ranuras de envergadura parcial con y sin pilones de aletas, respectivamente, de acuerdo con las enseñanzas de al menos una realización de la invención;

la Figura 20 es una vista en alzado lateral de un perfil aerodinámico que tiene una aleta de borde posterior de una sola ranura mostrado retraído;

20 la Figura 21 es una vista en alzado lateral del perfil aerodinámico mostrado en la Figura 20 pero con la aleta de borde posterior de una sola ranura parcialmente desplegado; y

la Figura 22 es una vista en alzado lateral del perfil aerodinámico mostrado en la Figura 20 pero con la aleta de borde posterior de una sola ranura desplegado en un mayor ángulo de deflexión que el mostrado en la Figura 21.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LAS REALIZACIONES EJEMPLARES

25 La siguiente descripción de diversas realizaciones de la invención es de naturaleza meramente ejemplar y no está pensada de ningún modo para limitar la invención, su aplicación, o usos. Por ejemplo, se tiene previsto que las realizaciones de la invención serán aplicables a cualquiera de una amplia gama de aviones (por ejemplo, pero no limitados a reactores de caza, reactores comerciales, reactores privados, aviones de incursión supersónica, entre otros) independientemente de la manera en que se pilota el avión (por ejemplo, directamente, a distancia, mediante automatización, o en combinación de los mismos, entre otros). Por consiguiente, las referencias específicas al avión en este documento no deberían interpretarse como limitadoras del alcance de la invención.

30 Además, en la siguiente descripción también se usará cierta terminología únicamente a efectos de referencia, y por lo tanto su intención no es limitadora. Por ejemplo, términos como “superior”, “inferior”, “encima” y “debajo” se refieren a direcciones en los dibujos a los que se hace referencia. Términos como “delantero”, “posterior”, “trasero” y “lateral” describen la orientación de partes del componente dentro de un sistema de referencia coherente pero arbitrario que se aclara por referencia al texto y los dibujos asociados que describen el componente bajo discusión. Tal terminología puede incluir las palabras antes mencionadas específicamente, derivadas de las mismas, y palabras de significancia similar. Igualmente, los términos “primero”, “segundo” y otros de tales términos numéricos que hacen referencia a estructuras no implican una secuencia u orden a menos que se indique claramente por el contexto.

40 La Figura 1 ilustra un ala de avión en flecha 10 según una realización de la invención. Tal como se muestra, el ala en flecha 10 incluye un elemento de perfil aerodinámico anterior 36 y un elemento de perfil aerodinámico posterior 38. Al menos una ranura de envergadura parcial 12 está definida entre los elementos de perfil aerodinámico anterior y posterior 36 y 38 durante al menos una condición transónica del ala 10.

45 La Figura 2 ilustra otra realización de un ala en flecha 110, que no forma parte de la presente invención. Tal como se muestra, el ala en flecha 110 incluye un elemento de perfil aerodinámico anterior 136 y un elemento de perfil aerodinámico posterior 138. Al menos una ranura de envergadura total 112 está definida entre los elementos de perfil aerodinámico anterior y posterior 136 y 138 durante al menos una condición transónica del ala 110.

50 La ranura de envergadura parcial 12 y la ranura de envergadura total 112 permiten que una parte del aire que circula a lo largo de un intradós del elemento anterior 36, 136 se divida y circule sobre el extradós 20, 120 del elemento posterior 38, 138 para mejorar el rendimiento del ala durante una o más fases de vuelo en las que está operando el ala dentro o cerca del aumento de resistencia transónica del ala o cerca del límite de bataneo a alta velocidad, del cual son ejemplos una condición de crucero transónico y maniobra transónica. En al menos algunas realizaciones, la

ranura de envergadura parcial 12 y la ranura de envergadura total 112 incluyen cada una un canal aerodinámicamente liso definido entre los elementos de perfil aerodinámico anterior y posterior sin un entrante no aerodinámico (un entrante que no es currentilíneo), como se describe más adelante.

Tal como se usa en este documento, una “ranura de envergadura parcial” se refiere a e incluye una o más ranuras que se extienden cada una respecto a la envergadura únicamente a lo largo de una parte de una envergadura del ala. Es decir, el ala con ranuras de envergadura parcial no tiene una única ranura que se extiende totalmente desde el encastre del ala hasta la punta del ala. En una realización ejemplar, el ala con ranuras de envergadura parcial tiene una ranura que comienza preferentemente de manera aproximada o ligeramente por dentro de la mitad de envergadura y se extiende después hacia fuera hacia la punta del ala, al menos hasta que los efectos de la punta disminuyan en gran medida o sobrepasen el efecto de la ranura. Un ala ejemplar 10 que tiene una ranura de envergadura parcial 12 se muestra en la Figura 1.

Una “ranura de envergadura total”, tal como se usa en este documento, se refiere a, e incluye una ranura que se extiende de manera continua esencialmente desde tan cerca del encastre del ala que una ranura proporcione beneficio esencialmente a la punta del ala (al menos hasta donde los efectos de la punta degraden el rendimiento de la ranura), a excepción de los pilones de soporte necesarios que conectan los elementos de la estructura del ala colocados delante y detrás de la ranura de envergadura total. Tales pilones de soporte interrumpen típicamente la entrada de una ranura de envergadura total en el intradós alar pero no interrumpen la salida de la ranura de envergadura total en el extradós alar. La Figura 2 ilustra una ranura de envergadura total ejemplar 112 que se extiende desde un encastre del ala 114 hasta una punta del ala 116. Esta figura no forma parte de la invención.

Tal como se usa en este documento, “condición de crucero transónico” se refiere a, e incluye una fase de velocidad relativamente alta de un ala de manera que el flujo de aire por el ala contiene zonas localizadas de flujo supersónico como se muestra, por ejemplo, en las Figuras 3, 4 y 5. En otras palabras, el ala está volando en crucero a una velocidad relativamente alta que está dentro o cerca de su aumento de resistencia transónica o cerca del límite de bataneo a alta velocidad. Además, “condiciones transónicas” tal como se usa en este documento se refiere a, e incluye una o más fases de vuelo en las cuales el ala está operando, pero no necesariamente volando en crucero, dentro o cerca de su aumento de resistencia transónica o cerca del límite de bataneo a alta velocidad. Condiciones transónicas ejemplares para el ala incluyen, pero no están limitadas a la condición de crucero transónico y maniobra transónica.

Las Figuras 1 y 2 son ilustraciones de la planta alar simplificada de diseños actuales de ala derecha para un avión comercial que han sido provistos de una ranura de envergadura parcial y una ranura de envergadura total, respectivamente. El avión comercial también incluiría un ala izquierda que tiene esencialmente el mismo rendimiento en la envolvente de vuelo. Por consiguiente, el ala izquierda (no mostrada) normalmente está provista de una ranura equivalente o correspondiente cuando el ala derecha está provista de una ranura.

Respecto a la nomenclatura para alas de semi-envergadura (es decir, alas derecha e izquierda), la estación del 0% de semi-envergadura se conoce comúnmente como la ubicación alrededor de la cual las alas derecha e izquierda son simétricas o imágenes especulares. Típicamente, la estación del 0% de semi-envergadura está situada en el centro del fuselaje al que están unidas las alas. Cuando se trata de alas de semi-envergadura, el término semi-envergadura se refiere a la distancia desde la estación del 0% de semi-envergadura hasta la estación del 100% de semi-envergadura situada en la punta del ala. Sin embargo, debería observarse que las realizaciones de la invención no deberían estar limitadas a alas de semi-envergadura sino que son igualmente aplicables a alas de envergadura total (por ejemplo, alas volantes, entre otras). Además, y tal como se muestra en la Figura 11, los términos “envergadura” y “semi-envergadura” tal como se usan en este documento no incluyen uno o más dispositivos de punta del ala que pueden estar instalados o provistos en una punta del ala. Sin embargo, tal cosa no debería interpretarse como limitadora del alcance de la invención porque se tiene previsto que realizaciones de la invención serán aplicables a cualquiera de una amplia gama de alas que incluyen, pero no están limitadas a alas que tienen dispositivos de punta del ala y alas sin dispositivos de punta del ala. Es más, en otras realizaciones, el dispositivo de punta del ala puede definir al menos una parte de una ranura de envergadura parcial o de envergadura total.

Con referencia nuevamente a la Figura 1, la ranura de envergadura parcial 12 puede extenderse respecto a la envergadura a lo largo de una parte de la semi-envergadura del ala 10 donde se produciría separación del flujo de aire para añadir resistencia aerodinámica durante la condición transónica del ala 10. La ranura de envergadura parcial 12 puede estar situada donde una simulación de dinámica de fluidos computacional (CFD) de un flujo de aire tridimensional sobre el ala 10 sugiere que un campo de presión tendrá como resultado la separación del flujo de aire sobre el extradós alar 20.

En la realización ilustrada, la ranura de envergadura parcial 12 se extiende desde aproximadamente una estación de semi-envergadura 28 hasta aproximadamente una estación de semi-envergadura 30. Las estaciones de semi-envergadura 28 y 30 coinciden con la discontinuidad de Yehudi o de la planta alar 32 y la punta del ala 16, respectivamente, aunque tal cosa no tiene que ser el caso. En otras realizaciones, la ranura de envergadura parcial 12 puede comenzar en otras ubicaciones internas donde su inclusión no interfiere con las superficies de control a baja velocidad o la integración de otros elementos como los depósitos de combustible y el tren de aterrizaje dentro

de la planta alar del ala 10. Además, la ranura de envergadura parcial no tiene que extenderse totalmente hasta la punta del ala. En cambio, la ranura de envergadura parcial puede extenderse esencialmente hasta la punta del ala pero detenerse cuando los efectos de la punta oculten el rendimiento mejorado proporcionado por la ranura.

5 La ubicación particular respecto a la cuerda para la ranura de envergadura parcial 12 así como para la ranura de envergadura total 112 (Figura 2) estará determinada probablemente, al menos en parte, por consideraciones como las superficies de control a baja velocidad particulares y la integración de otros elementos como los depósitos de combustible y el tren de aterrizaje dentro de la planta alar del ala. En una realización ejemplar, la ubicación respecto a la cuerda de cada ranura 12 y 112 está situada de aproximadamente el setenta por ciento (70%) a aproximadamente el noventa por ciento (90%) de la cuerda.

10 En uso, cada ranura 12 y 112 permite que una parte del aire que circula a lo largo de un intradós 18 del elemento de perfil aerodinámico anterior 36, 136 se divida y circule sobre un extradós 20, 120 del elemento de perfil aerodinámico posterior 38, 138. Al hacerlo así, la ranura al menos retrasa la separación de la capa límite y empuja las ondas de choque generadas por el flujo de aire supersónico más hacia popa sobre el ala. El efecto ("el efecto de ranura") que la presencia de una ranura tiene sobre el flujo de aire supersónico (representado por las zonas B) y la ubicación de la onda de choque (representada por líneas continuas A) a través de un extradós alar puede verse comparando las Figuras 3 (ala sin ranuras), 4 (ala con ranuras de envergadura parcial), y 5 (ala con ranuras de envergadura total). Este "efecto de ranura" mejora el rendimiento del ala durante la condición transónica tal como se describe más adelante.

20 La manera en que el "efecto de ranura" impide, o al menos retrasa, la separación de la capa límite se describe más adelante y detalladamente en la patente de EE.UU. 6.293.497 titulada "Airplane with Unswept Slotted Cruise Wing Airfoil".

25 Con referencia nuevamente a la Figura 1, el ala con ranuras de envergadura parcial 10 comprende al menos una zona del ala 22 que no define una ranura y al menos otra zona 24 que define al menos una ranura de envergadura parcial 12. Por facilidad de identificación y presentación y no a efectos de limitación, la zona del ala 22 también se denominará la zona del ala sin ranuras 22 porque la zona del ala sin ranuras 22 no define una ranura, mientras que la zona del ala 24 también se denominará la zona del ala ranurada 24 porque la zona del ala ranurada 24 define al menos una ranura de envergadura parcial 12. Sin embargo, debería observarse que cualquiera o ambas zonas del ala 22 y 24 pueden comprender cualquier número (es decir, uno o más) de ranuras, algunas de las cuales pueden crearse sólo en el momento del despliegue de dispositivos hipersustentadores y/o dispositivos de estabilidad y control como slats, alerones, aletas, deflectores aerodinámicos, etc.

30 Tal como se muestra, la zona del ala sin ranuras 22 está dispuesta respecto a la envergadura entre las estaciones de semi-envergadura 26 y 28, mientras que la zona del ala ranurada 24 está dispuesta entre las estaciones de semi-envergadura 28 y 30. Las estaciones de semi-envergadura 26, 28 y 30 coinciden con el encastre del ala 14, una discontinuidad de la planta alar 32, y la punta del ala 16, respectivamente, aunque no se requiere tal cosa.

35 La zona del ala ranurada 24 puede estar provista sólo en las zonas del ala que hacen que el número de Mach se vuelva crítico a una velocidad de crucero relativamente alta. Más adelante se describe un procedimiento para determinar qué partes de un ala harán que el número de Mach se vuelva crítico durante el crucero. Las restantes zonas del ala donde el número de Mach no va a volverse crítico pueden comprender las zonas del ala sin ranuras 22.

40 En el presente ejemplo, se muestra que la zona del ala sin ranuras 22 está dispuesta por dentro de la discontinuidad de la planta alar 32 (por ejemplo, adyacente al fuselaje). Para permitir la retracción del tren de aterrizaje para aviones comerciales, las zonas internas de las alas de los aviones comerciales están dimensionadas típicamente con cuerdas relativamente largas. Con las cuerdas relativamente largas, la resistencia por formación de ondas asociada normalmente es mínima para las partes internas porque los perfiles aerodinámicos tienen coeficientes de sustentación seccional (C_i) relativamente bajos comparados con el de toda el ala del avión comercial. Si las partes internas no hacen que el número de Mach se vuelva crítico durante el crucero, entonces los aumentos en la capacidad de número de Mach proporcionados por la ranura de envergadura parcial 12 no se necesitan necesariamente allí. Por consiguiente, la zona del ala sin ranuras 22 puede estar dispuesta en las partes internas del ala que no hacen que el número de Mach se vuelva crítico durante el crucero para evitar o mitigar la penalización de la resistencia aerodinámica del perfil asociada con el uso de una ranura de envergadura parcial donde no se necesita mayor capacidad de número de Mach durante el crucero. Además, el uso de la zona del ala sin ranuras 22 para la parte interna permite que se use un sistema hipersustentador más convencional (por ejemplo, aletas y slats convencionales) en la parte interna del ala 10, lo cual es una ventaja adicional proporcionada por las realizaciones de la invención. Además, debería observarse que las realizaciones de la invención no deberían interpretarse como limitadas a alas que tienen partes internas que no hacen que el número de Mach se vuelva crítico durante el crucero. En cambio, se tiene previsto que las realizaciones de la invención serán aplicables a una amplia gama de alas incluyendo, pero no limitadas a, alas que tienen partes internas que no hacen que el número de Mach se vuelva crítico durante el crucero.

60 Aunque se muestra y describe que el ala con ranuras de envergadura parcial 10 tiene una única zona del ala sin ranuras 22 y una única zona del ala ranurada 24, no se requiere tal cosa. El ala con ranuras de envergadura parcial

10 puede estar provista de cualquier número (es decir, uno o más) de zonas del ala sin ranuras 22 y cualquier número de zonas del ala ranuradas 24, cada una de las cuales puede incluir cualquier número de ranuras sin apartarse del espíritu y alcance de la invención. La transición entre las zonas del ala ranuradas y sin ranuras 22 y 24 puede producirse múltiples veces a través de la semi-envergadura de un ala con los requisitos particulares del diseño del ala que dictan probablemente si se usará más de una zona del ala sin ranuras y/o más de una zona del ala ranurada. Por ejemplo, otra realización del ala con ranuras de envergadura parcial incluye una zona del ala sin ranuras internas, una zona del ala ranurada media, y otra zona del ala sin ranuras dispuesta entre la punta del ala y la zona del ala ranurada.

La Figura 6 ilustra las secciones del perfil aerodinámico en la discontinuidad de la planta alar 32 de los elementos de perfil aerodinámico anterior y posterior 36 y 38 del ala 10. El elemento de perfil aerodinámico anterior 36 incluye un extradós 40, un intradós 42, un borde anterior 44 y un borde posterior 46. Igualmente, el elemento de perfil aerodinámico posterior 38 también incluye un extradós 48, un intradós 50, un borde anterior 52 y un borde posterior 54. La ranura de envergadura parcial 12 está definida entre el borde posterior 46 del elemento de perfil aerodinámico anterior 36 y el borde anterior 52 del elemento de perfil aerodinámico posterior 38. La sección transversal de la ranura de envergadura parcial 12 se muestra como la separación o espacio que separa el borde posterior 46 del elemento de perfil aerodinámico anterior 36 del borde anterior 52 del elemento de perfil aerodinámico posterior 38. Durante el vuelo, la ranura de envergadura parcial 12 permite que una parte del aire que circula a lo largo del intradós 42 del elemento de perfil aerodinámico anterior 36 se divida y circule sobre el extradós 48 del elemento de perfil aerodinámico posterior 38.

Con referencia nuevamente a la Figura 6, una parte del elemento de perfil aerodinámico anterior 36 está superpuesta a o sobresale de una parte del elemento de perfil aerodinámico posterior 38. Por consiguiente, la suma de las cuerdas de los elementos de perfil aerodinámico anterior y posterior 36 y 38 excede del cien por cien (100%) de la cuerda de la zona del ala ranurada 24 (es decir, la distancia que separa el borde anterior extremo 56 del borde posterior extremo 34). En al menos una realización, la separación se minimiza pero se dimensiona suficientemente de manera que la capa límite a lo largo del intradós 42 del elemento de perfil aerodinámico anterior 36 no se mezcle o confluya con la capa límite sobre el extradós 48 del elemento de perfil aerodinámico posterior 38.

La Figura 7 es una vista lateral de la sección transversal de la zona del ala sin ranuras que muestra la sección de perfil aerodinámico 64 en la estación de semi-envergadura 26 superpuesta a la sección de perfil aerodinámico 66 de la zona del ala sin ranuras 22 en la estación de semi-envergadura 28 o la discontinuidad de la planta alar 32. Como resultado de la flecha hacia atrás y el estrechamiento de la zona del ala sin ranuras 22, los bordes anterior y posterior 68 y 70 de la sección del perfil aerodinámico del encastre 64 pueden estar dispuestos hacia delante de los bordes anterior y posterior 72 y 74 de la sección de perfil aerodinámico 66 en la discontinuidad de la planta alar 32.

La Figura 8 es una vista lateral de la sección transversal de la zona del ala ranurada 24 que muestra sus secciones de perfil aerodinámico anterior y posterior 36 y 38 en la discontinuidad de la planta alar 32, como se muestra en la Figura 6, superpuestas a la sección de perfil aerodinámico 66 de la zona del ala sin ranuras 22 en la discontinuidad de la planta alar 32, como se muestra en la Figura 7. En la discontinuidad de la planta alar 32, el borde anterior 72 de la zona del ala sin ranuras 22 efectúa una transición relativamente suave dentro del borde anterior extremo 56 de la zona del ala ranurada 24. El borde posterior 46 de la parte principal del ala 58 de la zona del ala ranurada 24 efectúa una transición relativamente suave dentro del extradós de la zona del ala sin ranuras 22 en la discontinuidad de la planta alar 32. También en la discontinuidad de la planta alar 32, el borde posterior extremo 34 de la zona del ala ranurada 24 está desplazado hacia abajo desde el borde posterior 74 de la zona del ala sin ranuras 22 una cantidad apropiada para permitir que el aire que pasa a través de la ranura de envergadura parcial 12 pase por encima del borde posterior extremo 34 de la zona del ala ranurada 24.

La ranura de envergadura parcial 12 puede comenzar bastante abruptamente en la discontinuidad de la planta alar 32. Es decir, la separación que separa el borde posterior 46 del elemento de perfil aerodinámico anterior 36 del borde anterior 52 del elemento de perfil aerodinámico posterior 38 no se estrecha y no aumenta gradualmente de tamaño desde la discontinuidad de la planta alar 32. Por consiguiente, no hay transición relativamente suave desde la zona del ala sin ranuras 22 hasta la zona del ala ranurada 24 en la discontinuidad de la planta alar 32 donde comienza la envergadura parcial 12. Debería observarse, sin embargo, que otras realizaciones pueden incluir una ranura de envergadura parcial 12 que comienza gradualmente o se estrecha de manera que la zona del ala sin ranuras 22 efectúa una transición relativamente suave hasta la zona del ala ranurada 24 en la discontinuidad de la planta alar 32 donde está situada la ranura de envergadura parcial 12.

En al menos una realización, la separación en la discontinuidad de la planta alar 32 está cerrada, por ejemplo, con una placa (no mostrada). La placa puede ser plana y estar dispuesta a través de la separación de manera que la placa esté alineada con la dirección de vuelo.

La ranura de envergadura parcial 12 puede estar definida entre una parte principal del ala 58 y un dispositivo hipersustentador o estabilidad y control como una aleta 60, un alerón, un deflector aerodinámico, etc. En una realización ejemplar, la ranura de envergadura parcial 12 está definida entre el borde posterior 46 de la parte principal del ala 58 y el borde anterior 52 de la aleta 60. La ranura de envergadura parcial 12 permite así que una parte del aire que circula a lo largo del intradós 42 de la parte principal del ala 58 se divida y circule sobre el extradós

48 de la aleta 60.

La aleta 60 puede estar asociada operativamente con un sistema de control activo 61 (Figura 21), que a su vez está asociado operativamente con la estructura de accionamiento, como la estructura de accionamiento de aleta desvelada en la patente de EE.UU. 5.788.190 titulada "Slotted Cruise Trailing Edge Flap".

- 5 La estructura de accionamiento está acoplada a la aleta 60 y la parte principal del ala 58 para mover la aleta 60 en relación con la parte principal del ala 58 para permitir el despliegue de la aleta 60 y/o compensar la ranura 12 para la condición de vuelo. Por ejemplo, la aleta 60 puede moverse entre una posición totalmente desplegada (no mostrada) para condiciones de aterrizaje y despegue y una posición escondida 62, que está asociada con las condiciones de crucero. O, por ejemplo, la aleta 60 puede moverse para estrechar o ensanchar la ranura 12, la aleta puede subirse o bajarse para cambiar la altura relativa de la aleta 60 respecto a la parte principal del ala 58, y/o la aleta 60 puede girarse para ajustar el ángulo o cabeceo entre la aleta 60 y la parte principal del ala 58.

- 10 En la Figura 2, que no forma parte de la invención, el ala 110 incluye la ranura de envergadura total 112 que está definida entre el borde posterior 146 de la "caja" estructural o elemento principal del ala 136 y el borde anterior 152, 152' de las aletas internas y los alerones externos 138, 138'. Tal como se muestra, una parte posterior del elemento principal del ala 136 se superpone a o sobresale de una parte anterior de las aletas y los alerones 138, 138'.

- 15 Cualquiera de, o tanto las aletas 138 como los alerones 138', pueden estar acoplados a la estructura de accionamiento para permitir que la ranura 112 sea compensada para las condiciones de vuelo particulares del ala 110. A modo de ejemplo, la estructura de accionamiento usada para ajustar y compensar la ranura 112 puede comprender la estructura de accionamiento de aleta desvelada en la patente de EE.UU. 5.788.190.

- 20 Debería observarse que son posibles otras disposiciones para la ranura de envergadura parcial, la ranura de envergadura total y los sistemas del borde posterior (por ejemplo, aletas, alerones, deflectores aerodinámicos, etc.). Por ejemplo, otra realización incluye un sistema principal de paleta en el que la ranura está definida entre la paleta y la aleta principal, con la paleta delante de la ranura y la aleta principal detrás de la ranura.

- 25 En al menos algunas realizaciones, está provista una ranura de envergadura total o envergadura parcial cerrable que puede cerrarse cuando las condiciones de vuelo lo garantizan (por ejemplo, las fases de baja velocidad como el despegue, el aterrizaje, el ascenso, etc.). Cerrar la ranura mitiga la penalización por resistencia por rozamiento del revestimiento asociada con la ranura. Durante las condiciones de vuelo a alta velocidad (por ejemplo, condiciones de crucero transónico), la ranura estaría parcial o totalmente abierta.

- 30 En otras realizaciones, la ranura de envergadura parcial o total puede ser una característica permanente del ala de manera que la ranura no depende de la manera en que están colocados o configurados los diversos componentes (por ejemplo, aletas, alerones, slats, deflectores aerodinámicos, otros dispositivos hipersustentadores, otros dispositivos de estabilidad y control, etc.) que comprende el ala. La presencia de la ranura puede ser independiente de la fase de vuelo del avión (por ejemplo, aterrizaje, despegue, ascenso, realización de una maniobra, vuelo en crucero, nivel de vuelo, acelerando, decelerando, etc.). Por ejemplo, la ranura puede implementarse como una abertura fija dentro de las partes móviles de las aletas y alerones de manera que la ranura permanece sustancialmente abierta cuando las partes móviles están desplegadas y retraídas.

- 35 La Figura 13 ilustra una realización ejemplar de un ala en flecha 210 que incluye dos ranuras de envergadura parcial 212 y 212'. La ranura 212 está definida entre el borde posterior 246 del elemento de perfil aerodinámico anterior 236 y el borde anterior 252 del elemento de perfil aerodinámico posterior 238, mientras que la ranuras 212' está definida entre el borde posterior 246' del elemento de perfil aerodinámico anterior 236' y el borde anterior 252' del elemento de perfil aerodinámico posterior 238'.

- 40 La Figura 14 ilustra otra realización de un ala en flecha 310 que incluye dos ranuras de envergadura parcial 312 y 312'. La ranura 312 está definida entre un borde posterior 346 del elemento de perfil aerodinámico anterior 336 y un borde anterior 352 del elemento de perfil aerodinámico posterior 338, mientras que la ranura 312' está definida entre el borde posterior 346' del elemento de perfil aerodinámico anterior 336' y el borde anterior 352' del elemento de perfil aerodinámico posterior 338'.

- 45 La Figura 15 ilustra otra realización de un ala en flecha 410 que incluye una ranura que tiene una pluralidad de segmentos 412, 412', 412'', cada uno de los cuales es ajustable independientemente. Tal como se muestra, cada segmento de ranura 412, 412', 412'' está definido entre un borde posterior 452, 452', 452'' de la caja estructural principal del ala 436 y un borde anterior 446, 446', 446'' de un dispositivo hipersustentador o estabilidad y control móvil independientemente 438, 438', 438''. Cada dispositivo 438, 438', 438'' está acoplado a la estructura de accionamiento, como la estructura de accionamiento de aleta descrita en el documento U.S. 5.788.190. La estructura de accionamiento puede mover independientemente el dispositivo 438, 438', 438'' en relación con la parte principal del ala 436 para ajustar y compensar los segmentos de ranura 412, 412' y 412'' para las condiciones de vuelo particulares del ala 410.

En otra forma, la invención proporciona procedimientos para hacer volar un ala de avión. En una realización, un procedimiento incluye generalmente compensar una ranura definida entre un elemento de perfil aerodinámico anterior y un elemento de perfil aerodinámico posterior durante al menos una condición transónica para conseguir

una mejora de rendimiento en la condición transónica. Compensar la ranura puede incluir una o más de las siguientes acciones: ajustar una separación que separa los elementos de perfil aerodinámico anterior y posterior, la separación definiendo la ranura; ajustar una altura relativa entre los elementos de perfil aerodinámico anterior y posterior; y ajustar un ángulo entre el elemento de perfil aerodinámico anterior y posterior. En una realización ejemplar, los elementos de perfil aerodinámico anterior y posterior incluyen respectivamente una parte principal del ala y un conjunto de aleta, y compensar la ranura incluye accionar el conjunto de aleta. En al menos algunas realizaciones, el procedimiento puede incluir además cerrar, o al menos minimizar la anchura de la ranura si las condiciones de vuelo lo garantizan, como durante condiciones subsónicas (por ejemplo, despegue, aterrizaje, ascenso, etc.).

En otra realización, un procedimiento para hacer volar un ala de avión incluye generalmente usar al menos una ranura definida por el ala para desviar una parte del aire que circula a lo largo de un intradós del ala para dividir y circular sobre un extradós del ala durante al menos una condición transónica del ala. Desviar el aire impide, o al menos retrasa, la separación del flujo de aire que se produciría para añadir resistencia aerodinámica a la condición transónica para conseguir una mejora de rendimiento en la condición transónica. Debería observarse, sin embargo, que la desviación del aire no tiene que producirse necesariamente durante todas las fases de vuelo. Por ejemplo, el procedimiento puede comprender además cerrar, o al menos minimizar la anchura de la ranura si las condiciones de vuelo lo garantizan, como durante condiciones subsónicas (por ejemplo, despegue, aterrizaje, ascenso, etc.). Además, el procedimiento también puede incluir abrir la ranura cuando el ala está en o cerca de una condición transónica. Adicionalmente, el procedimiento también puede incluir compensar la ranura para la condición de vuelo del ala.

En una nueva realización, se proporciona un procedimiento para hacer volar un ala de avión en el que el ala de avión incluye una parte principal del ala, un conjunto de aleta, y al menos una ranura definida entre la parte principal del ala y el conjunto de aleta durante el crucero. El procedimiento incluye generalmente accionar el conjunto de aleta durante el crucero para compensar el conjunto de aleta para conseguir una mejora de rendimiento durante el crucero.

Las partes de un ala que harán que el número de Mach se vuelva crítico dependerán al menos en parte de la planta alar del ala, la distribución del espesor, y la distribución respecto a la envergadura de la carga aerodinámica (la carga según la envergadura). Para determinar fiablemente qué partes del ala harán que el número de Mach se vuelva crítico, puede usarse modelización computacional que tenga un alto grado de fidelidad, con tal modelización incluyendo efectos de compresibilidad en forma completa, no lineal, y los efectos de la capa límite viscosa/turbulenta y las estelas. También pueden incluirse diversos niveles de aproximaciones de simplificación dentro de la modelización computacional, como procedimientos basados en aproximación de la capa límite (procedimientos de capa no viscosa/límite acoplada) y códigos de Navier-Stokes que no son “completos” pero, en cambio, emplean algún nivel de simplificación (por ejemplo, aproximación de “capa delgada” en la que se omiten algunos términos viscosos con efectos de poca importancia).

Se dispone de códigos de análisis de CFD basados en “solucionadores de flujo” que pueden usarse para determinar las características del flujo alrededor de una forma aerodinámica dada. De este modo, cuando se conoce la forma de un ala particular, el análisis puede determinar, por ejemplo, el grado de criticidad de Mach de las diferentes partes del ala o el rendimiento aerodinámico global del ala. Un software informático de análisis de CFD ejemplar del tipo de capa no viscosa/límite acoplada es MGAERO, comercializado por Analytical Methods, Inc. de Redmond, Washington. Un software informático de análisis de CFD ejemplar del tipo de Navier-Stokes incluye FLUENT®, comercializado por Fluent Inc. Corporation de Lebanon, New Hampshire; CFD++®, comercializado por Metacomp Technologies, Inc. de Agoura, California; y NSAERO, comercializado por Analytical Methods, Inc. de Redmond, Washington.

El rendimiento de la configuración con ranuras de envergadura parcial fue analizado teóricamente con estudios de dinámica de fluidos computacional (CFD) y verificado en ensayo en túnel aerodinámico para proporcionar una mejora de rendimiento sobre un diseño de ala transónica convencional. Con respecto a la modelización de CFD, se ha realizado investigación y análisis bidimensional sobre diseños de perfil aerodinámico ranurado bidimensional durante varios años y, por consiguiente, es conocido en la técnica. En la Figura 17 se muestra una solución de CFD representativa del flujo de aire o los campos de presión alrededor de un diseño de perfil aerodinámico ranurado bidimensional 80.

Como la CFD no se ha extendido, aplicado, ni hecho viable a alas ranuradas tridimensionales, las realizaciones de la invención implicaron desarrollar, optimizar y usar ciertas herramientas y procedimientos para realizar diseño y análisis detallado de CFD tridimensional sobre alas ranuradas. Además, y como se describe más adelante, los aspectos de la invención también implicaron validar la información posterior de la CFD con ensayo en túnel aerodinámico.

Como se muestra en las Figuras 3, 4 y 5, la información posterior de la CFD incluye modelización representativa de las ondas de choque y zonas de flujo supersónico a través de un ala a coeficiente de sustentación y Mach de mitad de crucero. Específicamente, las Figuras 3, 4 y 5 ilustran respectivamente la ubicación de la onda de choque y zonas de flujo supersónico a través de un extradós de un ala convencional, un ala con ranuras de envergadura

parcial, y un ala con ranuras de envergadura total a coeficiente de sustentación y Mach de mitad de crucero.

Haciendo referencia ahora a las Figuras 18A y 18B, se muestra un modelo de elementos finitos de un ala con ranuras de envergadura parcial 82. Tal como se muestra, el ala con ranuras de envergadura parcial 82 incluye una ranura de envergadura parcial 84 con pilones de aletas 85. En la Figura 18B, los pilones de aletas 85 se muestran con mayor detalle.

En la Figura 19A, la información posterior de la CFD incluye la modelización representativa del flujo de aire o los campos de presión sobre un intradós alar 86 de un ala con ranuras de envergadura parcial 87 que incluye pilones de aletas 88. En la Figura 19B, la información posterior de la CFD incluye la modelización representativa del flujo de aire o los contornos de presión sobre un intradós alar 86' de un ala con ranuras de envergadura parcial 87' que no incluye pilones de aletas. Por consiguiente, la comparación de las Figuras 19A y 19B permite la determinación del efecto que la presencia y ausencia de pilones de aletas tienen sobre las presiones del intradós alar.

Usando las herramientas de CFD tridimensional y los procedimientos descritos en este documento, se determinó que el ala con ranuras de envergadura parcial cuando se compara con un ala transónica convencional mejoró el Mach (ΔM) en crucero por 0,025 y mejoró la eficiencia aerodinámica ($\Delta ML/D$) el -1,0%. Debería observarse que estos valores (es decir, 0,025 y -1,0%) se exponen en esta descripción únicamente a efectos de ilustración y no deberían interpretarse para limitar el alcance de la invención. Además, estos valores se obtuvieron usando un modelo de CFD que incluía un ala con ranuras de envergadura parcial, un fuselaje y una cola vertical y un modelo de CFD que incluía un modelo de ala transónica convencional, un fuselaje y una cola vertical. Ninguno de los dos modelos de CFD incluía una cola horizontal, góndolas de motor o riostras.

Las herramientas y procedimientos de diseño y análisis de CFD tridimensional y los resultados proporcionados por los mismos fueron validados con ensayo en túnel aerodinámico transónico. Más específicamente, se realizaron diversos ensayos en túnel aerodinámico para demostrar el incremento de Mach (ΔM) en crucero para el ala con ranuras de envergadura parcial frente a un diseño de ala transónica convencional, para determinar el rendimiento aerodinámico relativo ($\Delta ML/D$) para el ala con ranuras de envergadura parcial frente a un diseño de ala transónica convencional, para determinar los efectos de integración del avión debidos a la integración de las góndolas y la resistencia aerodinámica de compensación, y para evaluar la exactitud y fiabilidad de los análisis de CFD tridimensional.

Las Figuras 9 y 10 resumen ciertos resultados de ensayos en túnel aerodinámico. Para crear la Figura 9, los modelos de ensayos en túnel aerodinámico incluían alas (ya sea un ala con ranuras de envergadura parcial o un ala transónica convencional), un fuselaje, y una cola vertical pero no una cola horizontal, góndolas de motores o riostras. Para crear la Figura 10, sin embargo, los modelos de ensayos en túnel aerodinámico eran configuraciones completas que incluían alas (ya sea un ala con ranuras de envergadura parcial o un ala transónica convencional), un fuselaje, colas vertical y horizontal, góndolas de motores, y riostras).

El ensayo en túnel aerodinámico y los estudios de dinámica de fluidos computacional estuvieron enfocados o dirigidos al rendimiento aerodinámico. Para asegurar que las mejoras en el rendimiento aerodinámico fueran directamente transferibles, se pusieron restricciones y limitaciones sobre el diseño del ala que aseguraban que las mejoras aerodinámicas no fueran a costa de una degradación de rendimiento en otras disciplinas o áreas. Por ejemplo, las modificaciones que provocan la mejora de rendimiento aerodinámico no serían a costa de aumentos de peso estructural. Bajo estas limitaciones, el ala con ranuras de envergadura parcial aumentó la velocidad de crucero en una cantidad significativa en tanto que proporcionando características aceptables de hipersustentación y manejo y al menos manteniendo una eficiencia aerodinámica (ML/D) y alcance comparables a los de un diseño de ala transónica convencional a su velocidad de crucero de diseño. Se tiene previsto que el nivel de mejora proporcionado por las realizaciones de la invención pueda aumentarse cuando se eliminen las limitaciones anteriormente mencionadas que se pusieron sobre el diseño inicial. Las alas con ranuras de envergadura parcial probablemente permitirán una mejora aún mayor en la eficiencia del avión cuando se lleve a cabo un estudio industrial interdisciplinario formal.

Respecto a las mejoras de rendimiento en las condiciones de operación del ala durante condiciones transónicas, las realizaciones de la invención permiten que se consiga una cualquiera de o una combinación de lo siguiente: un aumento de la velocidad de crucero o el número de Mach crítico para el ala, un aumento de sustentación para el ala, un aumento de espesor para el ala, y/o el mantenimiento de la capacidad de número de Mach a un menor ángulo de flecha del ala. Más adelante se proporciona una descripción más detallada de los factores físicos que limitan el rendimiento de los perfiles aerodinámicos de crucero transónico y una explicación de cómo un diseñador puede intercambiar la mejora tecnológica en el nivel de tecnología para mejoras en espesor de ala, velocidad, sustentación, o resistencia aerodinámica, o una combinación de las mismas.

La ranura puede usarse para aumentar el la capacidad de número de Mach de divergencia de resistencia (M_{dd}) de un ala de flecha, coeficiente de sustentación, y distribución de espesor dados en tanto que mejorando, o al menos manteniendo una eficiencia aerodinámica (ML/D) y alcance comparables para el ala durante el vuelo de crucero. La eficiencia aerodinámica, que se calcula multiplicando el número de Mach por la sustentación y dividiendo por la resistencia aerodinámica (ML/D), es una medida de rendimiento adimensional que es de particular importancia para un avión de largo alcance. Un ala que tiene al menos una ranura para mejorar el rendimiento de crucero puede

hacerse volar a una velocidad de crucero más elevada antes de que comience el aumento de resistencia transónica.

La capacidad de la ranura de impedir, o al menos retrasar, la separación de la capa límite o el flujo de aire permite que el (los) perfil(es) aerodinámico(s) usados para el ala sean diseñados para producir una distribución de presión en el régimen transónico, con el nivel de succión del extradós reducido (es decir, un coeficiente de presión menos negativo sobre el extradós) y la onda de choque y la recuperación de presión subsiguiente desplazadas hacia popa, comparado con un perfil aerodinámico convencional. La distribución de presión que se posibilita por la presencia de la ranura proporciona un número de Mach de divergencia de resistencia (M_{dd}) más elevado que no puede realizarse con un perfil aerodinámico convencional sin ranuras debido a la separación de la capa límite que se produciría durante las condiciones transónicas.

Aspectos de la invención también permiten el uso de una zona del ala convencional o sin ranuras en las partes de un ala donde el número de Mach no se volverá crítico, si lo hubiera. Por ejemplo, si se ha determinado que la parte interna de un ala no hará que el número de Mach se vuelva crítico durante el crucero, la penalización por resistencia por rozamiento del revestimiento asociada con la ranura puede evitarse o mitigarse usando una zona del ala sin ranuras para la parte interna. Además, el uso de la zona del ala convencional o sin ranuras para la parte interna del ala permite el uso de un sistema hipersustentador convencional (por ejemplo, aletas y slats convencionales) que también ha de usarse en el interior.

Aun cuando el consumo de combustible puede seguir siendo esencialmente el mismo para un avión provisto de un ala ranurada, las mayores velocidades de crucero o capacidades de Mach del avión proporcionan otras eficiencias. Por ejemplo, las aerolíneas pueden reducir los tiempos de viaje volando en crucero o volando a las mayores velocidades relativas permitidas por el ala ranurada antes de que surja el aumento de resistencia transónica. Además de ser un beneficio más seguro para los pasajeros de las aerolíneas, los vuelos más rápidos también beneficiarán a las aerolíneas por medio de reducciones de costes de operación. Por ejemplo, los vuelos de duración más corta requieren menos tiempo de la tripulación de vuelo y, por lo tanto, menos sueldo de empleados para la tripulación de vuelo. Además, como el mantenimiento de revisión requerido normalmente está basado en el número de horas de vuelo que tiene un avión, los vuelos más rápidos también harán menos frecuentes los mantenimientos de revisión y, por lo tanto, menos costosos.

La patente de EE.UU. 6.293.497 describe los factores físicos que limitan el rendimiento de los perfiles aerodinámicos de crucero transónico y las soluciones de compromiso implicadas en la maximización del rendimiento de los perfiles aerodinámicos de crucero transónico. El rendimiento de un perfil aerodinámico en aplicaciones de crucero transónico puede caracterizarse por las siguientes cuatro medidas básicas:

- 1) El espesor del perfil aerodinámico, expresado normalmente como la relación de espesor máximo (espesor máximo dividido por la longitud de la cuerda). El espesor es beneficioso porque proporciona el espacio necesario para combustible y sistemas mecánicos y porque una estructura de ala con mayor profundidad puede ser más ligera para la misma resistencia.

- 2) La velocidad o el número de Mach en la condición de operación preferida. La capacidad de número de Mach del perfil aerodinámico, modificada por un factor relacionado con el ángulo de flecha del ala, contribuye directamente a la velocidad del crucero del aeroplano.

- 3) El coeficiente de sustentación en la condición de operación preferida. El mayor coeficiente de sustentación es ventajoso porque podría permitir mayor peso (por ejemplo, más combustible para alcance más largo) o una altitud de crucero superior.

- 4) El coeficiente de resistencia aerodinámica en la condición de operación preferida y en otras condiciones de operación que se encontrarían en la misión de un aeroplano. Reducir la resistencia aerodinámica reduce el consumo de combustible y aumenta el alcance.

Otras medidas como las características de momento de cabeceo y la capacidad de sustentación a bajos números de Mach también son significativas, pero son menos importantes que las cuatro básicas.

Juntas, las cuatro medidas básicas de rendimiento definen un nivel de rendimiento que a menudo se denomina el "nivel de tecnología" de un perfil aerodinámico. Las cuatro medidas básicas de rendimiento imponen requisitos encontrados sobre el diseñador en el sentido de que los cambios de diseño pensados para mejorar una de las medidas tienden a penalizar al menos una de las otras tres. Un diseño bueno u óptimo para una aplicación dada requiere, por lo tanto, encontrar un compromiso favorable entre las cuatro medidas, evaluadas en cuanto al rendimiento global del avión en el que se usa el perfil aerodinámico. Debería observarse que los compromisos implicados en el diseño de perfiles aerodinámicos para niveles de tecnología superiores tal como se determina mediante las cuatro medidas anteriores no siempre pueden proporcionar el nivel de tecnología mejor u óptimo para el avión en conjunto porque un nivel de tecnología superior puede acarrear penalizaciones en cuanto a sustentación máxima, calidades de manejo, o menor margen para el bataneo.

A veces se hace una evaluación más restringida del nivel de tecnología basada sólo en las tres primeras de las medidas anteriores. En este sentido restringido el nivel de tecnología de un perfil aerodinámico puede determinarse a partir de dónde está situada la condición de operación de crucero buscada en un espacio tridimensional, que está

definido por la relación de espesor máximo (t_{max}/c), el coeficiente de sustentación (Cl), y el número de Mach (M). Para reducir una posición en tres dimensiones a un único "nivel", se necesita una suposición o regla adicional para la que puede usarse la siguiente ecuación:

$$\Delta M = [-1(\Delta t_{max}/c)] + [-1/7(\Delta Cl)]$$

- 5 La ecuación anterior está basada en suposiciones acerca de qué constituye un nivel igual de tecnología y proporciona un medio para relacionar las condiciones de operación de dos perfiles aerodinámicos cualesquiera que tienen el mismo nivel de tecnología. Las constantes -1 y -1/7 están basadas en datos históricos (es decir, en comparaciones de perfiles aerodinámicos que se considera que son comparables en nivel tecnológico). Debería observarse, sin embargo, que las constantes -1 y -1/7 son únicamente ejemplares y que también pueden emplearse otras constantes adecuadas en la ecuación anterior.

Para comparar los niveles de tecnología de dos perfiles aerodinámicos, un procedimiento ejemplar usa la ecuación anterior para ajustar ambos perfiles aerodinámicos a un punto común en t_{max}/c y Cl y luego compara los números de Mach resultantes. La diferencia de nivel de tecnología de los dos perfiles aerodinámicos puede expresarse así como una diferencia de Mach.

- 15 Otra manera ejemplar de comparar los niveles de tecnología de perfiles aerodinámicos es trazar las curvas de aumento de resistencia (coeficiente de resistencia aerodinámica frente a número de Mach a coeficiente de sustentación constante). Tales curvas pueden usarse para mostrar que la gama de operación de baja resistencia aerodinámica del perfil aerodinámico ranurado (mostrada justo debajo del gráfico de distribución de presión en la Figura 16B) se extiende hasta un número de Mach más alto que el perfil aerodinámico de un solo elemento (mostrado justo debajo del gráfico de distribución de presión en la Figura 16A), con sustentación ligeramente superior y el mismo espesor. Por supuesto, el perfil aerodinámico ranurado podría rediseñarse para usar esta ventaja tecnológica para propósitos distintos de una velocidad más alta, por ejemplo, para conseguir sustentación incluso más alta a la misma velocidad que el perfil aerodinámico de un solo elemento.

- 25 A cualquier nivel de tecnología dado, es posible generalmente diseñar una amplia gama de perfiles aerodinámicos individuales adaptados a diferentes condiciones de operación preferidas y que representan diferentes soluciones de compromiso entre las cuatro medidas básicas de rendimiento. Por ejemplo, un perfil aerodinámico podría tener un número de Mach de operación superior a otro, pero a costa de sustentación inferior y resistencia aerodinámica superior. Dadas las modernas herramientas de dinámica de fluidos computacional, el diseño de diferentes perfiles aerodinámicos a un nivel de tecnología dado es generalmente una tarea sencilla para un diseñador competente. Por otra parte, mejorar el nivel de tecnología, digamos mejorando una de las medidas básicas de rendimiento sin penalizar ninguna de las otras tres, tiende a ser más difícil, y cuanto más avanzado es el nivel de tecnología del que se parte, más difícil se vuelve la tarea. Empezando con un perfil aerodinámico que está en un nivel de tecnología representativo del estado actual de la técnica, puede ser sumamente difícil descubrir mejoras significativas.

- 35 Los principales factores que limitan el rendimiento están asociados con la física del flujo sobre el extradós del perfil aerodinámico. Para comprender estos factores, ayuda considerar una distribución de presión típica del perfil aerodinámico en crucero transónico, trazada en términos del coeficiente de presión (C_p) sobre una escala negativa, tal como se muestra en la Figura 16A (extraída de la patente de EE.UU. 6.293.497). Por referencia, la forma del perfil aerodinámico 101 se muestra justo debajo del gráfico de distribución de presión. Sobre la escala de C_p mostrada, $C_p = 0$ es la presión estática del flujo de corriente libre lejos del perfil aerodinámico, que se supone que está a una velocidad subsónica. En cada punto sobre la superficie, el valor de C_p , además de definir la presión, corresponde a un valor particular de la velocidad del flujo justo por fuera de la capa límite viscosa delgada sobre la superficie. El C_p negativo (por encima del eje horizontal) representa presión inferior y velocidad superior a la corriente libre mientras que C_p positivo (por debajo del eje horizontal) corresponde a presión superior y velocidad inferior. Un nivel particular de C_p negativo corresponde a la velocidad sónica y se muestra por la línea de puntos 89.

- 45 La curva inferior 90 sobre el gráfico de distribución de presión representa la presión sobre el intradós 91, o lado de alta presión, y la curva superior 92 representa la presión sobre el extradós 93. La distancia vertical entre las dos curvas indica la diferencia de presión entre el extradós y el intradós 93 y 91, y el área entre las dos curvas es proporcional a la sustentación total generada por el perfil aerodinámico. Obsérvese que cerca del borde anterior hay una punta altamente positiva en la distribución de C_p 94 en lo que se denomina el "punto de remanso" 95, donde el flujo entrante primero "se adhiere" a la superficie del perfil aerodinámico, y la velocidad del flujo fuera de la capa límite es cero. También, obsérvese que las distribuciones de C_p del extradós y el intradós se juntan en el borde posterior 96, definiendo un único valor de C_p 97 que es casi siempre ligeramente positivo. Este nivel de C_p en el borde posterior tiene un impacto importante sobre la física del fluido. Como el C_p del borde posterior viene dictado fundamentalmente por la distribución global del espesor del perfil aerodinámico, y el espesor está limitado generalmente por varios factores estructurales y aerodinámicos, el C_p del borde posterior es algo sobre lo que el diseñador tiene relativamente poco control. Lejos del punto de remanso del borde anterior y el borde posterior, el diseñador, variando la forma del perfil aerodinámico, tiene mucho más control sobre la distribución de presión.

- 60 Para un espesor de perfil aerodinámico y un número de Mach dados, el problema de conseguir un elevado nivel de tecnología se reduce al problema de maximizar la sustentación consistente con un bajo nivel de resistencia aerodinámica. Aumentar la sustentación únicamente aumentando la presión del intradós generalmente no es posible

sin reducir el espesor del perfil aerodinámico. Por lo tanto, la tarea del diseñador es reducir la presión del extradós para producir tanta sustentación como sea posible, pero hacerlo sin causar un gran aumento de resistencia aerodinámica. En este sentido, la distribución de presión mostrada en la Figura 16A es típica de una práctica de diseño avanzada. La condición de operación mostrada es parecida a la condición de operación preferida que podría usarse para la primera parte de crucero de una misión del aeroplano. La resistencia aerodinámica en esta condición es razonablemente baja, pero a números de Mach y/o coeficientes de sustentación más altos, la resistencia aerodinámica aumentaría rápidamente.

Obsérvese que el C_p del extradós 92 sobre la mitad delantera del perfil aerodinámico 101 está por encima de la línea de puntos 89, indicando que el flujo allí es ligeramente supersónico. Justo a popa de la cuerda media, esta zona supersónica se termina por una onda de choque débil, indicada sobre la superficie como un aumento súbito de C_p 98 hasta un valor característico del flujo subsónico. La distribución de C_p en la zona supersónica 99 se hace deliberadamente casi plana, con sólo una subida de presión sumamente gradual, para impedir que la onda de choque se haga más fuerte y cause mayor resistencia aerodinámica en otras condiciones de operación. La onda de choque es seguida por un aumento de presión gradual 100, denominado "recuperación de presión", hasta un C_p ligeramente positivo 97 en el borde posterior. La ubicación de la onda de choque y la distribución de presión en la zona de recuperación se adaptan cuidadosamente para encontrar un equilibrio entre la mayor sustentación y la mayor resistencia aerodinámica.

Intentar aumentar la sustentación tenderá a alejar el perfil aerodinámico de este equilibrio favorable y aumentar la resistencia aerodinámica. Por ejemplo, una manera de añadir sustentación sería mover la onda de choque 98 hacia popa. Esto, sin embargo, requeriría una recuperación más pronunciada (porque el C_p de la post-onda de choque inmediata y el C_p del borde posterior son ambos esencialmente fijos), lo que haría que la capa límite viscosa se volviera más gruesa o incluso se separara de la superficie, cualquiera de lo cual tendría como resultado un significativo aumento de resistencia aerodinámica. La otra manera de aumentar la sustentación sería bajar aún más la presión delante de la onda de choque (mover la curva de C_p 99 hacia arriba sobre la parte de proa del perfil aerodinámico y aumentar la velocidad del flujo supersónico ahí), pero esto aumentaría el salto de presión a través de la onda de choque, lo que tendría como resultado un aumento en la denominada resistencia por onda de choque. Para perfiles aerodinámicos transónicos de un solo elemento en el estado actual de la técnica, este compromiso entre sustentación y resistencia aerodinámica ha alcanzado un alto nivel de refinamiento de manera que es improbable que se siga haciendo alguna gran mejora en el nivel de tecnología.

La forma y la distribución de presión resultante de un perfil aerodinámico de crucero transónico ranurado 523 se muestra en la Figura 16B (extraída de la patente de EE.UU. 6.293.497). El perfil aerodinámico 523 está constituido por dos elementos (un elemento de proa 560 y un elemento de popa 561) separados por un canal curvado (562, la ranura) a través del cual el aire circula generalmente desde el intradós 584 hasta el extradós 564. En este ejemplo, el reborde de la ranura (565, el borde posterior del elemento de proa) está justo hacia popa del 80 por ciento de la cuerda total desde el borde anterior, y la superposición de los elementos es aproximadamente el 3 por ciento de la cuerda total. Se muestran las distribuciones de presión para ambos elementos, de manera que las distribuciones de presión se superponen donde se superponen los elementos del perfil aerodinámico. Como con el perfil aerodinámico convencional, las curvas superiores 566, 567 dan las distribuciones de C_p sobre los extradós 564, 583, y las curvas inferiores 568, 569 dan el CP sobre las superficies inferiores 584, 570. Obsérvese que hay dos puntos de remanso 571, 572 y sus puntas de alta presión correspondientes 573, 574, una en cada elemento, donde el flujo entrante se adhiere a la superficie cerca de cada uno de los bordes anterior.

Para comenzar la consideración de la física de fluidos, obsérvese que la condición de operación preferida para el perfil aerodinámico ranurado 523 (mostrado justo debajo del gráfico de distribución de presión en la Figura 16B) es más rápida que la del perfil aerodinámico de un solo elemento 101 (mostrado justo debajo del gráfico de distribución de presión en la Figura 16A), y que el coeficiente de sustentación es ligeramente superior, mientras que ambos perfiles aerodinámicos tienen el mismo espesor efectivo a efectos estructurales. En la condición de operación del perfil aerodinámico ranurado, cualquier perfil aerodinámico de un solo elemento del mismo espesor tendría resistencia aerodinámica sumamente elevada. La ventaja sustancial en nivel de tecnología del perfil aerodinámico ranurado resulta del hecho de que la recuperación de presión final 575 es sumamente rápida hacia popa, comenzando con una onda de choque débil 576 a aproximadamente el 90 por ciento de la cuerda total. Tal distribución de presión sería imposible en un perfil aerodinámico de un solo elemento porque seguramente se produciría separación de la capa límite, impidiendo que la onda de choque se mueva tan lejos hacia popa. El mecanismo, calificado en términos generales de "efecto de ranura", mediante el cual la ranura impide la separación de la capa límite, combina varios factores concurrentes:

- 1) La capa límite sobre el extradós 583 del elemento de proa 560 está sometida a una onda de choque débil 577 en el reborde de la ranura 565, pero no hay recuperación de presión post-onda de choque sobre el elemento de proa. Esto es posible porque el elemento de popa 561 induce una elevada "velocidad de frenado aerodinámico" en el borde posterior del elemento de proa (el CP del borde posterior 578 en el elemento de proa es fuertemente negativo, cuando en un perfil aerodinámico de un solo elemento el CP del borde posterior es generalmente positivo).

- 2) Las capas límite del extradós y el intradós sobre el elemento de proa 560 se combinan en el borde

posterior 565 para formar una estela que circula por encima del extradós 564 del elemento de popa y que sigue siendo efectivamente distinta de la capa límite que se forma sobre el extradós del elemento de popa. Sobre la parte de popa del elemento de popa 561, esta estela está sometida a una fuerte subida de presión 575, 576, pero una mezcla turbulenta vigorosa hace a la estela muy resistente a la inversión de flujo.

3) La capa límite sobre el extradós 564 del elemento de popa 561 sólo tiene una corta distancia sobre la que desarrollarse, empezando en el punto de remanso 572 cerca del borde anterior del elemento de popa, así que es muy delgada cuando se encuentra con la onda de choque débil final 576 y la recuperación de presión 575, y puede permanecer adherida. Con respecto a su distribución de presión y el desarrollo de la capa límite, el elemento de popa 561 es, en efecto, un perfil aerodinámico separado en sí mismo, con una onda de choque débil y recuperación de presión que comienza aproximadamente en el punto medio de su propia cuerda, por lo cual esperaríamos que fuera posible flujo adherido.

La distribución de presión del extradós de la Figura 16B es un ejemplo relativamente extremo de lo que hace posible el efecto de ranura. Una gama de distribuciones de presión menos extremas intermedias entre la mostrada en la Figura 16B y la distribución de presión de un solo elemento de la Figura 16A también puede sacar partido del efecto de ranura. La onda de choque sobre el elemento de proa 560 no tiene que estar completamente atrás en el reborde de la ranura 565, y no tiene que estar en una zona supersónica sobre el extradós 564 del elemento de popa 561. De hecho, el perfil aerodinámico de la Figura 16B presenta una secuencia de tales distribuciones de presión intermedias cuando se opera a números de Mach y coeficientes de sustentación inferiores a la condición mostrada. El efecto de ranura aún es necesario para impedir la separación de flujo en estas otras condiciones.

La distribución de presión sobre el intradós contribuye al nivel de tecnología del perfil aerodinámico ranurado 523 de la Figura 16B. Compárese la distribución de presión 568 sobre el intradós 584 del elemento de proa 560 del perfil aerodinámico ranurado 523 con la distribución de presión correspondiente 90 sobre el intradós 91 del perfil aerodinámico de un solo elemento 101 de la Figura 16A. La distribución de presión más plana sobre el perfil aerodinámico ranurado 523 tiene como resultado menos curvatura del intradós del perfil aerodinámico 523 y mayor profundidad del perfil aerodinámico 523 en las ubicaciones donde estarían colocados los largueros delantero y posterior de la caja estructural principal (típicamente, aproximadamente el 15 por ciento y el 64 por ciento de la cuerda total). Revestimientos de intradós más planos y largueros más profundos son ambos favorables para la efectividad estructural de la estructura de la caja principal. Esta ventaja puede intercambiarse para mejorar el número de Mach y el coeficiente de sustentación, en tanto que manteniendo la efectividad estructural (resistencia a la flexión) de la caja del ala igual que la de un perfil aerodinámico de un solo elemento.

La Figura 20 ilustra una vista en alzado lateral de un perfil aerodinámico convencional 600 diseñado para crucero a velocidades subsónicas elevadas y/o transónicas. El perfil aerodinámico 600 incluye una aleta de borde posterior de una sola ranura 602. En la Figura 20, la aleta 602 se muestra en una posición retraída 604, que podría usarse, por ejemplo, durante el crucero. En la posición retraída 604, el extremo de proa 606 de la aleta 602 encaja y está oculta dentro de los contornos del perfil aerodinámico 600. De esta manera, el perfil aerodinámico 600 está provisto de un extradós aerodinámico y aerodinámicamente liso que incluye como mucho sólo pequeños escalones o separaciones.

Debería observarse que los contornos del perfil aerodinámico 600 y la aleta 602 son únicamente a efectos ilustrativos. También debería observarse que no es poco común que los perfiles aerodinámicos de crucero convencionales incluyan dispositivos hipersustentadores de borde anterior, aunque tales dispositivos no se muestran en las Figuras 20 a 22.

En la Figura 21, la aleta 602 se muestra en una posición desplegada 608, que podría usarse, por ejemplo, durante el despegue. La Figura 22 muestra la aleta 602 en otra posición desplegada 610 pero en un ángulo de deflexión mayor que el que se muestra en la Figura 21. La posición desplegada 610 mostrada en la Figura 22 podría usarse, por ejemplo, durante el aterrizaje.

El despliegue de la aleta 602 desde la posición retraída 604 (Figura 20) hasta cualquiera de las posiciones desplegadas 608 (Figura 21) o 610 (Figura 22), la aleta 602 se mueve hacia popa. Mover la aleta 602 hacia popa para desplegar la aleta 602 abre una cavidad 612, denominada comúnmente "entrante". Tal como se muestra en las Figuras 21 y 22, la cavidad 612 no es aerodinámica e incluye un borde inferior abrupto 614 en el extremo hacia popa 616 del elemento principal o hacia proa del perfil aerodinámico 618.

En un sistema de aleta de borde posterior convencional que tiene más de una ranura (por ejemplo, aletas de borde posterior de doble ranura, etc.), es típico que se abra más de un entrante no aerodinámico cuando se despliega el sistema de aleta.

Como la presencia de un entrante no aerodinámico no penaliza significativamente el rendimiento hipersustentador, ha habido pocos incentivos para configurar ranuras hipersustentadoras de una manera más elegante aerodinámicamente. En el vuelo en crucero, sin embargo, se ha observado que la presencia de un entrante no aerodinámico delante de una ranura puede causar penalizaciones de resistencia aerodinámica significativas, y a veces inaceptables. Dadas las formas de las aletas hipersustentadoras convencionales y las zonas del entrante de la aleta definidas por el despliegue de la aleta, las ranuras hipersustentadoras normalmente están cerradas durante

el vuelo de crucero para evitar acarrear penalizaciones de resistencia aerodinámica que surgen de los entrantes de la aleta.

Tal como se muestra en las Figuras 6, 16B y 17, las realizaciones de la presente invención incluyen perfiles aerodinámicos que tienen una o más ranuras definidas con contornos suavemente aerodinámicos y sin un entrante no aerodinámico. Estas ranuras incluyen un canal perfectamente aerodinámico, diseñado aerodinámicamente liso. Eliminar el entrante no aerodinámico y definir la ranura como un canal perfectamente aerodinámico, aerodinámicamente liso permite que la ranura se abra durante el crucero y otras condiciones transónicas para conseguir una mejora de rendimiento en el crucero u otra condición transónica.

Además de proporcionar un perfil aerodinámico con una ranura de crucero tal como se acaba de describir, la forma global o contorno de un perfil aerodinámico también puede diseñarse específicamente para sacar partido del efecto de ranura (el efecto de ranura se describe anteriormente). Una comparación de las Figuras 16A y 16B muestra las diferencias ejemplares entre las formas de perfil aerodinámico de un perfil aerodinámico ranurado 523 y un perfil aerodinámico sin ranuras convencional 101. Por ejemplo, el extradós 583 del perfil aerodinámico ranurado 523 es generalmente más plano que el extradós 93 del perfil aerodinámico convencional 101, aunque también hay sutiles diferencias adicionales entre las formas de perfil aerodinámico.

Desplegar una aleta de crucero (una aleta que define al menos una ranura de crucero) requiere menos movimiento hacia popa de la aleta que el movimiento hacia popa requerido para desplegar una aleta hipersustentadora de una sola ranura convencional. Por ejemplo, y tal como se muestra en las Figuras 20 a 22, se requiere un movimiento hacia popa sustancial de la aleta hipersustentadora de una sola ranura convencional 602 para abrir el entrante 612 suficientemente como para no impedir el flujo de aire a través de la ranura 620. Por otra parte, las realizaciones de la invención incluyen una ranura de crucero que permanece sustancialmente abierta cuando la aleta de crucero que define la ranura de crucero está en su posición totalmente retraída, aunque la superposición entre la aleta de crucero y el elemento principal del perfil aerodinámico es preferentemente corta. Como el movimiento hacia popa sustancial de la aleta de crucero entre sus posiciones de crucero y de hipersustentación tendería a abrir la ranura de crucero excesivamente y perjudicar el rendimiento hipersustentador, el movimiento hacia popa de la aleta de crucero durante el despliegue entre sus posiciones de crucero y de hipersustentación preferentemente se minimiza en al menos algunas realizaciones de la invención.

Un sistema hipersustentador de borde posterior puede estar integrado de diversas maneras con un perfil aerodinámico ranurado.

Para aquellas partes a lo largo de la envergadura del ala que no definen una ranura de crucero, el sistema hipersustentador de borde posterior no tendrá que alojar una ranura de crucero. Por consiguiente, puede emplearse cualquiera de una amplia gama de opciones de aleta hipersustentadora convencional para estas partes del ala que no incluyen una ranura de crucero.

A lo largo de las partes de la envergadura del ala que incluyen una o más ranuras de crucero, puede emplearse una diversidad de opciones. Por ejemplo, al menos una realización incluye una aleta que define al menos una ranura de crucero y que también se usa como aleta hipersustentadora de una sola ranura mediante un aumento del ángulo de deflexión. Ya sea definiendo la ranura de crucero o usándose como aleta hipersustentadora de una sola ranura, los mismos contornos del ala y la aleta permanecen expuestos al flujo de aire pero a diferentes ángulos de deflexión de la aleta.

Algunas realizaciones incluyen un perfil aerodinámico que tiene al menos una ranura de crucero y al menos una ranura hipersustentadora convencional, colocada preferentemente aguas arriba de la ranura de crucero. En estas realizaciones, la ranura de crucero también puede servir como ranura hipersustentadora.

En realizaciones preferidas de un ala con ranuras de envergadura parcial, una ranura de crucero está definida únicamente a lo largo de una parte externa del ala, como la parte que se extiende respecto a la envergadura entre la discontinuidad de la planta alar y la punta del ala. Además de la ranura de crucero, la parte externa también puede incluir un sistema hipersustentador de borde posterior. La ranura de crucero puede funcionar como la única ranura hipersustentadora para la parte externa del ala, o la ranura de crucero puede funcionar como una ranura hipersustentadora con una o más ranuras hipersustentadoras convencionales distintas que están definidas por la parte externa del ala.

En al menos una realización preferida de un ala con ranuras de envergadura parcial, una ranura de crucero no está definida por una parte interna, como la parte que se extiende respecto a la envergadura entre el encastre del ala y la discontinuidad de la planta alar. En cambio, la parte interna incluye un sistema hipersustentador de borde posterior convencional cuyo despliegue abre una o más ranuras hipersustentadoras y uno o más entrantes no aerodinámicos aguas arriba de las ranuras hipersustentadoras. Durante el vuelo de crucero, sin embargo, el sistema hipersustentador de borde posterior preferentemente está retraído para cerrar las ranuras hipersustentadoras y eliminar los entrantes que no son currentilíneos.

REIVINDICACIONES

1. Un ala de avión en flecha (10; 210; 310; 410) que tiene una envergadura y que comprende un perfil aerodinámico, comprendiendo dicho perfil aerodinámico:
 - al menos un elemento de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) que tiene un extradós (40; 583) y un intradós (42; 584);
 - al menos un elemento de perfil aerodinámico posterior (38; 238; 338; 438; 561) que tiene un extradós (48; 564) y un intradós (50; 570); y
 - al menos una ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) definida por el perfil aerodinámico durante al menos una condición transónica del perfil aerodinámico, permitiendo la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) que una parte del aire que circula a lo largo del intradós (42; 584) del elemento de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) se divida y circule sobre el extradós (48; 564) del elemento de perfil aerodinámico posterior (38; 238; 338; 438; 561) para conseguir una mejora de rendimiento en la condición transónica;
- caracterizada por que:
 - el ala de avión (10; 210; 310; 410) tiene una parte interna del ala que se extiende respecto a la envergadura desde un fuselaje del avión hasta una discontinuidad de la planta alar (32) y una parte externa del ala que se extiende respecto a la envergadura desde la discontinuidad de la planta alar (32) hasta una punta (16) del ala (10; 210; 310; 410), en la que la parte interna del ala incluye un perfil aerodinámico que tiene una cuerda relativamente larga para permitir la retracción de un tren de aterrizaje del avión y un coeficiente de sustentación seccional (C_i) relativamente bajo comparado con el de toda el ala (10; 210; 310; 410); y
 - la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) se extiende respecto a la envergadura únicamente a lo largo de una parte de la envergadura del ala (10; 210; 310; 410), constituyendo la parte interna del ala una zona del ala sin ranuras (22).
2. El ala (10; 210; 310; 410) de la reivindicación 1, caracterizada por que la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) se extiende respecto a la envergadura desde aproximadamente la discontinuidad de la planta alar (32) del ala (10; 210; 310; 410) hasta aproximadamente la punta (16) del ala (10; 210; 310; 410).
3. El ala (10; 210; 310; 410) de la reivindicación 1, caracterizada por que la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) se extiende sobre una parte del ala (10; 210; 310; 410) donde se produciría la separación del flujo de aire para añadir resistencia aerodinámica a la condición transónica.
4. El ala (10; 210; 310; 410) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizada por que la al menos una ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) comprende una pluralidad de ranuras dispuestas longitudinalmente a lo largo del ala (10; 210; 310; 410).
5. El ala (10; 210; 310; 410) de la reivindicación 4, caracterizada por al menos una parte del ala ranurada dispuesta entre dos zonas del ala sin ranuras.
6. El ala (10; 210; 310; 410) de la reivindicación 4, caracterizada por al menos una zona del ala sin ranuras dispuesta entre dos zonas del ala ranuradas.
7. El ala (10; 210; 310; 410) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizada por que la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) incluye un canal aerodinámicamente liso definido entre los elementos de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) y posterior (38; 238; 338; 438; 561) sin un entrante no aerodinámico.
8. El ala (10; 210; 310; 410) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizada por que la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) está configurada para empujar las ondas de choque generadas por el flujo supersónico a través del ala (10; 210; 310; 410) a una posición más hacia popa sobre el ala (10; 210; 310; 410).
9. El ala (10; 210; 310; 410) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizada por que la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) está configurada para aumentar la capacidad de número de Mach de divergencia de resistencia del ala (10; 210; 310; 410) en tanto que manteniendo al menos una eficiencia aerodinámica comparable para el ala (10; 210; 310; 410).
10. El ala (10; 210; 310; 410) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizada por que la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) está configurada para mitigar las ondas de choque y proporcionar una velocidad de crucero más elevada para el ala (10; 210; 310; 410).
11. El ala (10; 210; 310; 410) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizada por que la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) está configurada para mejorar el rendimiento del ala (10; 210; 310; 410) mediante al menos uno de los siguientes criterios:

un aumento de velocidad de crucero;

un aumento de sustentación;

un aumento de espesor;

una reducción de flecha;

5 una reducción de resistencia aerodinámica; o

una combinación de los mismos.

10 12. El ala (10; 210; 310; 410) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado por una estructura de accionamiento acoplada los elementos de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) y posterior (38; 238; 338; 438; 561) para mover uno de los elementos de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) y posterior (38; 238; 338; 438; 561) en relación con el otro elemento para compensar la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562).

13. El ala (10; 210; 310; 410) de la reivindicación 12, caracterizada por que la estructura de accionamiento está configurada para compensar la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) mediante al menos una de las siguientes acciones:

15 ajustar una separación que separa los elementos de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) y posterior (38; 238; 338; 438; 561), la separación definiendo la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562);

ajustar una altura relativa entre los elementos de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) y posterior (38; 238; 338; 438; 561);

20 ajustar un ángulo entre los elementos de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) y posterior (38; 238; 338; 438; 561); o

una combinación de las mismas.

25 14. El ala (10; 210; 310; 410) de la reivindicación 12 ó 13, caracterizada por que la estructura de accionamiento está configurada para cerrar la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) durante al menos una condición subsónica y para abrir la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) durante la condición transónica.

15. El ala (410) de cualquiera de las reivindicaciones 12 a 14, caracterizada por que la ranura (412, 412', 412") incluye una pluralidad de segmentos dispuestos longitudinalmente a lo largo del ala (410), cada uno de los segmentos siendo ajustable independientemente por la estructura de accionamiento para permitir la compensación de la ranura diferentemente en ubicaciones diferentes a lo largo de la envergadura.

30 16. El ala (10; 210; 310; 410) de cualquiera de las reivindicaciones 12 a 15, caracterizada por que:

el elemento de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) comprende una parte principal del ala;

el elemento de perfil aerodinámico posterior (38; 238; 338; 438; 561) comprende una aleta; y

la estructura de accionamiento es una estructura de accionamiento de aleta configurada para compensar la aleta durante el crucero para mejorar el rendimiento del ala (10; 210; 310; 410) durante el crucero.

35 17. El ala (10; 210; 310; 410) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizada por que la condición transónica es una condición de crucero o una maniobra.

18. Un avión que comprende el ala (10; 210; 310; 410) de cualquiera de las reivindicaciones precedentes.

40 19. Un procedimiento para hacer volar un ala de avión en flecha (10; 210; 310; 410) que comprende usar al menos una ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) definida por el ala (10; 210; 310; 410) para desviar una parte del aire que circula a lo largo de un intradós (42; 584) del ala (10; 210; 310; 410) para que se divida y circule sobre un extradós (48; 564) del ala (10; 210; 310; 410) durante al menos una condición transónica del ala (10; 210; 310; 410), la desviación al menos retrasando la separación del flujo de aire que se produciría para añadir resistencia aerodinámica a la condición transónica para conseguir una mejora de rendimiento en la condición transónica,

45 caracterizado por que:

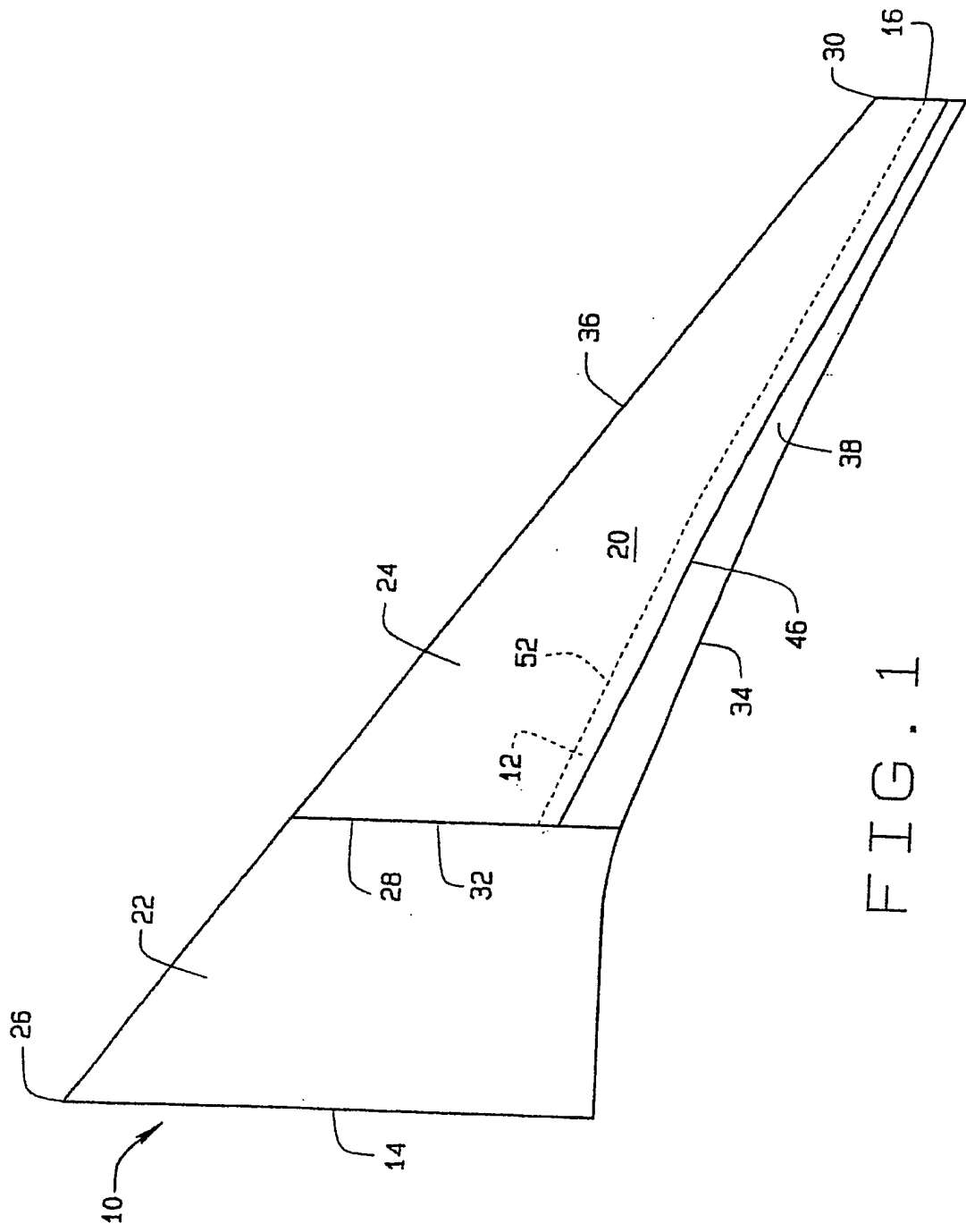
el ala de avión (10; 210; 310; 410) tiene una parte interna del ala que se extiende respecto a la envergadura desde un fuselaje del avión hasta una discontinuidad de la planta alar (32) y una parte externa del ala que se extiende respecto a la envergadura desde la discontinuidad de la planta alar (32) hasta una punta (16) del ala (10; 210; 310; 410), en la que la parte interna del ala incluye un perfil aerodinámico que tiene una cuerda relativamente larga para permitir la retracción de un tren de aterrizaje del avión y un coeficiente de sustentación seccional (C_i)

50

relativamente bajo comparado con el de toda el ala (10; 210; 310; 410); y

la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) se extiende respecto a la envergadura únicamente a lo largo de una parte de la envergadura del ala (10; 210; 310; 410), constituyendo la parte interna del ala una zona del ala sin ranuras (22).

- 5 20. El procedimiento de la reivindicación 19, caracterizado por compensar la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) durante la condición transónica.
21. El procedimiento de la reivindicación 20, caracterizado por que compensar la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) comprende al menos una de las siguientes acciones:
 - 10 ajustar una separación que separa los elementos de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) y posterior (38; 238; 338; 438; 561), la separación definiendo la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562);
 - ajustar una altura relativa entre los elementos de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) y posterior (38; 238; 338; 438; 561);
 - ajustar un ángulo entre los elementos de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) y posterior (38; 238; 338; 438; 561); o
 - 15 una combinación de las mismas.
22. El procedimiento de la reivindicación 20 ó 21, caracterizado por que compensar la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) comprende abrir la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) cuando se está en o cerca de la condición transónica.
- 20 23. El procedimiento de cualquiera de las reivindicaciones 19 a 22, caracterizado por cerrar la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) durante al menos una condición subsónica del ala (10; 210; 310; 410).
24. El procedimiento de cualquiera de las reivindicaciones 19 a 23, caracterizado por que la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) incluye un canal aerodinámicamente liso definido entre los elementos de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) y posterior (38; 238; 338; 438; 561) sin un entrante no aerodinámico.
25. El procedimiento de cualquiera de las reivindicaciones 20 a 24, caracterizado por que:
 - 25 el elemento de perfil aerodinámico anterior (36; 236; 336; 436; 560) comprende una parte principal del ala;
 - el elemento de perfil aerodinámico posterior (38; 238; 338; 438; 561) comprende un conjunto de aleta; y
 - compensar la ranura (12; 212, 212'; 312, 312'; 412, 412', 412"; 562) comprende accionar el conjunto de aleta.
- 30 26. El procedimiento de cualquiera de las reivindicaciones 19 a 25, caracterizado por que la condición transónica es una condición de crucero o una maniobra.



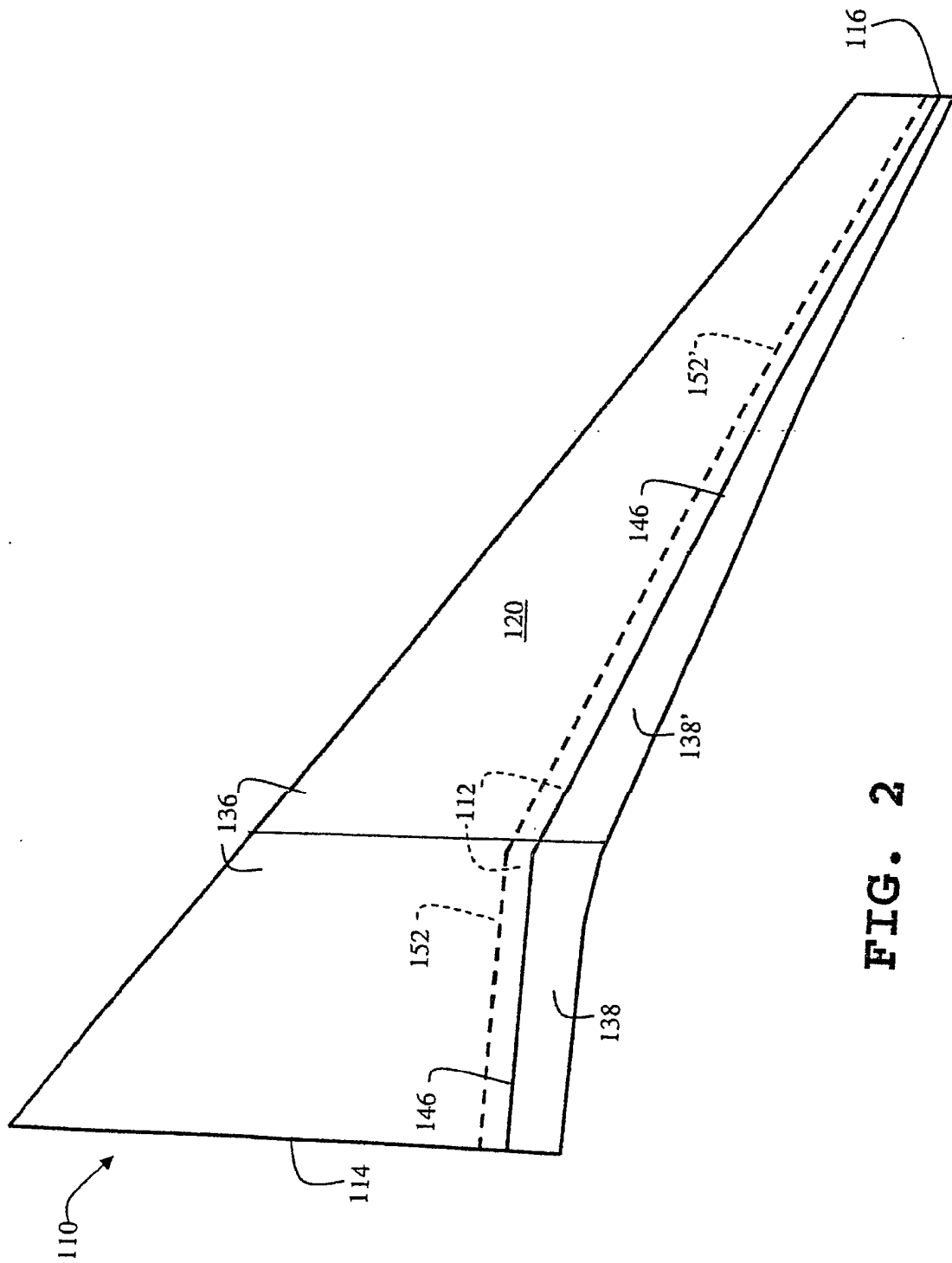
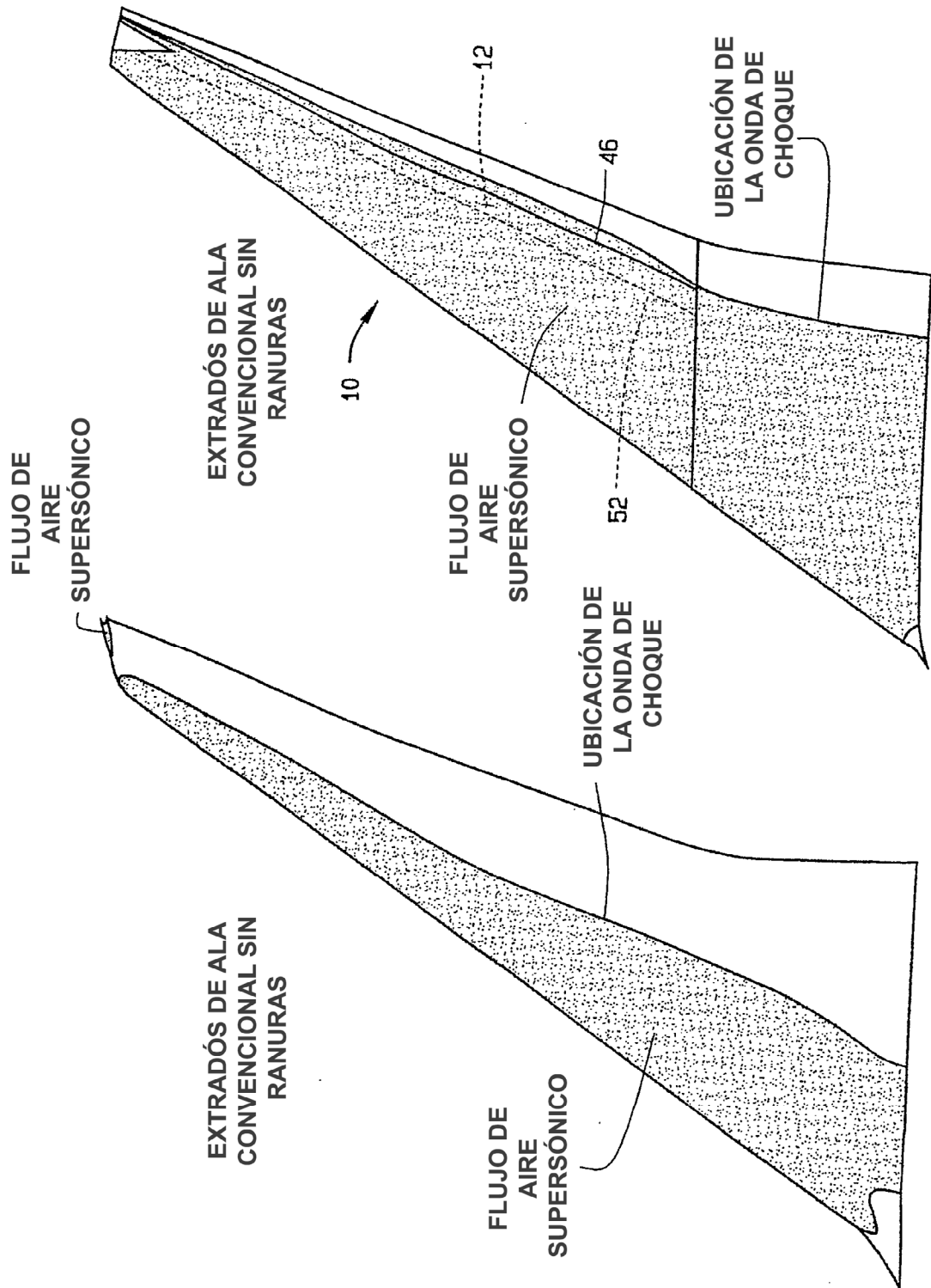


FIG. 2



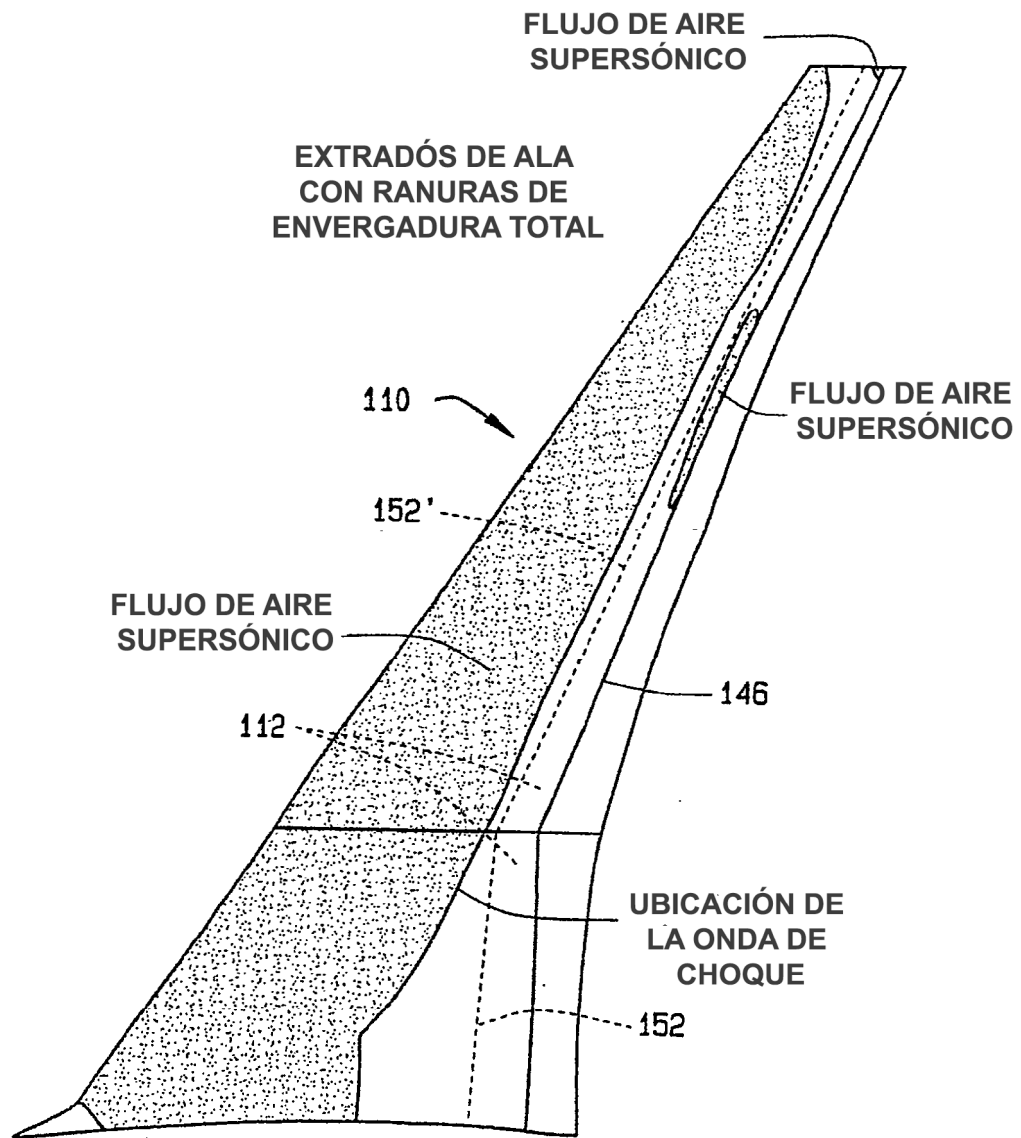


FIG. 5

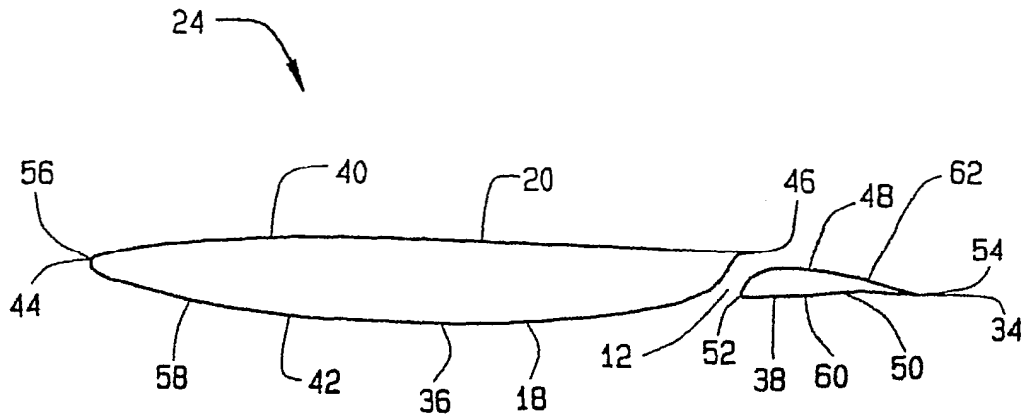


FIG. 6

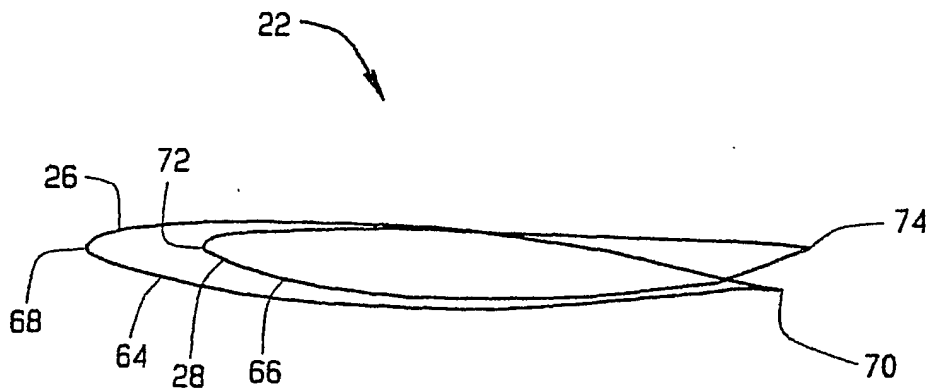


FIG. 7

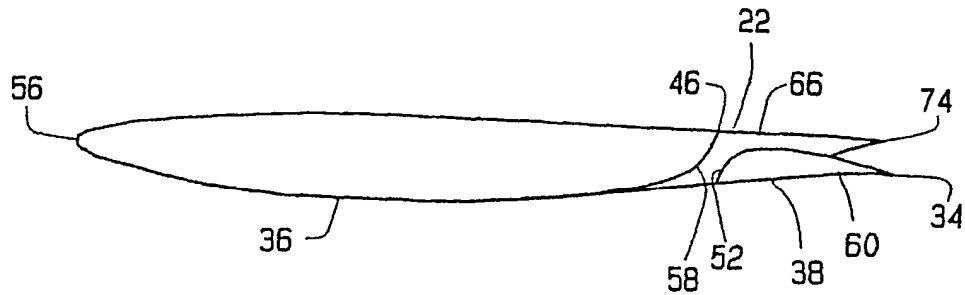


FIG. 8

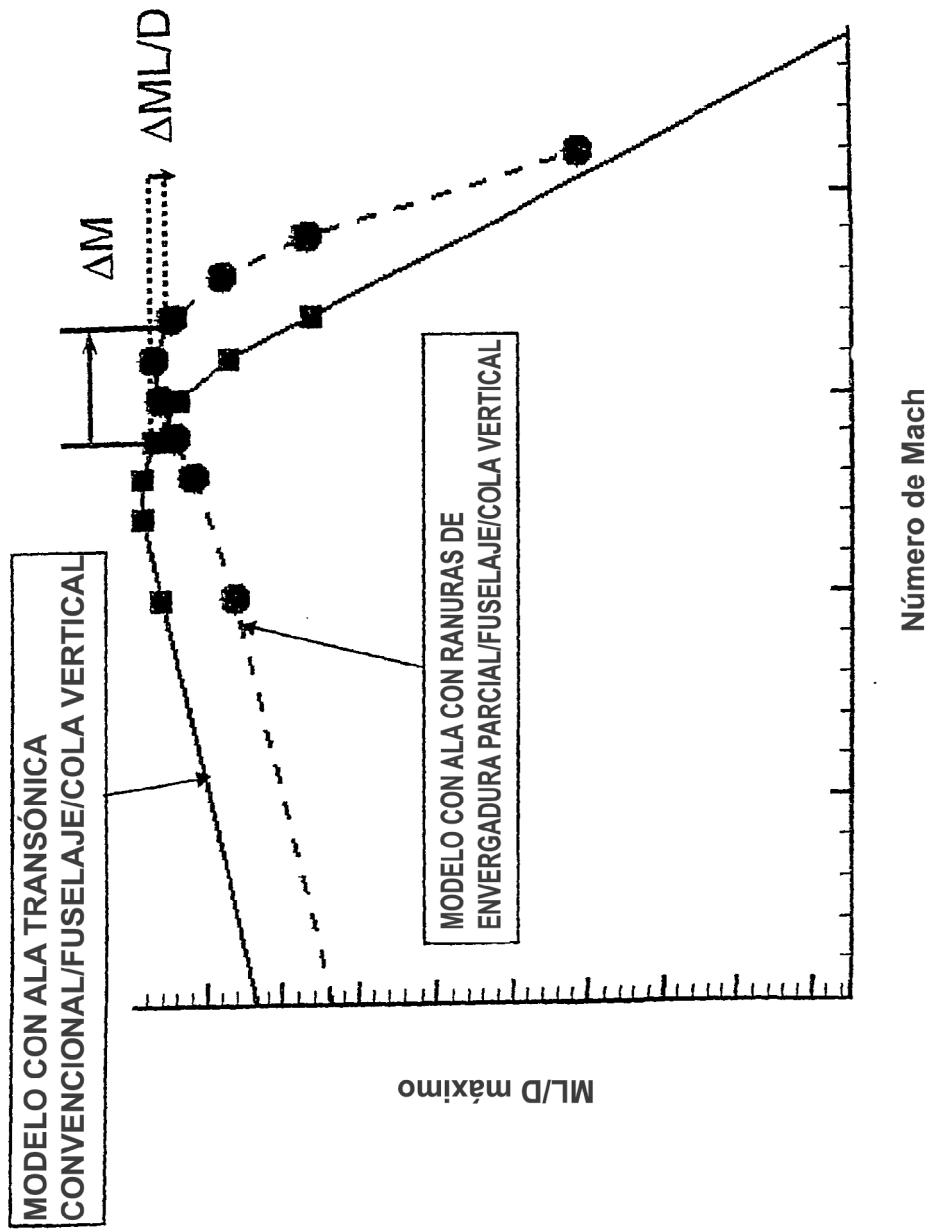


FIG. 9

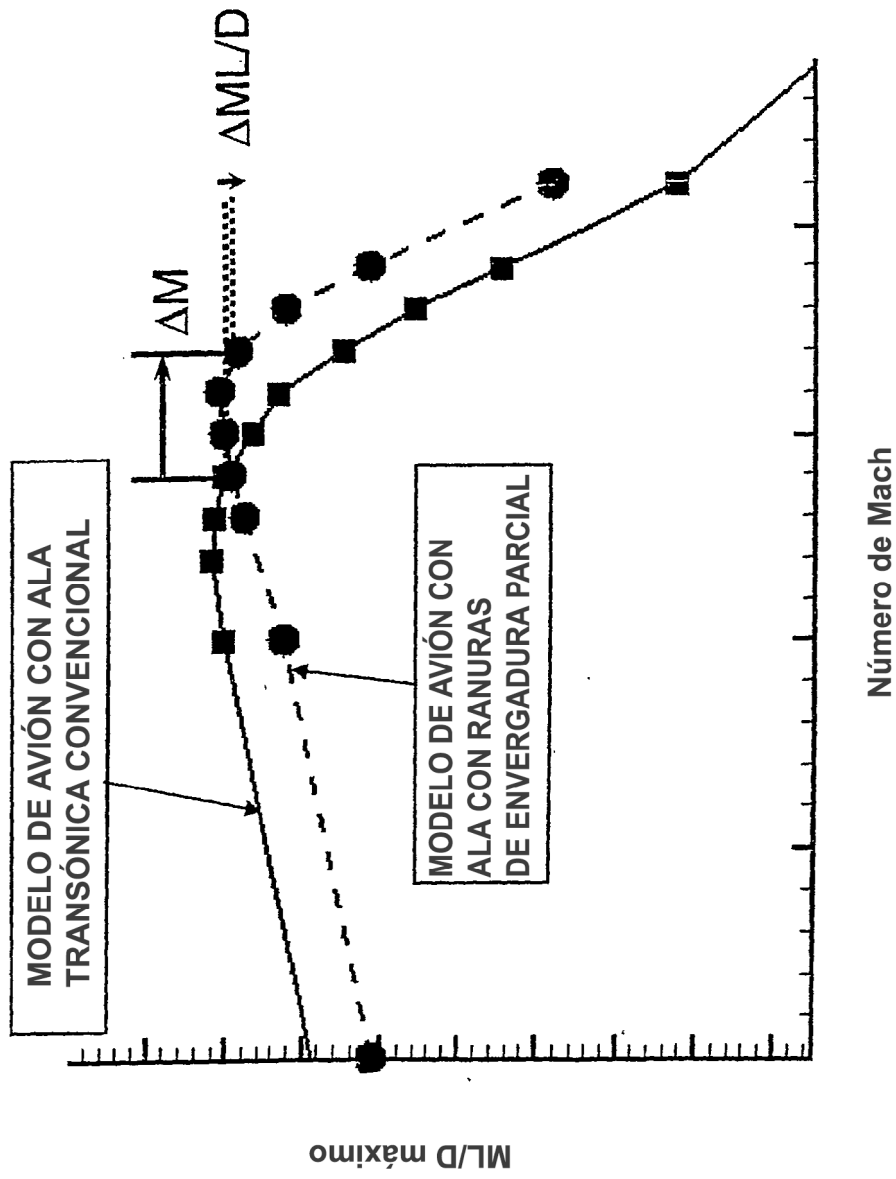


FIG. 10

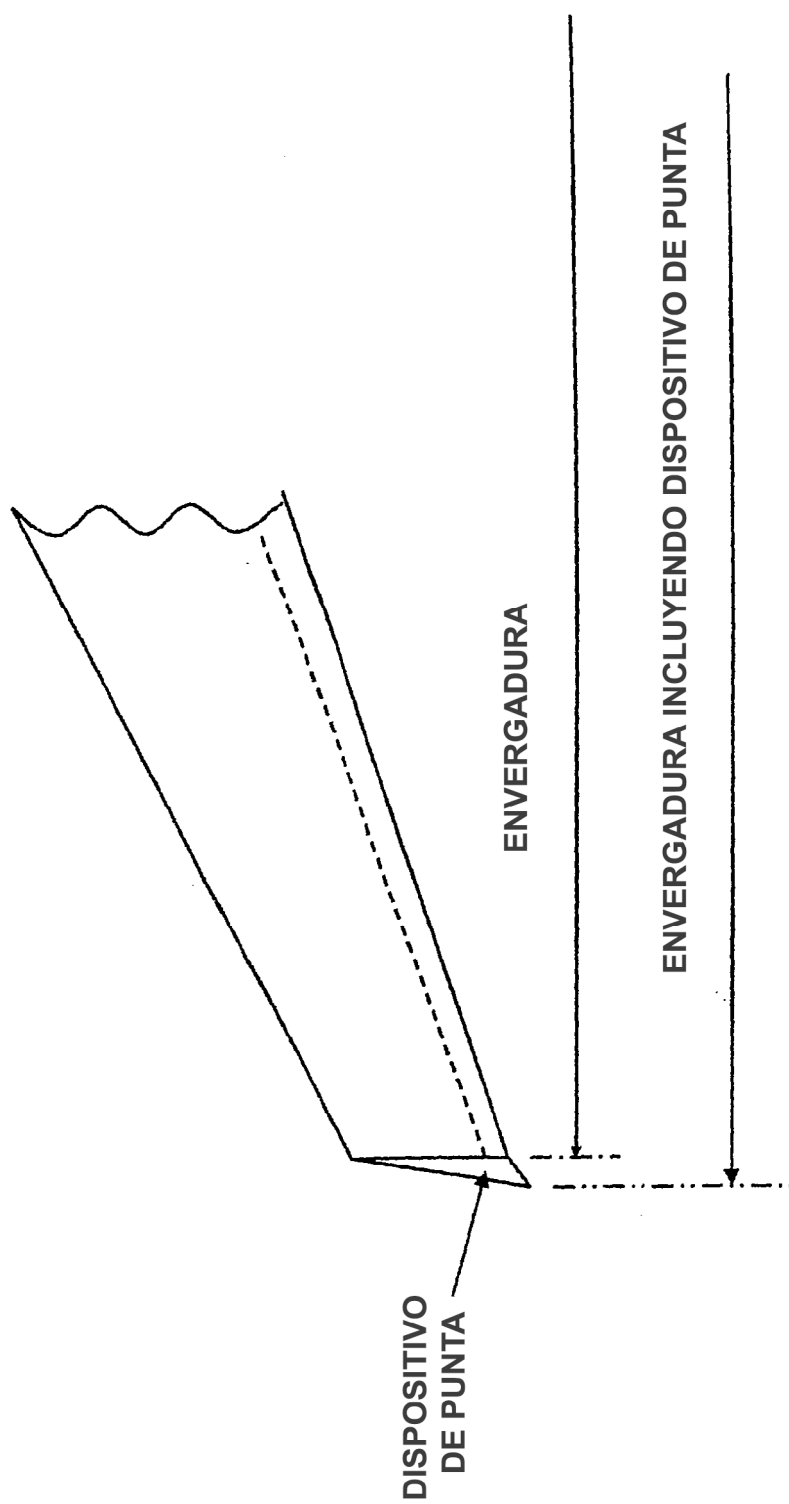


FIG. 11

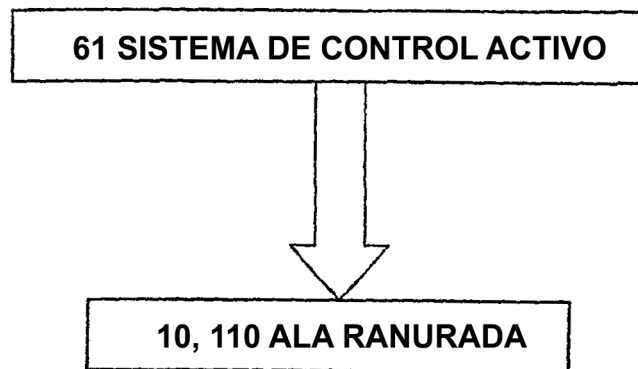


FIG. 12

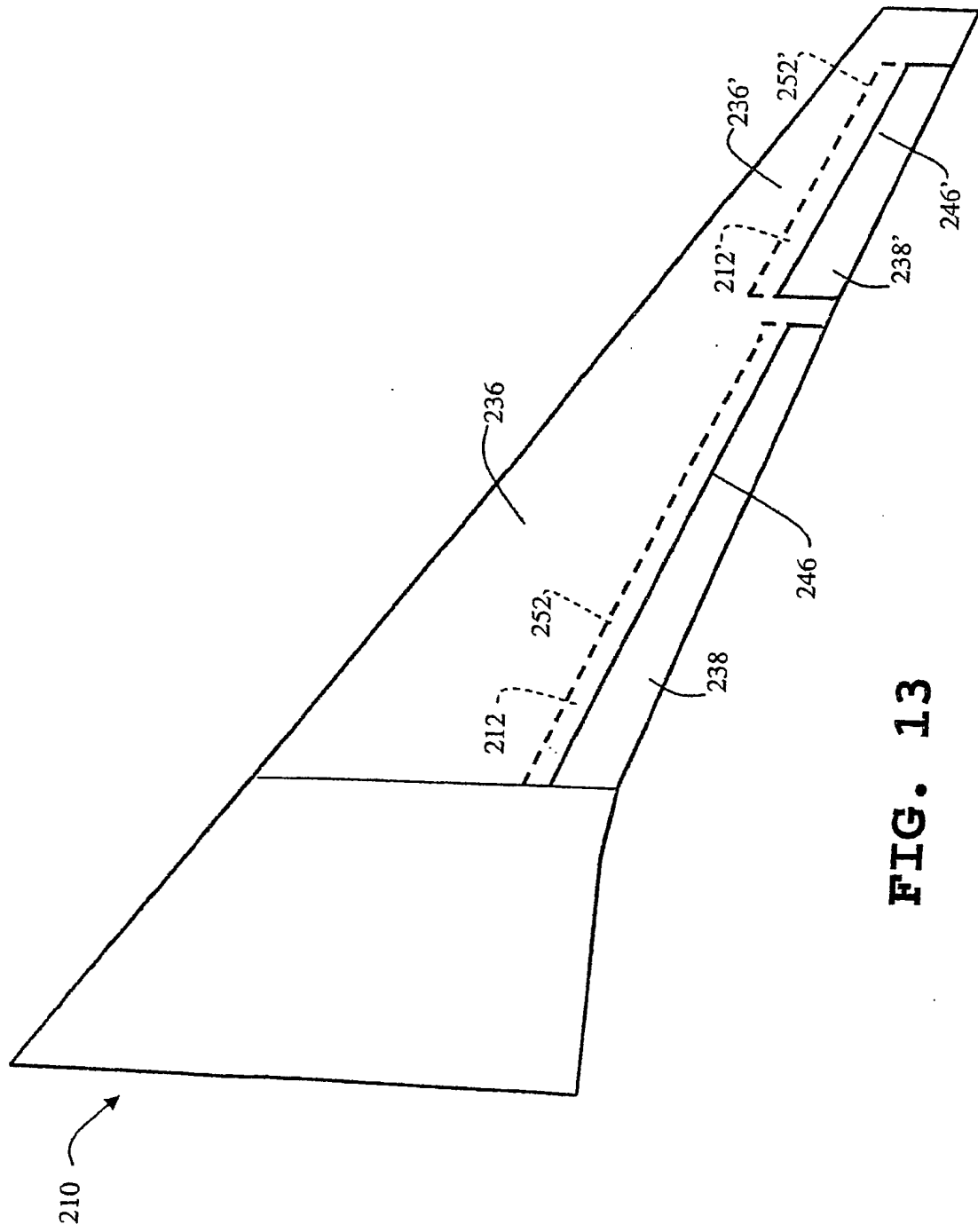


FIG. 13

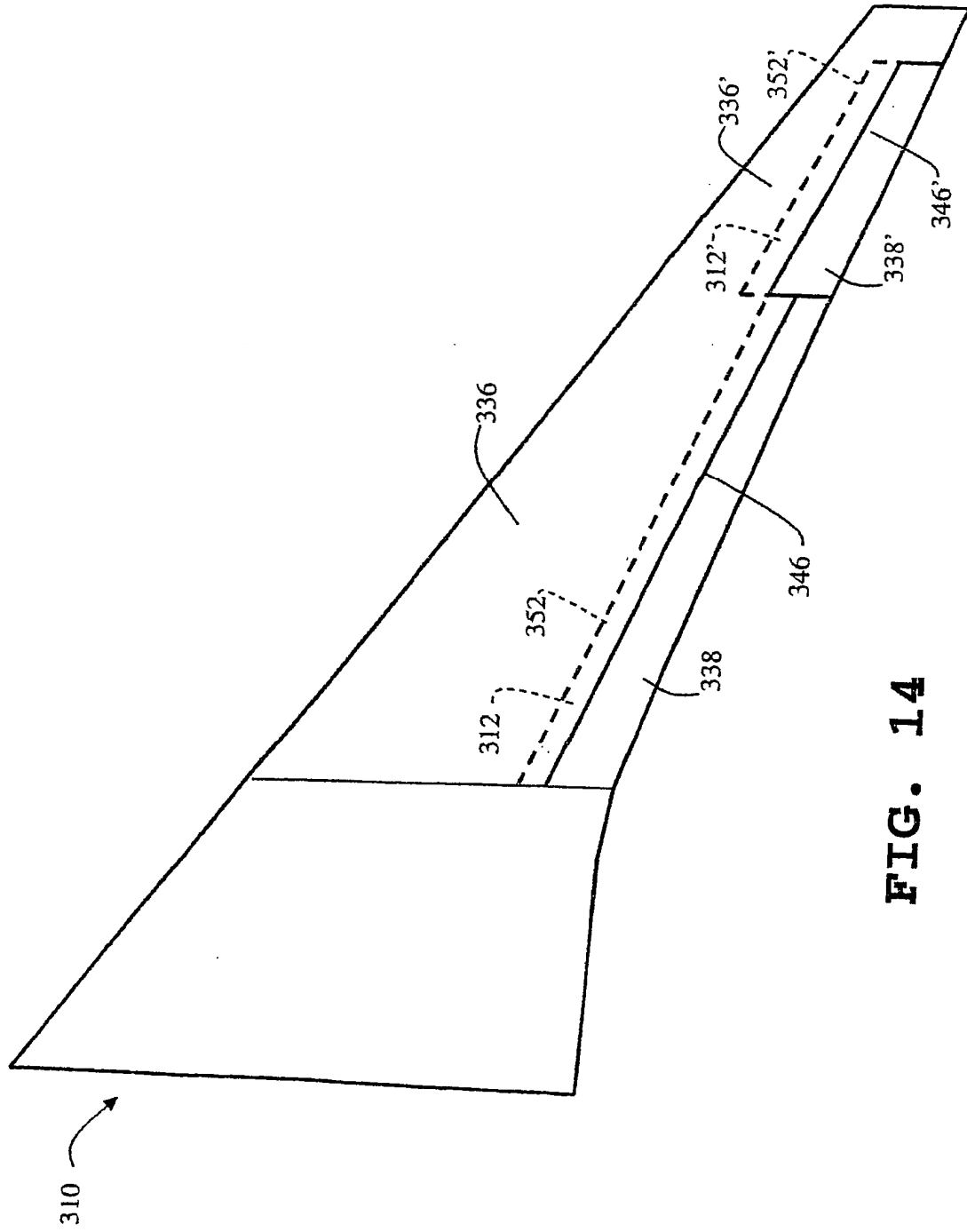


FIG. 14

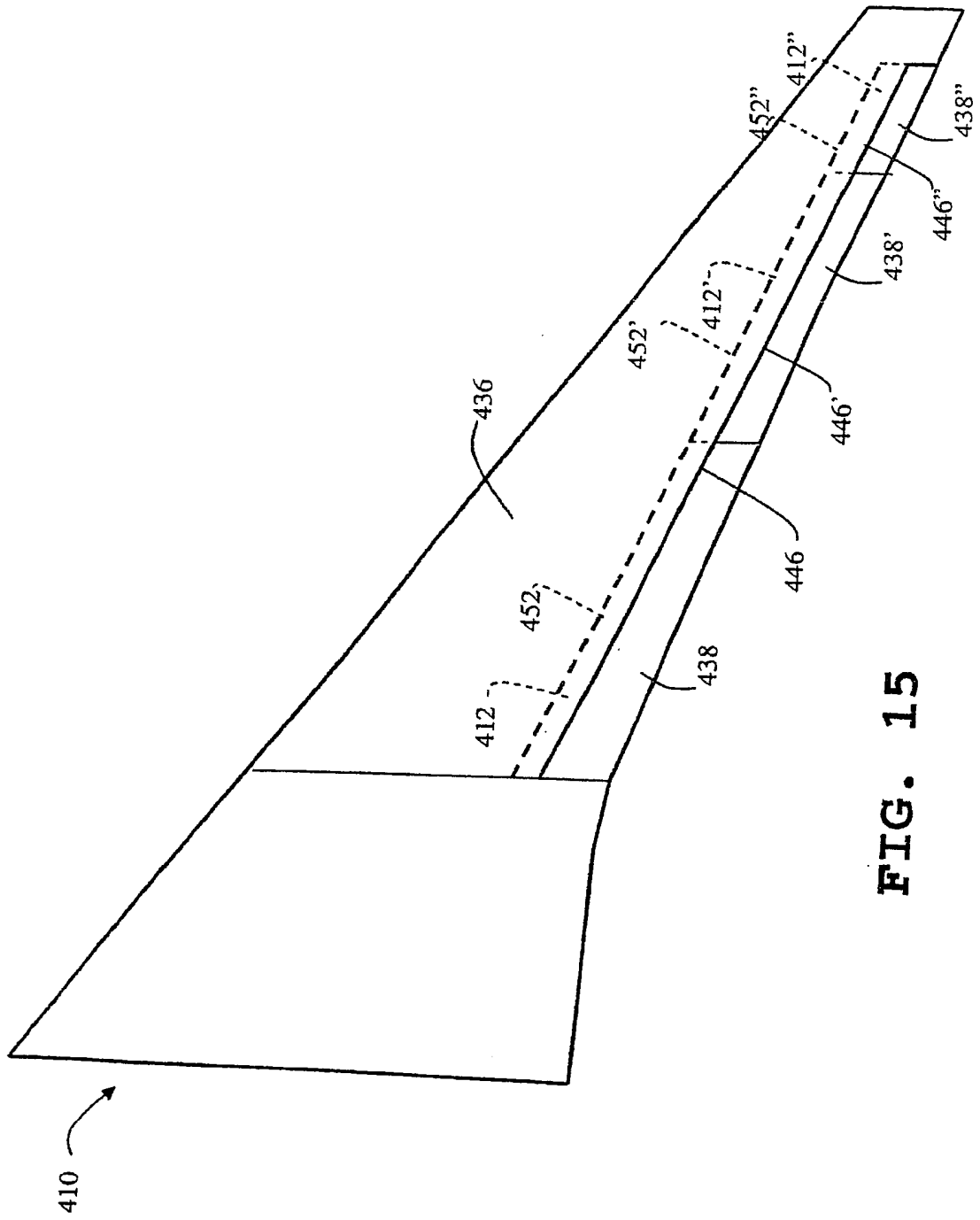


FIG. 15

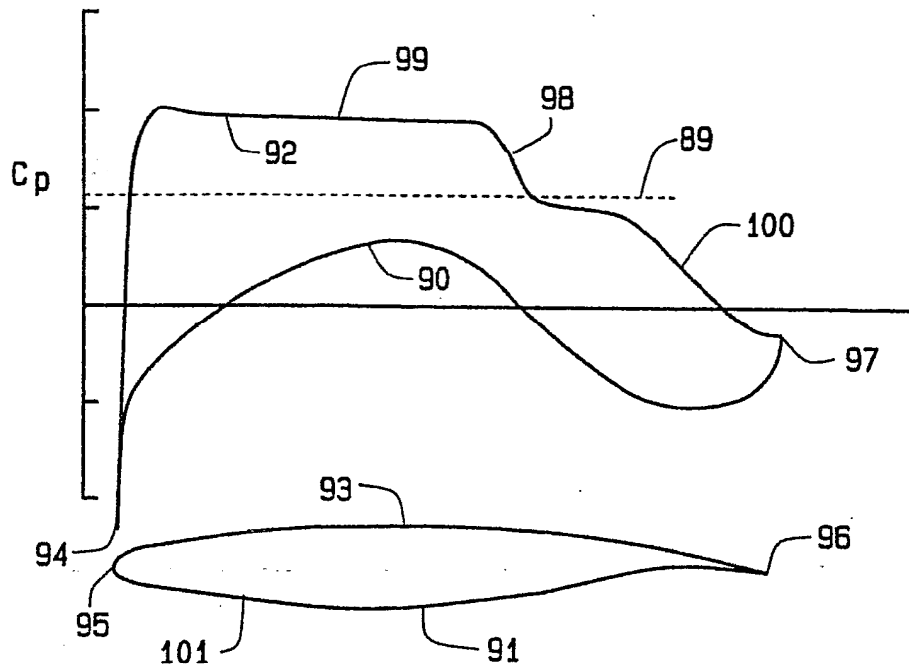


FIG. 16A

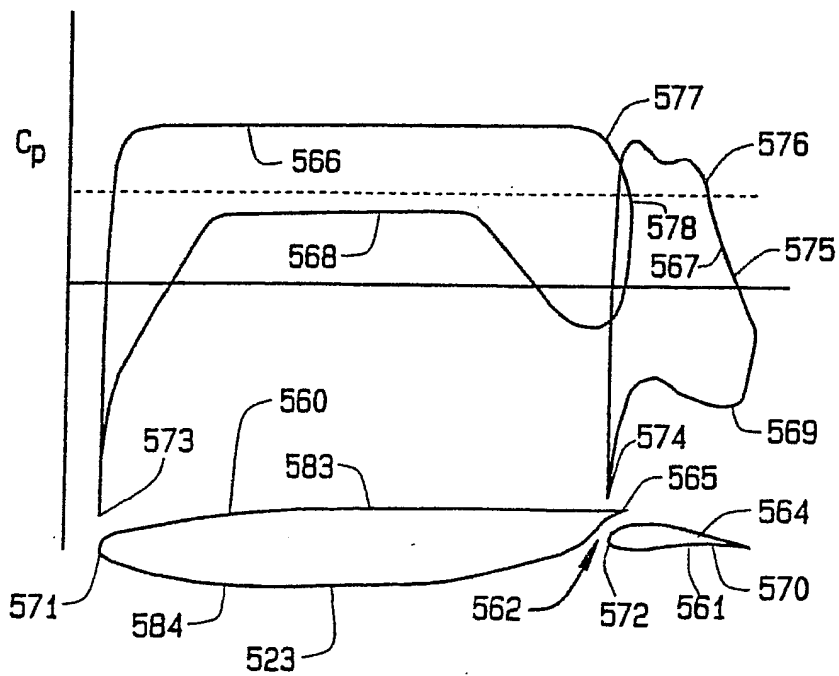


FIG. 16B

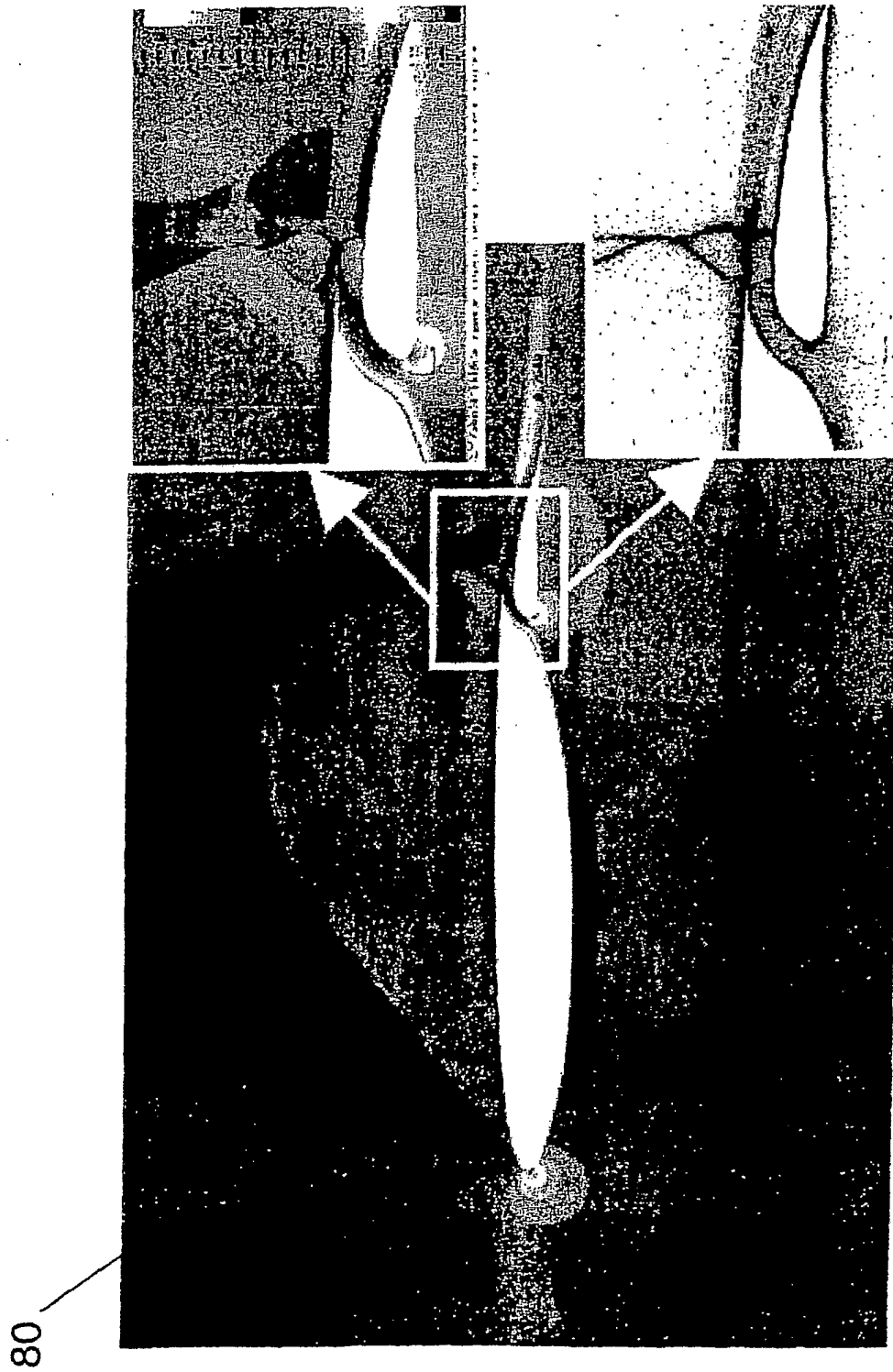
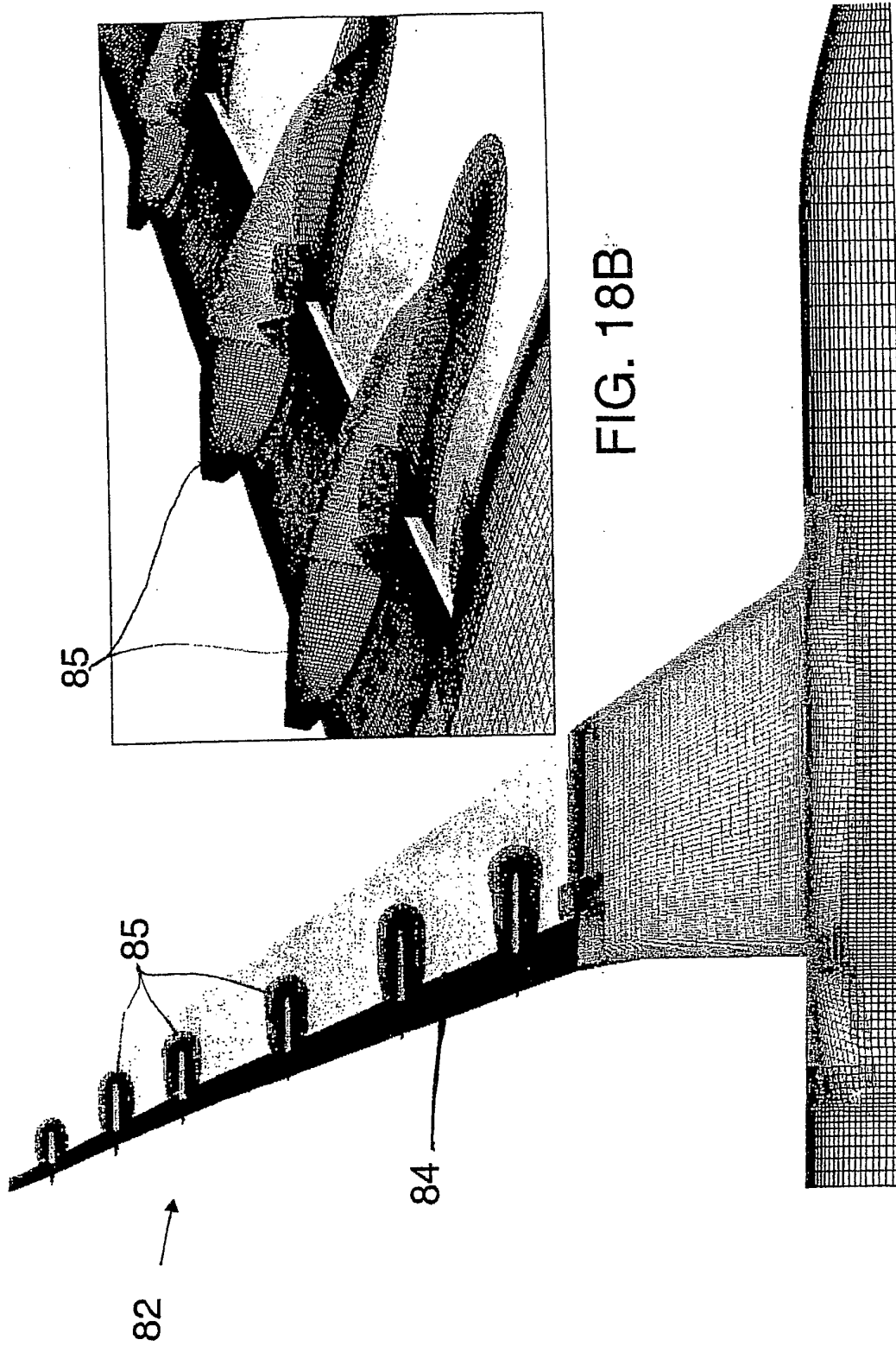


FIG. 17



INTRADÓS ALAR CON
PILONES INSTALADOS

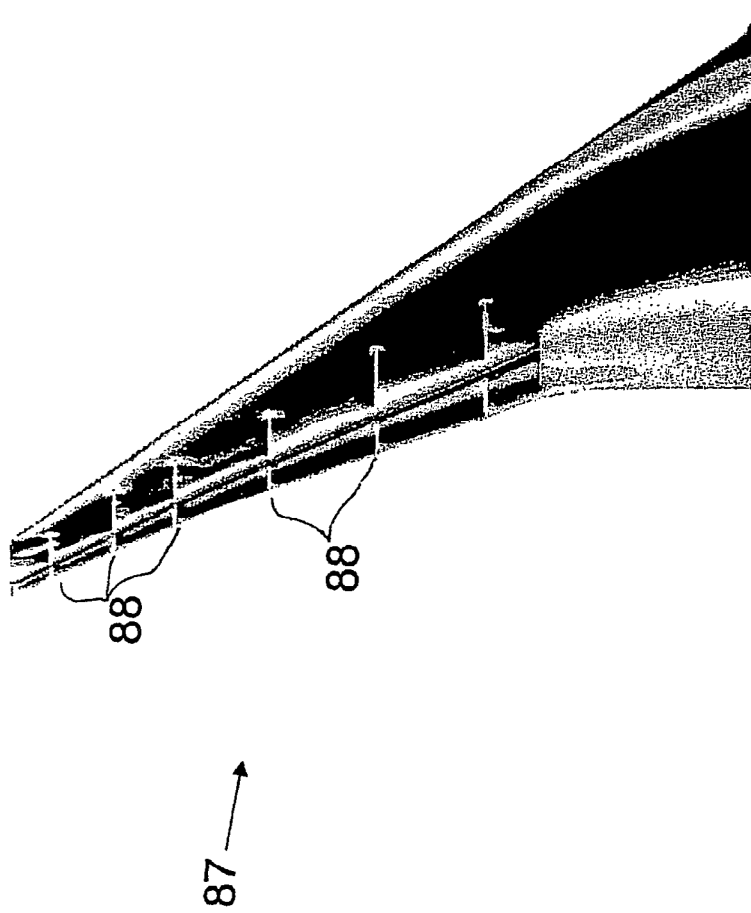


FIG. 19A

INTRADÓS ALAR SIN PILONES

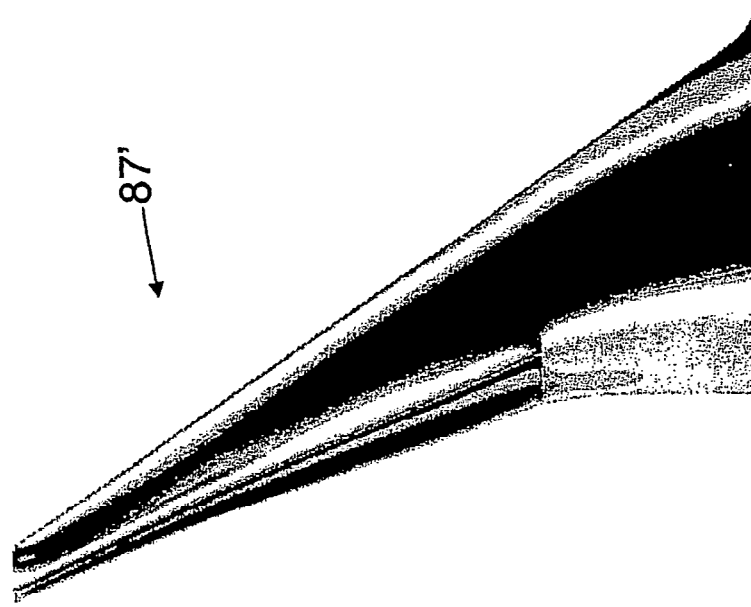


FIG. 19B

