



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 357 219**

51 Int. Cl.:
B64C 21/02 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **06788625 .9**

96 Fecha de presentación : **26.07.2006**

97 Número de publicación de la solicitud: **1919772**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **14.05.2008**

54 Título: **Sistema para flujos aerodinámicos y método asociado.**

30 Prioridad: **09.08.2005 US 200515**

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
20.04.2011

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
20.04.2011

73 Titular/es: **THE BOEING COMPANY**
100 North Riverside Plaza
Chicago, Illinois 60606-2016, US

72 Inventor/es: **Shmilovich, Arvin;**
Yadlin, Yoram;
Clark, Roger, W. y
Manley, David, J.

74 Agente: **Arias Sanz, Juan**

ES 2 357 219 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

SISTEMA PARA FLUJOS AERODINÁMICOS Y MÉTODO ASOCIADO

ANTECEDENTES DE LA INVENCIÓN

5 1) Campo de la invención

La presente invención se refiere a un sistema para flujos aerodinámicos y, más concretamente, a un sistema capaz de controlar el flujo en la capa límite sobre un ala de una aeronave. Concretamente, la invención se refiere a un sistema para controlar el flujo en la capa límite sobre un ala de una aeronave según se define en el preámbulo de la reivindicación 1 y a un método para controlar el flujo en la capa límite de un fluido sobre un ala de una aeronave según se define en el preámbulo de la reivindicación 11. Dicho sistema y método son conocidos, por ejemplo, por el documento DE 584585 C.

10 2) Descripción de la técnica relacionada

Uno de los objetivos de diseño del diseñador de aeronaves consiste en garantizar unas altas prestaciones aerodinámicas en diversas condiciones de vuelo. El comportamiento durante el despegue y el aterrizaje constituye un objetivo principal en el diseño de aeronaves de transporte en las que un requisito fundamental es una alta capacidad de sustentación. El despegue y el aterrizaje presentan un desafío especial ya que los flujos se ven dominados por efectos de viscosidad, que constituyen el principal condicionante del comportamiento aerodinámico, y la capacidad de alterar las características del flujo viscoso reviste una importancia vital para el desarrollo de sistemas eficientes de alta sustentación.

Las técnicas para alterar las estructuras de flujo viscoso resultan ser muy apreciadas debido a su gran potencial para mejorar la eficiencia. Se han creado diversos accionadores fluídicos para manipular flujos viscosos para una gran variedad de aplicaciones. Estos accionadores proporcionan la expulsión e ingestión oscilatoria de fluido en diversos puntos de la superficie del ala. El gran atractivo de estos dispositivos se basa en que emplean una pulsación de flujo másico neto cero (zero-net-mass-flow, "ZNMF"), es decir, no es necesaria una fuente de fluido. La ventaja del ZNMF es doble: se evita un depósito de alta presión o aire de purga de los motores (el purgado reduce la eficiencia de la propulsión), y se puede integrar un sistema de control sin necesidad de una instalación de tuberías compleja.

25 Los sistemas de control de flujo que usan oscilaciones forzadas pueden emplear elementos fluídicos alimentados eléctricamente o dispositivos impulsados por una combustión. Un accionador eléctrico usa una membrana móvil o un pistón para generar la acción de soplado/succión a través de un orificio, mientras que un accionador eléctrico emite chorros pulsátiles a través de un orificio de salida. Por lo general, existen varios tipos de accionadores eléctricos: electromagnéticos (o bobinas de voz, como las usados en los altavoces), electromecánicos (impulsados por pistón), y piezoeléctricos (en los que una membrana metalizada se dobla cuando se somete a un impulso eléctrico).

30 Por ejemplo, la patente de EE.UU. n.º 5.988.522 de Glazer y col. describe unos actuadores de chorro sintéticos para modificar la dirección de flujo del fluido. El actuador incluye un alojamiento que posee una cámara interna, en la que se utiliza un mecanismo contenido en el alojamiento para cambiar periódicamente el volumen de la cámara interna de manera que se genere una serie de vórtices en el fluido y se proyecten saliendo por el orificio hacia un entorno exterior. El mecanismo puede incluir un pistón o membrana que se accione mediante un elemento de polarización eléctrica o piezoeléctrico. El mecanismo usa el fluido de trabajo en el que se utiliza el actuador, de tal forma que el momento lineal se transfiere al sistema de flujo sin que se produzca una inyección de masa neta en el sistema. Además, se utiliza un sistema de control para hacer oscilar la membrana de manera que se propague una corriente de chorro sintética desde el orificio.

40 Los actuadores fluídicos oscilatorios han demostrado ser bastante eficaces para diversos problemas con el flujo. No obstante, se deben resolver varios inconvenientes relacionados con la excitación inestable antes de aplicar esta tecnología en vehículos aéreos aptos para el vuelo. Por ejemplo, los accionadores oscilatorios se encuentran aún en fase de desarrollo, y es necesaria una investigación sobre su utilidad y su robustez para un entorno operativo real. Además, la excitación pulsátil da lugar a fuerzas inestables y momentos con amplitudes considerables, lo cual resulta perjudicial para la integridad estructural y posee importantes consecuencias en lo que respecta a la fatiga estructural. Este problema se agudiza particularmente con un sistema de ala multielemento en el que los elementos de slat y flap se despliegan usando sistemas de correderas y varillajes extensibles. La calidad del control de la capa límite debida a la fuerza inestable y a la excitación del momento también queda limitada con los accionadores oscilatorios. Además, la limitación física de los accionadores impulsados eléctricamente (desplazamiento de la membrana, tamaño del orificio, y el tamaño de la cámara) impone un límite en la velocidad máxima del chorro y, por tanto, en la salida de energía. Los accionadores de combustión producen una mayor velocidad de chorro, pero su salida de energía también se ve limitada por el pequeño tamaño de su orificio. Aunque no se requieren fuentes de aire para los accionadores impulsados por combustión, estos dispositivos usan un material combustible que requiere un almacenamiento, conductos de alimentación, y mamparos cortafuegos en el interior del fuselaje. Además, el riesgo potencial que entrañan los sistemas basados en la combustión supone un importante obstáculo para su aceptación en el mercado por parte de los operadores de aeronaves y el público en general.

- 5 En el documento DE 584585 C, identificado anteriormente, se describe un sistema para aumentar la sustentación generada por el ala de una aeronave mediante el control del flujo en la capa límite por encima del ala. El sistema incluye una o más aberturas de aspiración alargadas, dispuestas en una dirección en el sentido de la envergadura, cerca del borde de salida del ala, y una o más aberturas de evacuación alargadas, dispuestas en dirección en el sentido de la envergadura, cerca del borde de ataque del ala. Las aberturas de aspiración y de evacuación están conectadas mediante un conducto que se extiende desde el borde de salida hacia el borde de ataque. En el conducto hay una bomba de pistón giratorio dispuesta para aspirar aire de la capa límite a través de la abertura o aberturas de aspiración del borde de salida, transportar el aire corriente arriba a través del ala y expulsarlo a través de la abertura o aberturas de evacuación del borde de ataque.
- 10 En el documento DE 699066 C, se describe un método para reducir la resistencia por rozamiento de un ala de una aeronave aumentando el espesor de la capa límite a través de la expulsión de aire cerca del borde de ataque del ala. Hay una o más aberturas de aspiración dispuestas cerca del borde de ataque del ala, y un ventilador dispuesto en el ala transporta el aire introducido a través de las aberturas de aspiración corriente arriba hacia una o más aberturas de evacuación.
- 15 Y, por último, en el documento US-A-2517524, se describe un sistema para controlar el flujo en la capa límite sobre un ala de una aeronave que está provista de alerones y *flaps*. El sistema incluye una pluralidad de aberturas de aspiración en el sentido de la envergadura, que están conectadas mediante conductos de aspiración a una cámara que rodea el escape del reactor de la aeronave. Este escape del reactor funciona como bomba de aspiración para el aire de la capa límite, que, a su vez, refrigera el escape.
- 20 Resultaría ventajoso proporcionar un sistema mejorado para controlar el flujo en la capa límite sobre un ala de una aeronave. Además, resultaría ventajoso proporcionar un sistema que mejore el comportamiento aerodinámico de un ala de una aeronave. Además, resultaría ventajoso proporcionar un sistema que se emplee fácilmente con un ala de una aeronave para mejorar el comportamiento de una aeronave durante el despegue y el aterrizaje.

BREVE RESUMEN DE LA INVENCION

- 25 Las formas de realización de la presente invención atienden a las necesidades mencionadas y logran otras ventajas proporcionando un sistema para controlar el flujo en la capa límite sobre un ala de una aeronave. El sistema de acuerdo con la invención posee las características de la reivindicación 1.
Las formas de realización preferidas del sistema de control de la capa límite de la invención se definen en las reivindicaciones dependientes 2 a 10.
- 30 Las formas de realización de la presente invención también proporcionan un método para controlar el flujo en la capa límite de un fluido sobre un ala de una aeronave. El método de acuerdo con la invención se define en la reivindicación 11.

Las reivindicaciones dependientes 12 a 18 se refieren a formas preferidas de llevar a cabo este método.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LAS DIVERSAS VISTAS DE LAS FIGURAS

- 35 Una vez descrita la invención en términos generales, ahora se hará referencia a los dibujos adjuntos, que no están dibujados a escala necesariamente, y en los que:
- la fig. 1 es una vista en sección transversal de un ala multielemento de una aeronave de acuerdo con una forma de realización de la presente invención;
- la fig. 2 es una vista en sección transversal de un ala multielemento de una aeronave de acuerdo con otra forma de realización de la presente invención;
- 40 la fig. 3 es una vista en sección transversal de un ala multielemento de una aeronave de acuerdo con otra forma de realización de la presente invención;
- la fig. 4 es una vista en sección transversal de un ala multielemento de una aeronave de acuerdo con otra forma de realización de la presente invención;
- 45 la fig. 5A es una vista en sección transversal de un ala multielemento de una aeronave de acuerdo con otra forma de realización de la presente invención;
- las figs. 5B y 5C son unos gráficos que ilustran diversas propiedades aerodinámicas del ala multielemento de aeronave que se muestra en la fig. 5A;
- las figs. 6A a 6C son unos gráficos que ilustran el coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque para diversas deflexiones de flap para el despegue y el aterrizaje de alas multielemento de aeronave de acuerdo con una forma de realización de la presente invención;
- 50 la fig. 7A es una imagen que ilustra un campo de presiones totales sobre un ala multielemento de referencia de una aeronave sin accionamiento de flujo;

la fig. 7B es una imagen que ilustra un campo de presiones totales sobre un ala multielemento de una aeronave de acuerdo con una forma de realización de la presente invención;

la fig. 8A es una imagen que ilustra un campo de velocidades en el sentido de la corriente sobre un ala multielemento de referencia de una aeronave;

5 la fig. 8B es una imagen que ilustra un campo de velocidades en el sentido de la corriente sobre un ala multielemento de una aeronave de acuerdo con una forma de realización de la presente invención;

la fig. 9A es una vista en sección transversal de un ala multielemento de una aeronave de acuerdo con otra forma de realización de la presente invención;

10 las figs. 9B a 9D son unos gráficos que ilustran diversas propiedades aerodinámicas del ala multielemento de aeronave que se muestra en la fig. 9A;

la fig. 10 es un gráfico que ilustra un coeficiente de sustentación frente a un ángulo de ataque para diversos modos de accionamiento de un ala multielemento de una aeronave de acuerdo con una forma de realización de la presente invención;

la fig. 11A es una imagen que ilustra un campo de presiones totales sobre un ala multielemento de referencia de una aeronave;

15 la fig. 11B es una imagen que ilustra un campo de presiones totales sobre un ala multielemento de una aeronave de acuerdo con una forma de realización de la presente invención; y

las figs. 12A a 12C son otras imágenes que ilustran el campo de presiones totales que se muestra en las figs. 11A y 11B.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCION

20 A continuación, se describirá la presente invención de forma más completa, haciendo referencia a los dibujos adjuntos, en los que se muestran algunas de las formas de realización de la invención, pero no todas. De hecho, la presente invención se puede materializar de muchas formas diferentes y no se debe interpretar que esté limitada por las formas de realización que se exponen en el presente documento; estas formas de realización de proporcionan para que esta descripción cumpla los requisitos legales aplicables. A lo largo de toda la descripción, los números similares se refieren a elementos similares.

25 Atendiendo ahora a los dibujos y, en particular, a la figura 1, se muestra un sistema para controlar el flujo en la capa límite sobre un ala multielemento de una aeronave 10. El ala de aeronave 10 incluye generalmente una pluralidad de elementos de ala 12, 14 y 16. Cada uno de los elementos del ala 12, 14 y 16 incluye una pluralidad de orificios definidos en los mismos. Se utilizan dispositivos fluidicos 18 para regular el flujo de fluido que entra y sale de los orificios para controlar el flujo en la capa límite sobre cada uno de los elementos del ala 12, 14 y 16. Por lo general, los dispositivos fluidicos se pueden accionar selectivamente para controlar el flujo de fluido a través de los orificios durante el despegue y el aterrizaje para mejorar las prestaciones del ala de aeronave 10. Se pueden mejorar las propiedades aerodinámicas en sí, y particularmente la sustentación, del ala de aeronave 10 a lo largo de un intervalo de ángulos de ataque en diversas condiciones de vuelo.

30 El ala multielemento de aeronave 10, o superficie de sustentación, incluye generalmente una pluralidad de elementos de ala, concretamente: un *slat* 12, un elemento principal de ala 14 y un flap 16. Además, cada uno de estos elementos: *slat* 12, elemento principal del ala 14 y flap 16 incluye uno o más orificios para controlar el flujo en la capa límite a lo largo de la superficie del ala multielemento de la aeronave 10. En la solicitud de patente de EE.UU. 11/200506, titulada "*Lift Augmentation System and Associated Method*", a nombre del titular de la presente, se describen alas multielemento de aeronaves y orificios definidos en las mismas. No obstante, aunque en la presente se hace referencia a un ala multielemento de una aeronave, se entiende que en otras formas de realización de la presente invención se puede emplear, si se desea, un ala de aeronave que incluya un único elemento de ala. Además, se entiende que el flujo se puede regular mediante una pluralidad de orificios y dispositivos fluidicos sobre un número cualquiera de superficies de sustentación con el fin de mejorar el comportamiento aerodinámico. Por ejemplo, se pueden definir orificios en una cola, timón de dirección, cuerpo de fuselaje, pala de helicóptero, u otro cuerpo aerodinámico.

35 La fig. 1 ilustra un ala multielemento de una aeronave que posee un *slat* 12 que incluye un par de orificios s1 y s2, un elemento principal de ala 14 que incluye un par de orificios m2 y m3, y un flap 16 que incluye un par de orificios f1 y f2. Cada uno de los orificios está definido en una superficie superior de un respectivo *slat* 12, elemento principal de ala 14 y flap 16. No obstante, tal como se muestra en la fig. 2, los orificios podrían estar definidos en las superficies tanto superiores como inferiores del ala de la aeronave 10 en diversas posiciones sobre el ala de la aeronave. De este modo, los orificios s3-s4, m4-m5 y f6 están definidos en una superficie inferior de un elemento de ala respectivo. Los orificios están definidos generalmente de forma que se extiendan dentro de un respectivo *slat* 12, elemento principal de ala 14, o flap 16, de tal manera que el fluido se pueda aspirar o expulsar a través de los orificios. Además, pares de orificios definidos en un respectivo *slat* 12, elemento principal de ala 14 y flap 16 pueden estar interconectados entre sí y en comunicación fluida, de tal forma que un orificio pueda facilitar la entrada del flujo de fluido en el orificio, mientras que un segundo orificio pueda facilitar el flujo que sale del orificio. No obstante, puede haber diversos orificios conectados entre sí con comunicación fluida. Por ejemplo, atendiendo a la fig. 2, un orificio f6 definido en una superficie inferior del flap 16 puede estar en comunicación fluida con un par de orificios f1-f2 definidos en una superficie superior del flap. Normalmente, los orificios s1-s2 y m2-m3 están definidos en una

parte trasera del respectivo *slat* 12 y el elemento principal de ala 14; no obstante, los orificios podrían estar definidos en diversos elementos del ala y en diversos puntos del *slat*, elemento principal del ala, o flap 16 para lograr las propiedades aerodinámicas deseadas. Por ejemplo, podría haber orificios definidos cerca de un borde de ataque del elemento principal del ala 14 o en uno o más de estos *slat* 12, elemento principal de ala, y flap 16. Además, aunque se muestran vistas en sección transversal del ala multielemento de aeronave 10, se entiende que puede haber orificios definidos en diversas configuraciones en el sentido de la envergadura a lo largo del ala (por ejemplo, alineados, alternados, no alineados, etc.).

Las figs. 3 y 4 ilustran otros aspectos de la presente invención, en los que se emplea un *slat* de tipo Krüger 22. La fig. 3 muestra que el *slat* Krüger 22 incluye los orificios s1 y s2, el elemento principal de ala 24 incluye los orificios m1 y m2, y el flap 26 incluye los orificios f1, f2, f3 y f4. Cada uno de los orificios que se muestran en la fig. 3 está definido en una superficie superior del ala multielemento de la aeronave 20. La fig. 4 demuestra que los orificios pueden estar definidos tanto en superficies superiores como inferiores del ala de la aeronave 20. Como tal, la *slat* Krüger 22 incluye los orificios s1-s2 definidos en una superficie superior del *slat*, mientras que los orificios s3-s4 están definidos en una superficie inferior del *slat*. Asimismo, el elemento principal de ala 24 incluye orificios superiores m1-m4 e inferiores m5-m8, mientras que el flap 26 incluye orificios superiores f1-f5 e inferiores f6-f10. Por lo tanto, puede haber diversas configuraciones de alas de aeronave y orificios conectados definidos en el ala de la aeronave para lograr las propiedades aerodinámicas deseadas.

Se emplea una pluralidad de dispositivos fluidicos 18 para regular el flujo de fluido que entra y sale de los orificios. Los dispositivos fluidicos 18 emplean normalmente un flujo másico neto cero (es decir, no se requiere una fuente externa de fluido) para regular el flujo del fluido a través de los orificios, y pueden usar diversos tipos de mecanismos para accionar uno o más orificios. Normalmente, se emplea la bomba impulsada eléctricamente para aspirar (o succionar) y expulsar (o soplar) el fluido de forma continua a través de al menos un par de orificios que están conectados entre sí en comunicación fluida para afectar al flujo en la capa límite sobre un ala multielemento de una aeronave. No obstante, se pueden usar otros dispositivos de flujo constante, si se desea, para aspirar y expulsar fluido a través de los orificios. Además, se pueden accionar varios orificios simultáneamente.

Además, los dispositivos fluidicos 18 son capaces de accionar orificios relacionados con el *slat*, elemento principal de ala y/o flap para lograr un control sinérgico del flujo de fluido sobre el ala de la aeronave para lograr mayores niveles de sustentación. Las figs. 3 y 4 ilustran que un dispositivo fluidico 18 está relacionado con un par de orificios en cada uno de los elementos del ala. No obstante, los dispositivos fluidicos 18 pueden accionar selectivamente un número cualquiera de orificios para lograr un aumento en la mejora del comportamiento aerodinámico del ala de aeronave. Los orificios se accionan generalmente durante el despegue o el aterrizaje de una aeronave, en los que es deseable una gran sustentación. Además, el flujo de fluido a través de los respectivos orificios es normalmente continuo durante el despegue y el aterrizaje (es decir, una constante aspiración y expulsión de fluido), aunque los orificios se pueden accionar selectivamente durante el despegue y el aterrizaje para lograr un flujo de fluido oscilatorio. El fluido se expulsa generalmente a través de un orificio respectivo en la dirección general del flujo de fluido, aunque el fluido se podría expulsar en diversas direcciones, como por ejemplo, contigua o perpendicular a un respectivo *slat*, elemento principal de ala o flap o en una dirección opuesta a la dirección del flujo de fluido. Además, el fluido se puede aspirar en una superficie inferior del ala de la aeronave y expulsarlo en una superficie superior del ala, aspirarlo y expulsarlo en las superficies superior e inferior del ala, o aspirarlo en una superficie superior del ala y expulsarlo en una superficie inferior del ala para afectar al comportamiento aerodinámico del ala. Además, los dispositivos fluidicos pueden funcionar junto con un sistema de realimentación, de manera que los orificios se puedan accionar automáticamente. Por ejemplo, unos sensores situados en el ala de una aeronave podrían proporcionar información referente a diversas propiedades aerodinámicas características del fluido que fluye sobre el ala de forma que se puedan accionar orificios concretos en función de la información para mejorar el comportamiento aerodinámico. No obstante, los dispositivos fluidicos se pueden accionar manualmente de manera que los orificios se accionen en el momento en que se desee o en determinadas condiciones de vuelo, como por ejemplo, durante el despegue o el aterrizaje.

La fig. 5A ilustra un ala multielemento de una aeronave 30 que incluye unos orificios definidos en cada uno de un *slat* 32, elemento principal de ala 34 y flap 36. El *slat* 32 incluye los orificios s1- s2, el elemento principal de ala 34 incluye los orificios m1- m3, y el flap 36 incluye los orificios f1- f5. Las figs. 5B -5D proporcionan gráficos que ilustran diversas propiedades aerodinámicas para el ala multielemento de aeronave 30. Para simular las condiciones de vuelo, el *slat* 22 está extendido y el flap deflectado a $\delta = 24^\circ$.

La fig. 5B muestra un coeficiente de sustentación, C_L , trazado frente a un ángulo de ataque α , para flujo no viscoso, el flujo viscoso sobre una ala multielemento de referencia de una aeronave (es decir, sin orificios accionados), y el flujo viscoso sobre el ala multielemento de la aeronave con diversos orificios relacionados con el *slat* 32, elemento principal de ala 34 y flap 36 accionados. Se usa la siguiente convención para identificar los patrones de accionamiento: los números indican el número de orificio y menos ("m") y más ("p" de *plus*) indican, respectivamente, aspiración y expulsión. Por ejemplo, s(1m2p), m(2m3p), y f(2m3p) describen un accionador de la superficie superior para cada uno de los elementos: *slat* 32, elemento principal de ala 34 y flap 36, en los que f(2m3p) corresponde a un accionador de flap que posee un orificio de aspiración en el orificio 2 y de soplado en el orificio 3.

Como se muestra en la fig. 5B, el accionamiento de los orificios en el *slat* 32, elemento principal de ala 34 y/o flap 36 proporciona un mayor C_L por encima de un ángulo de ataque de aproximadamente 9° que el ala multielemento de referencia de la aeronave sin ningún orificio accionado. Además, el accionamiento de los orificios s(1m2p), m(2m3p), y f(2m3p) proporciona el mayor aumento en $C_{L_{Max}}$ (~6,0) y da lugar a una sustentación mayor que la no viscosa hasta un ángulo de ataque de

aproximadamente 22°. El accionamiento de los orificios $m(2m3p)$ y $f(2m3p)$ da lugar a una sustentación que coincide aproximadamente con el nivel de no viscosidad hasta un ángulo de ataque de aproximadamente 12°. La fig. 5C (polar de la resistencia) también ilustra que el accionamiento de los orificios en el *slat* 32, elemento principal de ala 34 y/o flap 36 da lugar generalmente a una menor resistencia en comparación con el ala de referencia para un nivel de sustentación dado. De este modo, el accionamiento de los orificios en el ala multielemento de la aeronave 30 da lugar a un aumento en el C_L en comparación con el ala de aeronave de referencia para casi todo el intervalo del coeficiente de resistencia (C_D). Tal como se describe anteriormente, al aumentar C_{LMax} , es decir, el valor máximo de C_L que se puede obtener, disminuirá la velocidad de pérdida, con lo que se facilita la obtención de distancias de despegue y aterrizaje más cortas. Además, se puede incrementar la capacidad de carga útil.

Las simulaciones ilustradas en las figs. 5B y 5C indican que el comportamiento aerodinámico se puede ver afectado considerablemente por el modo de accionamiento. En particular, en la parte lineal de la curva de sustentación que se muestra en la fig. 5B, el accionamiento por separado de los orificios relacionados con cada uno de los elementos: *slat* 32, elemento principal de ala 34, o flap 36, da lugar a mejoras modestas en el comportamiento aerodinámico. No obstante, la combinación de patrones de accionamiento en cada uno de estos *slat* 32, elemento principal de ala 34 y flap 36 es la más eficaz para alcanzar o superar los niveles de no viscosidad. Por lo general, se pueden lograr niveles de sustentación que superen a los niveles de no viscosidad dependiendo de la adición de momento neto proporcionada por los dispositivos fluidicos.

Las figs. 6A a 6C ilustran la sustentación (es decir, C_L) obtenida con la aspiración y la expulsión que se producen en la superficie superior de un ala multielemento de una aeronave ("UTU" indica superficie superior a superficie superior) y la aspiración en una superficie inferior y la expulsión en la superficie superior de un ala multielemento de una aeronave ("LTU" indica superficie inferior a superficie superior). La configuración UTU incluye el accionamiento de tres orificios $s(1m2p)$, $m(2m3p)$ y $f(2m3p)$, mientras que la configuración LTU incluye el accionamiento de un conjunto de seis orificios superiores e inferiores en los que los orificios de soplado se indican del siguiente modo: $s(1p2p)$, $m(2p3p)$ y $f(2p3p)$. Durante el accionamiento de la configuración LTU, los dispositivos fluidicos aspiran aire a través del orificio de aspiración situado en la superficie inferior del ala y expulsan aire a través del orificio de evacuación respectivo situado en la superficie superior del ala. Además, las figs. 6A a 6C trazan las configuraciones UTU y LTU en el mismo gráfico que un ala de aeronave de referencia sin ningún orificio accionado, flujo no viscoso, y accionamiento oscilatorio (es decir, accionamiento de orificios individuales). La fig. 6A corresponde a una configuración de despegue (ángulo de flap $\delta = 13^\circ$), la fig. 6B corresponde a otra configuración de despegue ($\delta = 24^\circ$), y la fig. 6C corresponde a una configuración de aterrizaje ($\delta = 40^\circ$).

Las figs. 6A a 6C demuestran que mediante el uso de las configuraciones UTU y LTU junto con un flujo de fluido constante se produce un aumento en el C_L en comparación con las configuraciones de control de flujo oscilatorio ("OFC") y de referencia. Tanto la configuración UTU como la LTU producen también una sustentación mayor que los niveles de no viscosidad para ángulos de ataque por debajo de aproximadamente 24° para $\delta = 13^\circ$ y por debajo de aproximadamente 22° para $\delta = 24^\circ$. Además, la configuración OFC logró aproximadamente de un 50 a un 60% de C_{LMax} sobre el ala de referencia en comparación con la C_{LMax} de la configuración LTU. Además, la configuración LTU se comportó ligeramente mejor que la configuración UTU. La utilización de una configuración LTU resulta aconsejable debido a sus reducidas necesidades energéticas producidas por el diferencial de presión negativo de la superficie superior a la inferior (es decir, desde una zona de alta presión a una zona de baja presión). Las simulaciones ilustran que no solo se puede lograr el nivel de no viscosidad, sino que incluso se puede superar cuando se accionan unos orificios predeterminados y el flujo del fluido es constante a través de los mismos.

Las figs. 7A y 7B ilustran el campo de presiones totales sobre un ala multielemento de una aeronave para los casos de referencia y de control de flujo de la fig. 6C, en los que el accionamiento se proporciona conforme a la UTU $s(1m2p)$, $m(2m3p)$ y $f(2m3p)$. Las imágenes ilustran los campos de flujo para la deflexión de flap de 40° y un ángulo de ataque de 16°. El caso de referencia da lugar a un C_L de aproximadamente 3,91, mientras que el accionamiento produce 6,14. La fig. 7A ilustra que sin control de flujo, el flujo no es eficiente, es decir, las capas viscosas y las estelas relacionadas con los elementos individuales del ala son considerables, con grandes pérdidas de presión total. Por contra, la fig. 7B demuestra que el accionamiento da lugar a capas viscosas más delgadas, con una reducción en las pérdidas de presión total y un flujo más aerodinámico sobre el ala multielemento de la aeronave 30. A consecuencia de ello, se define un mayor ángulo de giro en la estela del ala de la aeronave, que aumenta la sustentación, y se reduce la inversión de flujo, si es que no se elimina. Además, la fig. 8B también ilustra un componente de velocidad más aerodinámico mediante el accionamiento de los orificios relacionados con el ala de la aeronave. La estela del *slat* que se muestra en la fig. 8B es más estrecha que la estela que se muestra en la fig. 8A, y se reduce la pérdida de velocidad. También se reduce considerablemente la inversión del flujo, si es que no se elimina, en la estela del flap 36, al tiempo que se aumenta la sustentación, tal como muestra el mayor nivel de succión en la superficie superior. A consecuencia de la estela aerodinámica del *slat* 32, se mejora la calidad del flujo en el elemento principal del ala 34 y el flap 36, en el cual ya no se producen inversiones de flujo.

La fig. 9A ilustra un ala multielemento de una aeronave 40 de acuerdo con otra forma de realización de la presente invención. El ala multielemento de aeronave 40 incluye un *slat* de tipo Krüger 42, un elemento principal de ala 44 y un flap 46 deflectado a 50°. La deflexión del flap 46 es de 50° para representar las condiciones de aterrizaje en las que el flujo se separa sobre la mayor parte del flap, incluso a bajos ángulos de ataque. Además, el *slat* 42 incluye los orificios $s1-s2$, el elemento principal de ala 44 incluye los orificios $m1-m5$ y el flap 46 incluye los orificios $f1-f5$. Al igual que antes, la fig. 9B demuestra que el accionamiento selectivo de los orificios $m(4m5p)$ y $f(1m2p)$, $s(1m2p)$ y $f(1m2p)$, o los orificios $s(1m2p)$, $m(4m5p)$ y $f(1m2p)$ da lugar a un aumento en el C_L en comparación tanto con la configuración de referencia (es decir, sin ningún orificio

accionado) y el accionamiento oscilatorio OFC. En general, el accionamiento de orificios en cada uno de los elementos del ala multielemento de la aeronave 30 supera los niveles de no viscosidad a ángulos de ataque inferiores a aproximadamente 24° y logra un C_{LMax} considerablemente superior (~7,3) al del ala de aeronave de referencia. Además, la fig. 9B muestra que el flujo de fluido constante a través de los orificios da lugar a un mayor C_L que el flujo de fluido oscilatorio (C_{LMax} ~6,2). Además, las figs. 9C y 9D demuestran la reducción en la resistencia y el aumento de L/D para un coeficiente de sustentación dado, cuando se acciona la misma combinación de orificios en lugar de accionar los orificios individualmente, empleando un flujo de fluido oscilatorio, o con un ala de referencia sin ningún accionamiento. Además, el accionamiento de orificios en el ala multielemento de aeronave 40 da lugar a un aumento en el C_L en comparación con el ala de aeronave de referencia para un coeficiente de resistencia dado (C_D).

La fig. 10 ilustran una gráfica de C_L frente al ángulo de ataque para diversas configuraciones de orificios accionados para un ala multielemento de una aeronave que emplea una deflexión de flap y *slat* Krüger de 50°. Como se muestra, el accionamiento de múltiples orificios en cada uno de los elementos: *slat*, elemento principal de ala y flap (s(1m2m), m(2p3p4p5p) y f(1p2p3p4p5p)), y el uso de una configuración LTU para el elemento principal del ala y el flap y una configuración de superficie superior a superficie inferior ("UTL") para el *slat* dan lugar al C_{LMax} más alto (~8,7) y su comportamiento es mejor que el de los niveles de no viscosidad para los ángulos de ataque de hasta aproximadamente 32°. Además, el accionamiento de un par de orificios en cada uno de los elementos: *slat*, elemento principal de ala y flap, y el uso de la configuración LTU y/o UTU dan lugar a un C_L por encima de los niveles de no viscosidad a todo lo largo del intervalo lineal de sustentación. El comportamiento de las configuraciones UTU y LTU es similar a ángulos de ataque más pequeños (es decir, inferiores a aproximadamente 12°), pero la configuración LTU presenta una degradación gradual en la sustentación a mayores ángulos de ataque. Esta pérdida de sustentación implica que el *slat* se ve afectado negativamente por el accionamiento de los orificios y su estela resulta perjudicial para la calidad global de flujo en el elemento principal y el flap. La inversión del accionamiento del flujo en el *slat*, es decir, la aspiración de fluido en la superficie superior del *slat* y la expulsión de fluido en una superficie inferior del *slat* dan lugar a una mejora espectacular en la sustentación (C_{LMax} ~8,0). La fig. 10 también demuestra que, de nuevo, el OFC no resulta tan eficaz a la hora de aumentar la sustentación como la continua aspiración y expulsión de fluido a través de los orificios, especialmente en el intervalo de sustentación lineal.

La fig. 11A ilustra una imagen del campo de presiones totales sobre el ala multielemento de una aeronave para la configuración de referencia. En la fig. 11B, se acciona cada uno de los orificios s(1m2m), m(2p3p4p5p) y f(1p2p3p4p5p) (produciendo $C_L = 8,44$) de manera que el *slat* 42 utiliza un accionamiento UTL, mientras que el elemento principal del ala 44 y el flap 46 utilizan una configuración LTU. La comparación de las figs. 11A y 11B también demuestra el flujo más aerodinámico relacionado con el ala de aeronave 40 en comparación con el ala multielemento de aeronave de referencia, especialmente cerca de la parte trasera del elemento principal del ala 44 y el flap 46. Se elimina la inversión de flujo en la estela del flap 46. Por lo tanto, el accionamiento de múltiples orificios del ala de la aeronave 40 en cada uno de los elementos del ala afecta de forma favorable a las capas viscosas de la superficie superior y a las estelas del *slat* 4, el elemento principal del ala 44 y el flap 46. El flujo se vuelve aerodinámico en la zona del flap con un gran ángulo de giro, lo que da lugar a una circulación más fuerte en el elemento principal de ala 44 y el flap y a una mayor sustentación.

Las figuras 12A a 12C ilustran mas detalles de la estructura del flujo sobre el ala multielemento de aeronave 40 que se muestra en la fig. 11B. En particular, las figs. 12B y 12C también muestran los vectores de velocidad que representan la aspiración y la expulsión de fluido a través de los orificios s(1m2m), m(2p3p4p5p) y f(1p2p3p4p5p) en cada uno de los elementos: *slat* 42, elemento principal de ala 44 y flap 46, respectivamente.

Las formas de realización de la presente invención proporcionan varias ventajas. En particular, el ala multielemento de la aeronave incluye dispositivos fluidicos y orificios para controlar el flujo en la capa límite sobre el ala. Al situar los orificios en puntos críticos, tales como puntos de aumento de presión, separación de flujo, o recirculación, en el ala de la aeronave y mediante el accionamiento de orificios concretos en momentos predeterminados, el comportamiento aerodinámico del ala, incluida la sustentación, se pueden mejorar en un amplio intervalo de ángulos de ataque. El accionamiento de los orificios en el ala multielemento de la aeronave puede dar lugar efectos de flujo normalmente relacionados con flaps pero con unas características de resistencia reducida y pérdida mejorada. Además, la aplicación al ala multielemento de aeronave puede suavizar los efectos viscosos y reducir la incidencia de separaciones en la capa límite en zonas críticas del ala, de forma que el flujo de fluido pueda superar los niveles de no viscosidad. Los orificios y dispositivos fluidicos se pueden usar para gestionar la carga en la aeronave multielemento. Además, los dispositivos fluidicos pueden emplear un flujo másico neto cero, de forma que no sea necesaria una fuente externa de fluido o unas conducciones complejas.

Además, se puede utilizar la gestión de carga del ala para minimizar la resistencia inducida en diversas condiciones de baja velocidad de vuelo. Por ejemplo, en el despegue y la ascensión, el sistema puede estar diseñado para producir una distribución de carga con una forma más elíptica para obtener una menor resistencia inducida. Una menor resistencia inducida da lugar a menores necesidades energéticas del motor, lo que debería reducir el ruido, ya que el motor es la principal fuente de ruido durante el despegue. Además, una baja resistencia inducida permite un tamaño de motor más pequeño para aeronaves de tipo bimotor. Por otra parte, durante la maniobra de aproximación y el aterrizaje, el sistema se puede utilizar para producir una distribución de carga más triangular, para obtener una mayor resistencia, lo cual resulta aconsejable para un mejor control de la aeronave.

Los expertos en la materia concebirán muchas modificaciones y otras formas de realización de la invención expuesta en la presente memoria descriptiva, tras haber aprovechado las explicaciones presentadas en las anteriores descripciones y dibu-

jos relacionados. Por lo tanto, se debe entender que la invención no quedará limitada a las formas de realización específicas que se han descrito y que las modificaciones y otras formas de realización quedarán incluidas dentro del alcance de las reivindicaciones adjuntas. Aunque en la presente memoria descriptiva se emplean términos específicos, se usan únicamente en sentido genérico y descriptivo y no con fines restrictivos.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Un sistema para controlar el flujo en la capa límite sobre un ala de una aeronave (10; 20; 30; 40) que comprende:
 al menos un elemento de ala (12 a 16; 22 a 26; 32 a 36; 42 a 46);
 una pluralidad de orificios (s, m, f) definidos en al menos un elemento de ala (12 a 16; 22 a 26; 32 a 36; 42 a 46) y
 conectados entre sí en comunicación fluida; y
 al menos un dispositivo fluídico (18) que se puede utilizar para aspirar fluido de forma continua a través de al me-
 10 nos uno de los orificios (s, m, f) y expulsar el fluido por al menos otro orificio (s, m, f) para controlar el flujo en la capa límite
 del fluido sobre el al menos un elemento de ala (12 a 16; 22 a 26; 32 a 36; 42 a 46);
 caracterizado por una pluralidad de elementos de ala que comprenden un *slat* (12; 22; 32; 42), un elemento princi-
 pal de ala (14; 24; 34; 44) y un flap (16; 26; 36; 46), y
 una pluralidad de dispositivos fluídicos (18),
 15 en el que la pluralidad de orificios (s, m, f) incluye al menos un par de orificios (s) definidos en el *slat* (12; 22; 32; 42)
 y conectados entre sí en comunicación fluida, al menos un par de orificios (m) definidos en el elemento principal de ala (14;
 24; 34; 44) y conectados entre sí en comunicación fluida y al menos un par de orificios (f) definidos en el flap (16; 26; 36; 46)
 y conectados entre sí en comunicación fluida, y
 en el que un dispositivo fluídico (18) está relacionado con un par de orificios (s, m, f) en cada uno de los elementos
 20 de ala (12 a 16; 22 a 26; 32 a 36; 42 a 46) para aspirar y expulsar fluido a través de dichos orificios.
2. El sistema según la reivindicación 1, caracterizado porque el al menos un dispositivo fluídico (18) comprende una
 bomba impulsada eléctricamente.
3. El sistema según la reivindicación 1 o 2, caracterizado porque el al menos un dispositivo fluídico (18) emplea un flujo
 25 másico neto cero para regular el flujo de fluido a través de los orificios (s, m, f).
4. El sistema según cualquiera de las reivindicación precedentes, caracterizado porque el al menos un dispositivo fluídi-
 co (18) se puede usar para accionar una pluralidad de orificios (s, m, f) de forma que el fluido fluye a través de cada uno de
 los orificios accionados (s, m, f) simultáneamente.
- 30 5. El sistema según cualquiera de las reivindicación precedentes, caracterizado porque el al menos un dispositivo fluídi-
 co (18) se puede usar para accionar una pluralidad de orificios (s, m, f) de forma manual o automática.
6. El sistema según la reivindicación 4 ó 5, caracterizado porque el al menos un dispositivo fluídico (18) se puede usar
 35 para accionar una pluralidad de orificios (s, m, f) relacionados con al menos uno de los *slat* (12; 22; 32; 42), elemento princi-
 pal de ala (14; 24; 34; 44) o flap (16; 26; 36; 46).
7. El sistema según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado porque hay al menos un orificio (s, m,
 f) definido en una superficie superior del al menos un elemento de ala (12-16; 22-26; 32-36; 42-46).
- 40 8. El sistema según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado porque hay al menos un orificio (s, m,
 f) definido en una superficie inferior del al menos un elemento de ala (12-16; 22-26; 32-36; 42-46).
9. El sistema según la reivindicación 8, caracterizado porque al menos un orificio (s, m, f) definido en una superficie
 45 superior del al menos un elemento de ala (12-16; 22-26; 32-36; 42-46) está en comunicación fluida con al menos un orificio
 (s, m, f) definido en una superficie inferior del al menos un elemento de ala (12-16; 22-26; 32-36; 42-46).
10. El sistema según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizado porque hay al menos un orificio (s, m,
 f) definido en una parte trasera del al menos un elemento de ala (12-16; 22-26; 32-36; 42-46).
- 50 11. Un método para controlar el flujo de un fluido en la capa límite sobre un ala de una aeronave (10; 20; 30; 40) que
 comprende:
 inicio del flujo de fluido sobre un ala de un aeronave (10; 20; 30; 40) que comprende al menos un elemento de ala
 (12-16; 22-26; 32-36; 42-46); y
 55 regulación continua del flujo de fluido sobre el ala de la aeronave (10; 20; 30; 40) mediante la aspiración y la expul-
 sión de fluido a través de una pluralidad de orificios interconectados (s, m, f) en comunicación fluida unos con otros, los cua-
 les (s, m, f) están definidos en el al menos un elemento de ala (12-16; 22-26; 32-36; 42-46), para controlar el flujo del fluido
 en la capa límite sobre el al menos un elemento de ala (12-16; 22-26; 32-36; 42-46);
 caracterizado porque la regulación comprende la aspiración y la expulsión de fluido a través de una pluralidad de
 60 orificios interconectados (s, m, f) en comunicación fluida unos con otros, definidos en cada uno de un *slat* (12; 22; 32; 42), un
 elemento principal de ala (14; 24; 34; 44) y un flap (16; 26; 36; 46).
12. El método según la reivindicación 11, caracterizado porque el inicio comprende el inicio del despegue o el aterrizaje
 65 de la aeronave.

13. El método según la reivindicación 11 ó 12, caracterizado porque la regulación comprende el accionamiento de un dispositivo fluídico (18) relacionado con una pluralidad de orificios interconectados (s, m, f) en comunicación fluida unos con otros.
- 5 14. El método según cualquiera de las reivindicaciones 11 a 13, caracterizado porque la regulación comprende la regulación de una pluralidad de orificios (s, m, f) simultáneamente.
- 10 15. El método según cualquiera de las reivindicaciones 11 a 14, caracterizado porque la regulación comprende la aspiración y la expulsión del fluido a través de un par de orificios (s, m, f) definidos en una superficie superior del al menos un elemento de ala (12-16; 22-26; 32-36; 42-46).
- 15 16. El método según cualquiera de las reivindicaciones 11 a 15, caracterizado porque la regulación comprende la aspiración del fluido a través de un orificio (s, m, f) definido en una superficie inferior del al menos un elemento de ala (12-16; 22-26; 32-36; 42-46) y la expulsión del fluido a través de un orificio (s, m, f) definido en una superficie superior del al menos un elemento de ala (12-16; 22-26; 32-36; 42-46).
- 20 17. El método según cualquiera de las reivindicaciones 11 a 16, caracterizado porque la regulación comprende la aspiración del fluido a través de un orificio (s, m, f) definido en una superficie superior del al menos un elemento de ala (12-16; 22-26; 32-36; 42-46) y la expulsión del fluido a través de un orificio (s, m, f) definido en una superficie inferior del al menos un elemento de ala (12-16; 22-26; 32-36; 42-46).
- 25 18. El método según las reivindicaciones 16 y 17, caracterizado porque la regulación comprende:
 la aspiración del fluido a través de un orificio (s) definido en una superficie superior del *slat* (12; 22; 32; 42) y la expulsión del fluido a través de un orificio (s) definido en una superficie inferior del *slat* (12; 22; 32; 42); y
 la aspiración del fluido a través de un orificio (m, f) definido en una superficie inferior de cada uno del elemento principal de ala (14; 24; 34; 44) y el flap (16; 26; 36; 46) y la expulsión del fluido a través de un orificio (m, f) definido en una superficie superior cada uno del elemento principal de ala (14; 24; 34; 44) y el flap (16; 26; 36; 46).

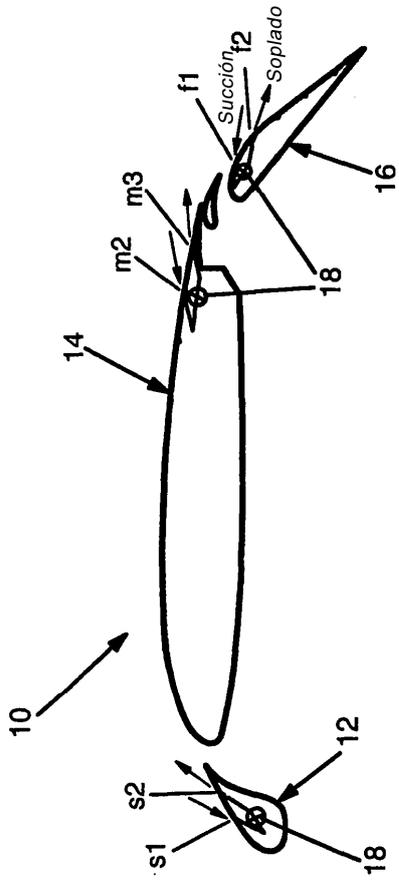


FIG. 1

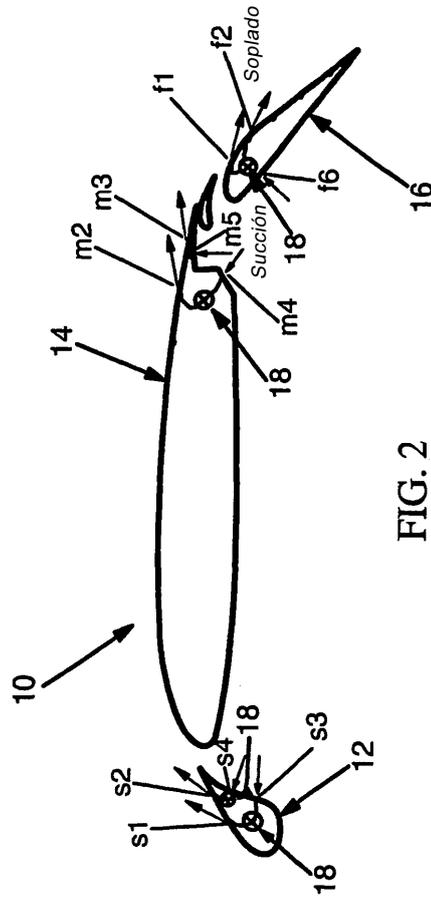


FIG. 2

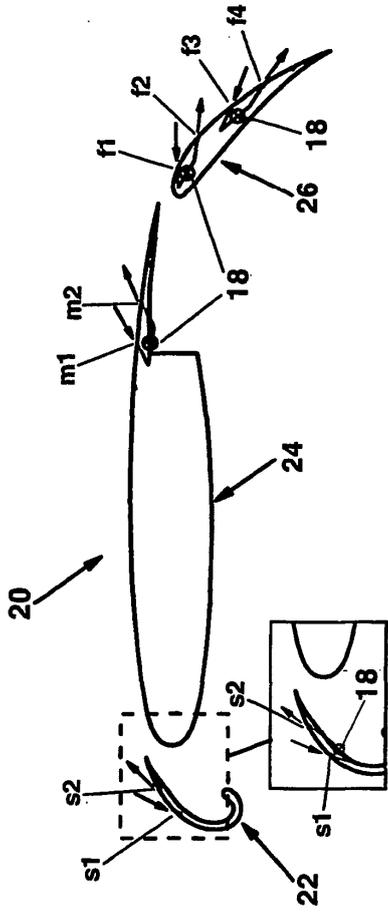


FIG. 3

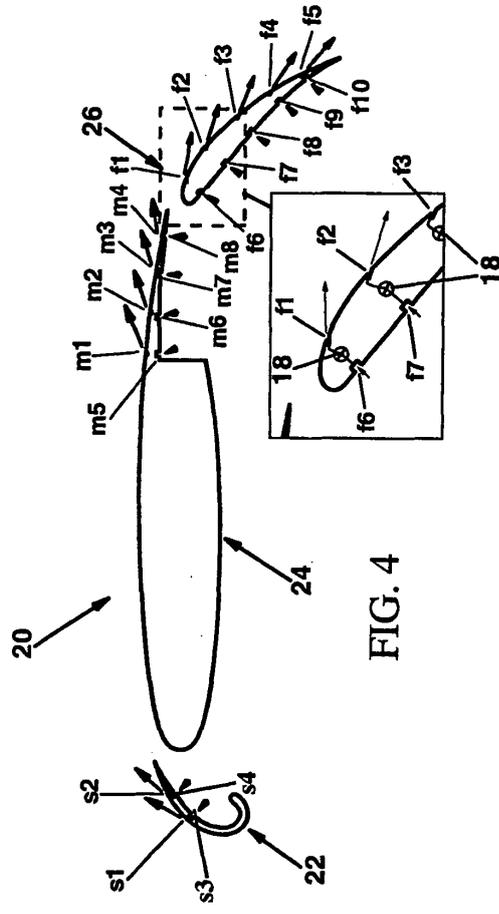
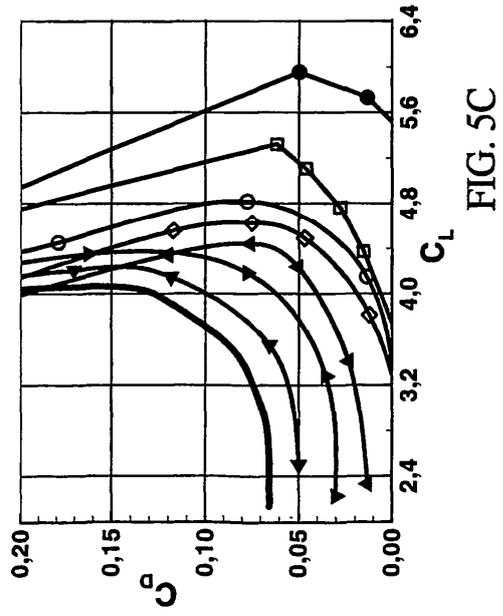
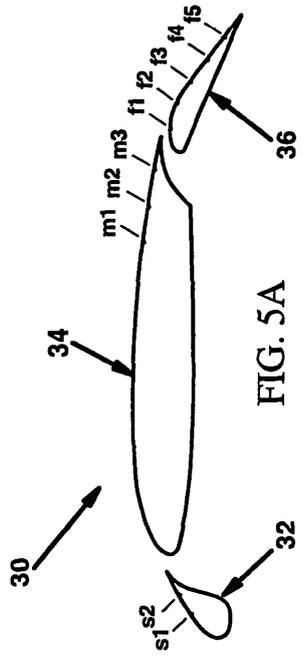
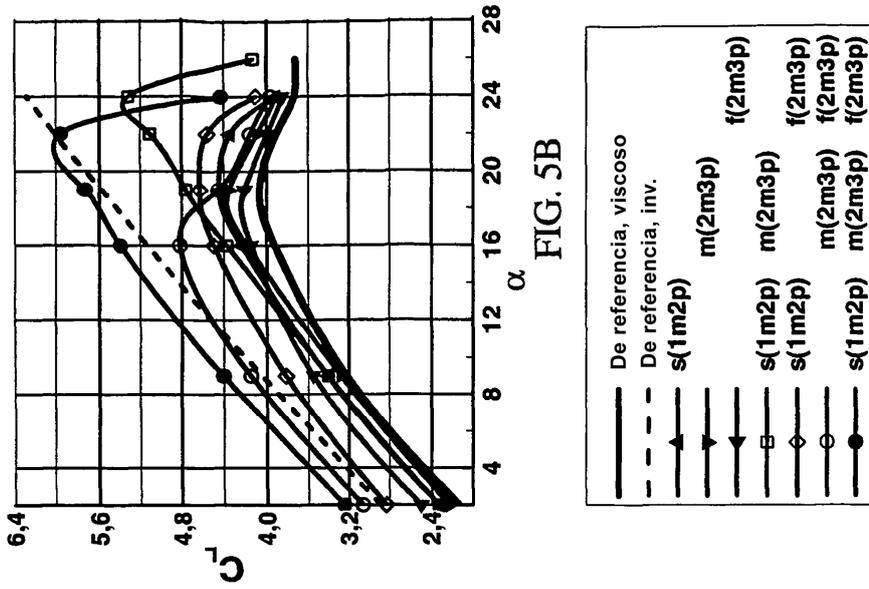


FIG. 4



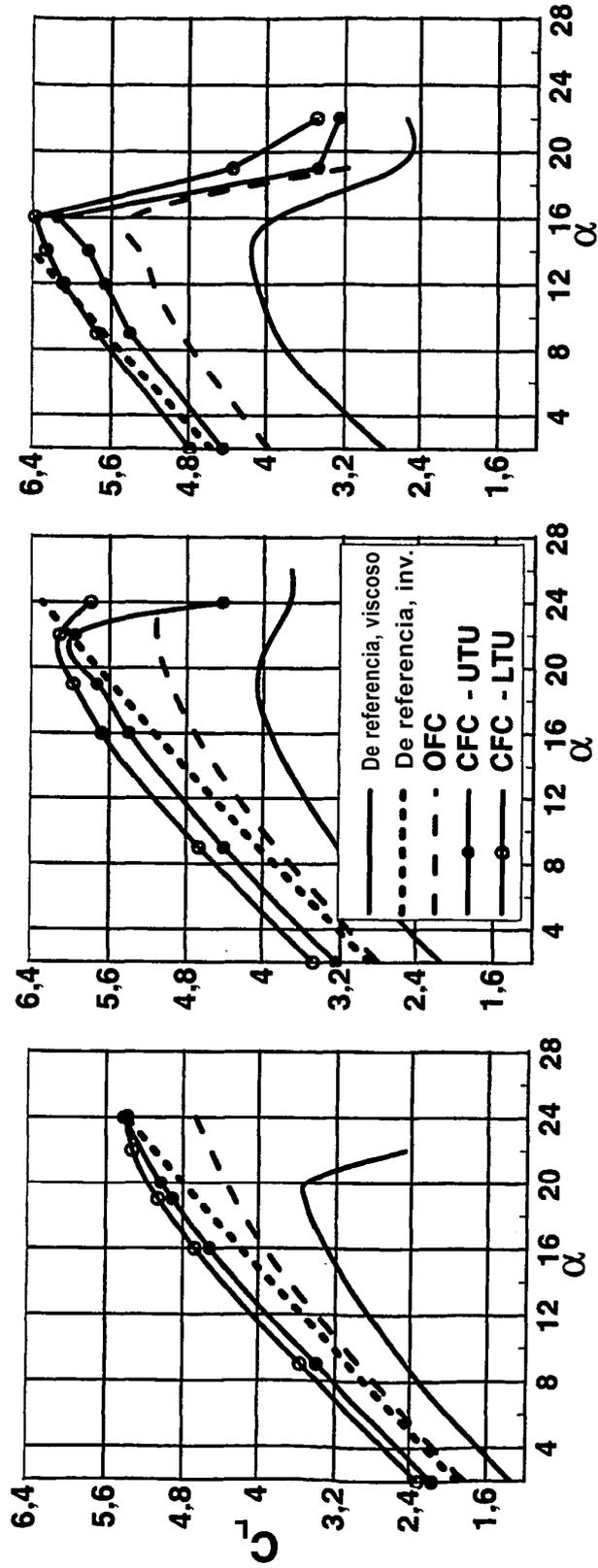


FIG. 6A

FIG. 6B

FIG. 6C

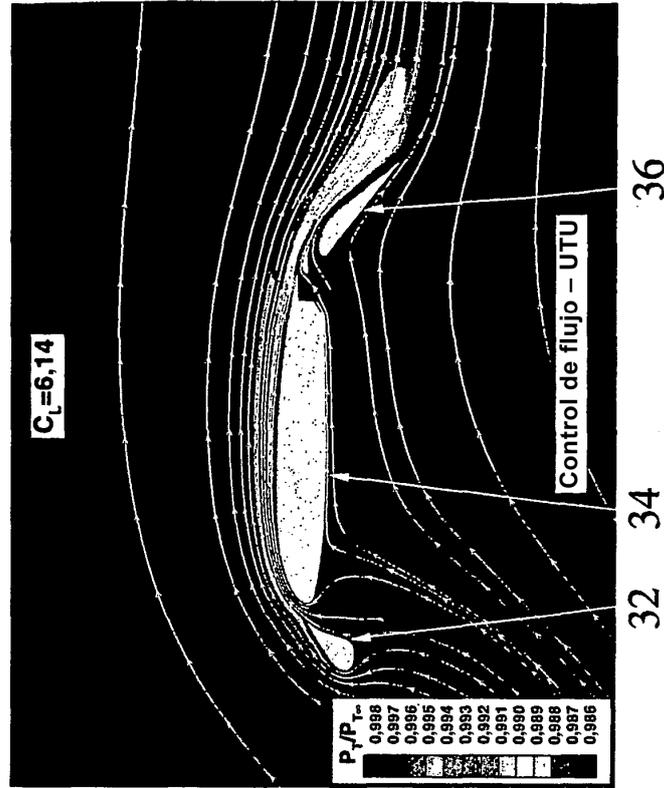


FIG. 7A

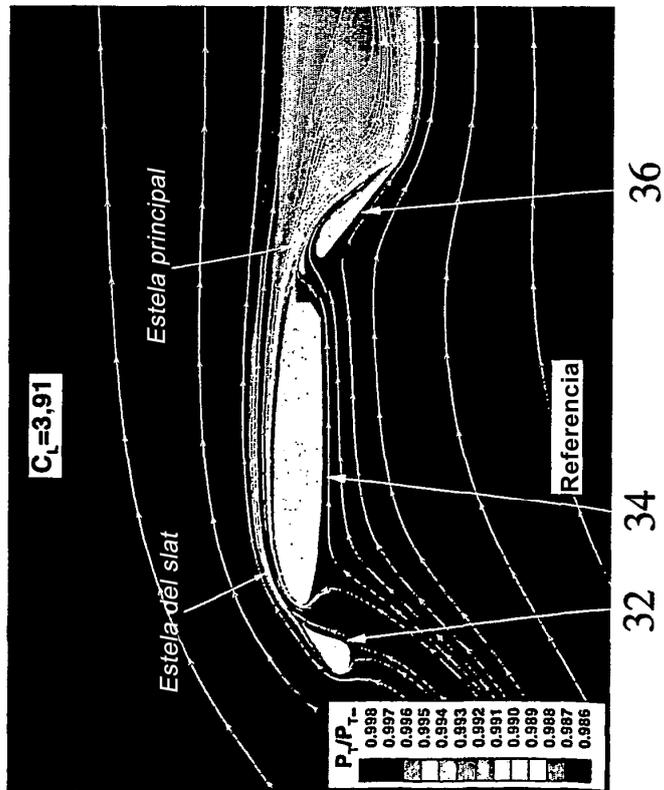


FIG. 7B

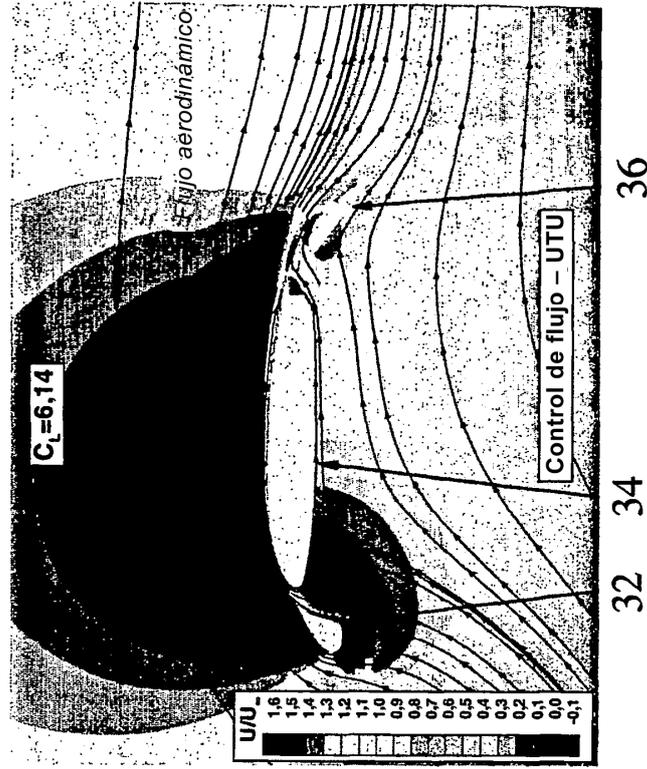


FIG. 8A

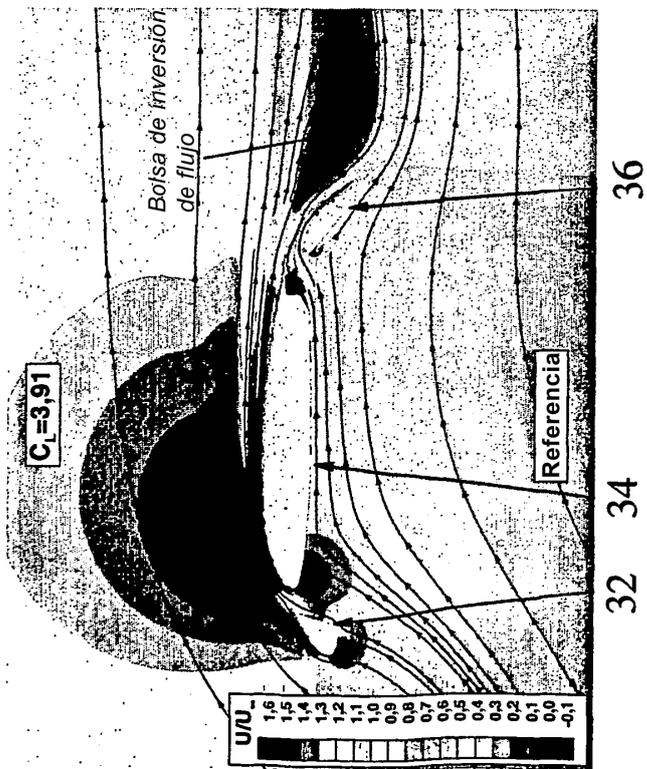


FIG. 8B

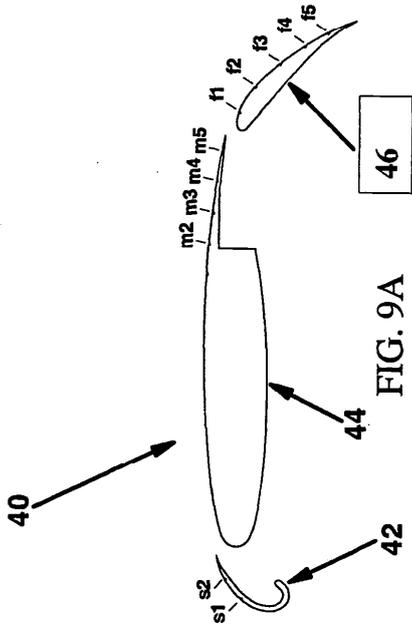


FIG. 9A

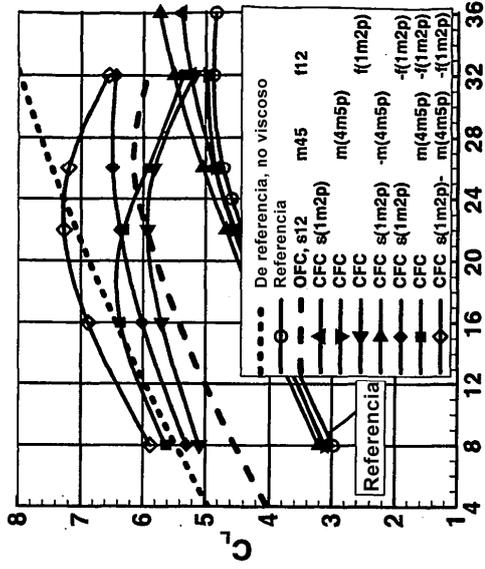


FIG. 9B

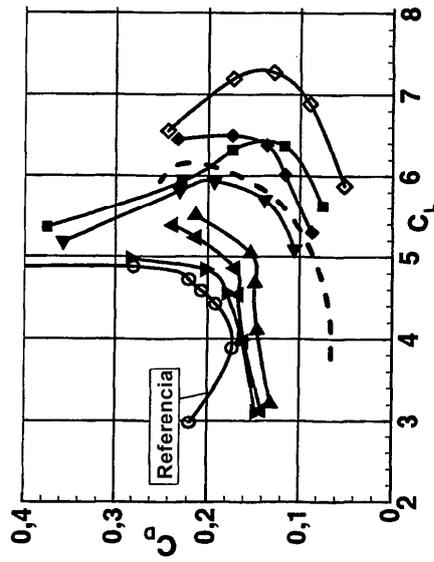


FIG. 9C

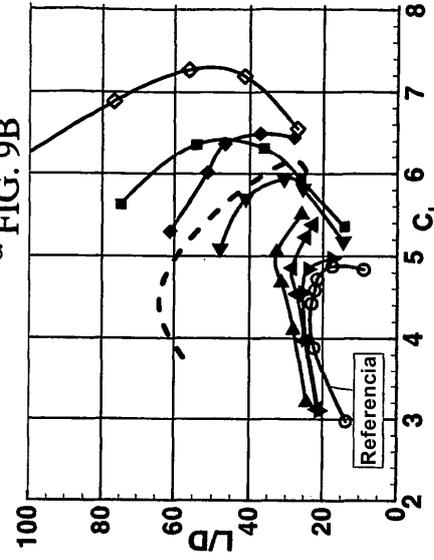


FIG. 9D

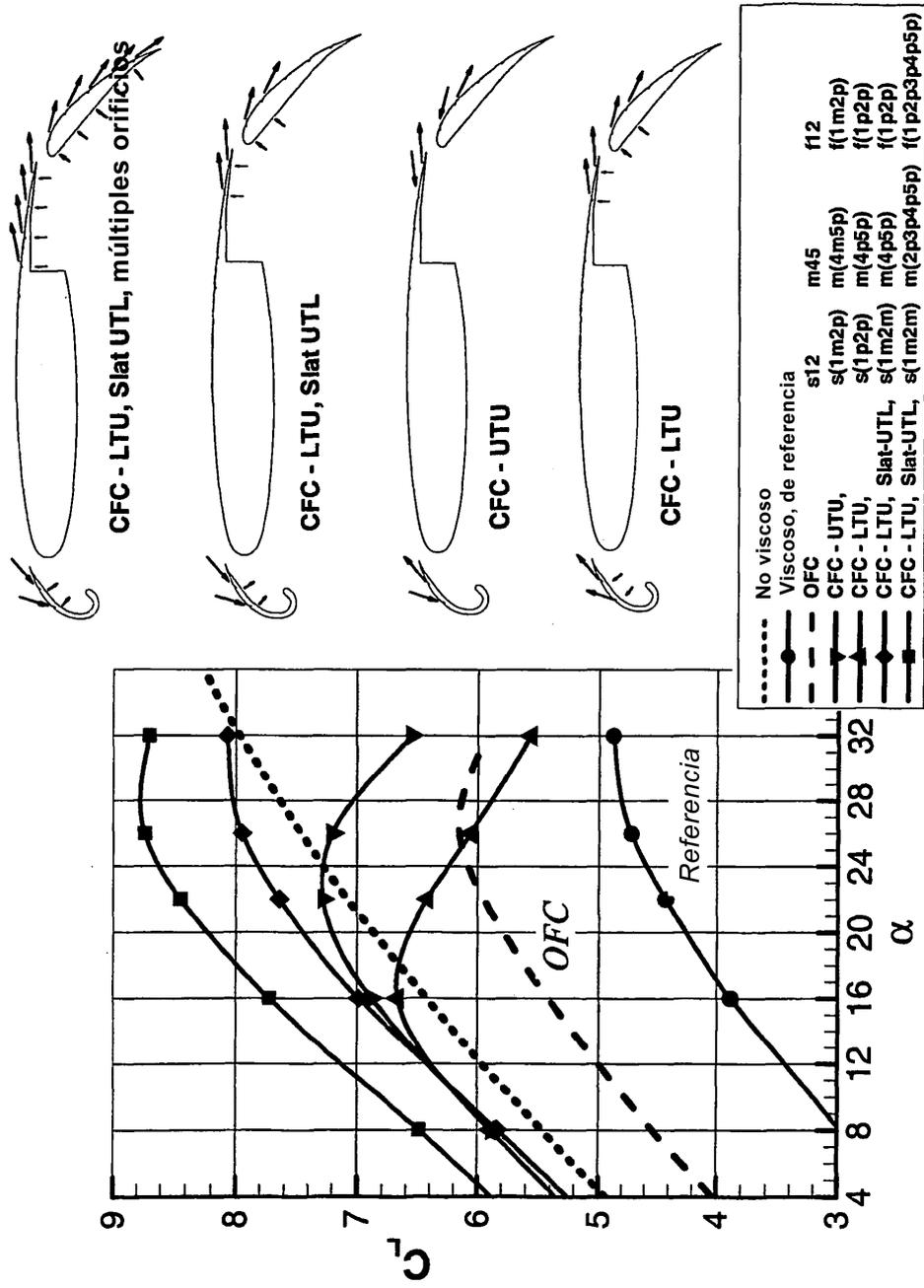


FIG. 10

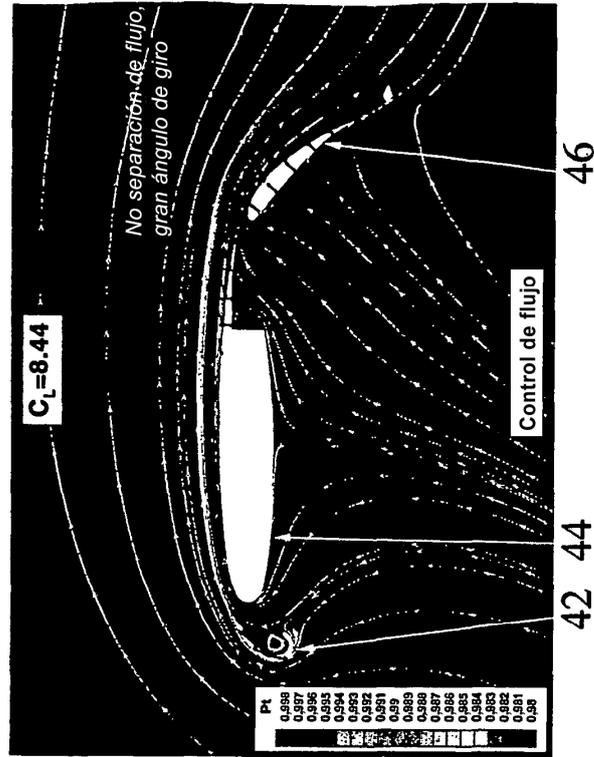


FIG. 11B

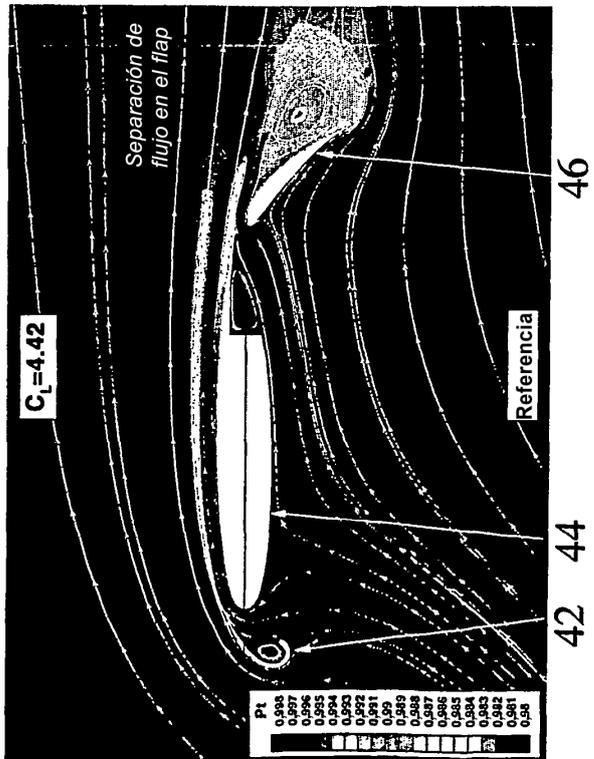


FIG. 11A

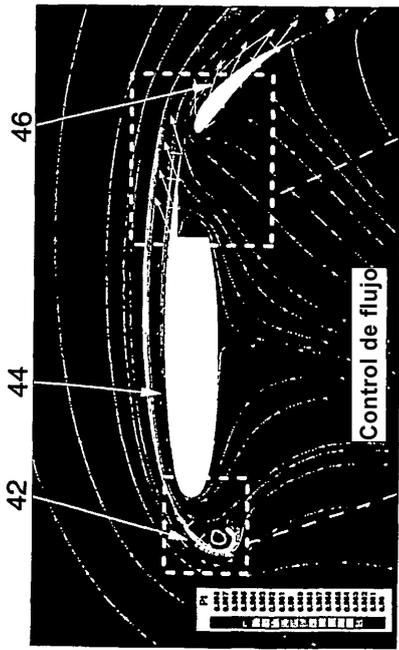


FIG. 12A

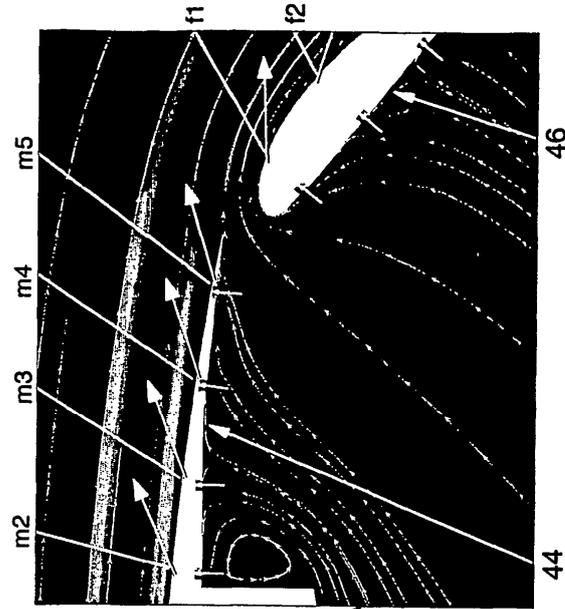


FIG. 12C

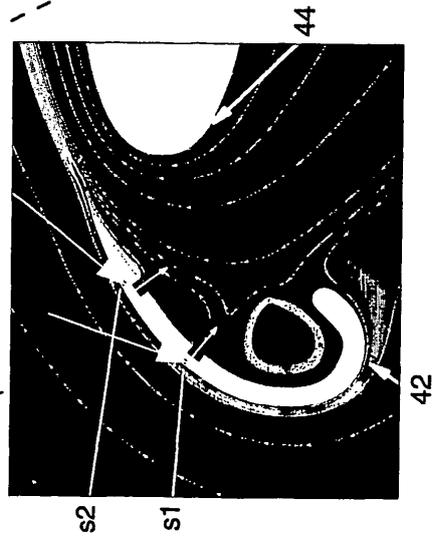


FIG. 12B