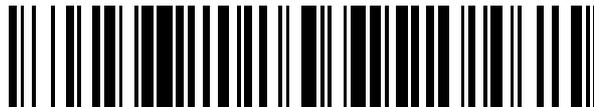


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 540 970**

51 Int. Cl.:

B64C 39/10 (2006.01)

B64C 3/10 (2006.01)

B64C 30/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **29.08.2008 E 08798974 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **22.04.2015 EP 2193079**

54 Título: **Aeronave de ala oblicua confundida con el fuselaje**

30 Prioridad:

29.08.2007 US 935758 P

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

15.07.2015

73 Titular/es:

**ADVANCED PRODUCT DEVELOPMENT, LLC
(100.0%)
1165 BELLA VISTA DRIVE
ST. LOUIS, MO 63131, US**

72 Inventor/es:

MCDONNELL, WILLIAM, RANDALL

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 540 970 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

Aeronave de ala oblicua confundida con el fuselaje

5 SOLICITUDES RELACIONADAS

Esta Solicitud reivindica la prioridad de la Solicitud de Patente Provisional de los EE.UU. de Serie Nº 60/935.758, depositada el 29 de agosto de 2007, que se incorpora a la presente memoria como referencia.

10 CAMPO TÉCNICO

La presente invención se refiere a objetos volantes diseñados para volar lo bastante rápido para que la resistencia aerodinámica de compresibilidad se haga significativa.

15 TÉCNICA ANTERIOR

En el pasado, se ha propuesto una aeronave con las alas confundidas con el fuselaje, como el bombardero B-2, y se han propuesto también alas oblicuas de superficie enteramente volante tal como se muestra en la Figura 1, con una forma en planta elíptica o casi elíptica.

Una aeronave con las alas confundidas con el fuselaje, como el B-2, consigue una resistencia aerodinámica más baja que un ala volante pura al minimizar el área superficial expuesta al flujo de aire. Lo hacen gracias a que tienen un cuerpo central que es tan próximo como resulta práctico al circular en su forma en planta pero, habitualmente, con un morro puntiagudo en la parte delantera con el fin de reducir la resistencia aerodinámica de compresibilidad, y con alas fijadas a los lados para aumentar la envergadura de alas para una resistencia aerodinámica inducida reducida, que es la resistencia aerodinámica debida a la generación de la sustentación. Un ala con una forma circular en planta tiene la menor cantidad de área superficial con respecto al volumen interno, por la misma razón que un círculo tiene el perímetro más pequeño con respecto al área encerrada o una esfera tiene el volumen más grande con respecto al área de su superficie. La aeronave con las alas confundidas con el fuselaje puede tener también una estabilidad intrínseca frente al cabeceo en un centro de gravedad más alejado de la popa, debido a las alas inclinadas hacia la popa, que pueden actuar como superficies de cola horizontales. Un antecedente adicional de aeronave con las alas confundidas con el fuselaje se proporciona en la divulgación de R. H. Liebeck: "Design of the Blended-Wing-Body Subsonic Transport" (Diseño del transporte subsónico con las alas confundidas con el fuselaje), Journal Of Aircraft, Vol. 41, Nº 1, enero-febrero de 2004, págs. 10-25 (XP-1047563).

Las aeronaves de ala volante oblicua que se han venido proponiendo en el pasado consistían en alas elípticas o casi elípticas que volaban con diferentes ángulos oblicuos para alcanzar un compromiso entre compresibilidad y resistencia aerodinámica a diferentes números de Mach, como la mostrada con la forma en planta de la Figura 1. El diseño mostrado en la Figura 1 ha permanecido relativamente sin cambios desde que fue propuesto por R. T. Jones en los años 50. La historia de la investigación del ala oblicua se encuentra recogida en la divulgación de M. Hirschberg, D. Hart y T. Beutner: "A Summary of a Half-Century of Oblique Wing Research" (Un compendio de medio siglo de investigación sobre el ala oblicua), 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (45º Encuentro y Exhibición de Ciencias Aeroespaciales de la AIAA), AIAA Paper 2007-150, enero de 2007 (XP8165130), que se considera la técnica anterior más cercana.

A baja velocidad, la aeronave puede volar en una dirección 2 de baja velocidad, próxima a un ángulo de inclinación nulo, para una resistencia aerodinámica inducida mínima, que es la resistencia aerodinámica debida a la sustentación. A alta velocidad, la resistencia aerodinámica de compresibilidad se hace más importante y, finalmente, es la dominante. La resistencia aerodinámica de compresibilidad debida a la sustentación y la resistencia aerodinámica de compresibilidad debida al volumen pueden, sin embargo, reducirse repartiendo la sustentación y el volumen más lejos en la dirección de vuelo. De esta forma, conforme la aeronave volaba cada vez más rápido, el ala se inclinaba en un ángulo de inclinación cada vez más grande con el fin de llegar a un compromiso óptimo entre las características de resistencia aerodinámica inducida y las de resistencia aerodinámica de compresibilidad. La componente de la velocidad del aire perpendicular al ala puede permanecer subsónica, lo que hace efectivamente que el ala y el aire interactúen de forma muy similar a un ala que vuela subsónicamente. Se contempló generalmente que los motores 6 se montasen en unas góndolas rotativas dispuestas en la parte inferior del ala. La pequeña longitud de cuerda y el espesor limitado del ala hacen que la integración del motor en el ala sea más difícil y, a fin de tener una aeronave con un ala suficientemente gruesa para que los pasajeros puedan ponerse en pie en el interior de una cabina, la aeronave tendría que ser muy grande, de manera que transportase, aproximadamente, seiscientos pasajeros. El mayor círculo posible 5 se ha mostrado trazado sobre la forma en planta de la aeronave mostrada en la Figura 1. Como puede observarse, se trata de un pequeño círculo que abarca tan solo un pequeño porcentaje del área de la forma en planta de la aeronave. A partir de aquí, es posible determinar que esta aeronave presenta un gran valor de la relación entre el área superficial y el volumen interno y, en consecuencia, tendrá una gran magnitud de resistencia aerodinámica de rozamiento pelicular en las configuraciones tanto de alta velocidad como de baja. También debido a que el círculo es pequeño y existe un límite finito para el espesor en relación con la longitud de cuerda del perfil aerodinámico utilizado en esta ala volante, se sabe que el espesor del vehículo no será muy grande, lo que hace que la compactación del vehículo sea más difícil o que sea necesario que el vehículo sea más grande de lo que sería deseable, a fin de incorporar una cabina para los pasajeros u otros componentes.

En el pasado, se propuso también una aeronave de ala oblicua que tenía asimismo un fuselaje convencional. Los problemas que se producían como consecuencia de la interacción entre el ala y el fuselaje, y de la elevada resistencia aerodinámica de compresibilidad debida al volumen del fuselaje, provocaron que la mayoría de diseñadores se fijaran en configuraciones enteramente de ala.

Las aeronaves de ala volante oblicua tienen una mayor área superficial en relación con el volumen que una aeronave con las alas confundidas con el fuselaje, como el bombardero indetectable B-2, y también necesitan tener el centro de gravedad muy lejos hacia la proa, o serían inestables y difíciles de controlar, y, generalmente, han de estar dotadas de un sistema de estabilización artificial avanzado.

COMPENDIO DE LA INVENCION

La presente invención combina los beneficios de una aeronave con las alas confundidas con el fuselaje y una aeronave de ala oblicua de superficie enteramente volante. La invención combina los beneficios de la pequeña área expuesta y de la estabilidad natural de una aeronave con las alas confundidas con el fuselaje, con los beneficios de la inclinación variable y la baja resistencia aerodinámica de compresibilidad de un ala volante oblicua.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

La Figura 1 es una vista en planta de una aeronave enteramente de ala oblicua (técnica anterior).

La Figura 2 es una vista en planta de una realización de la presente invención.

La Figura 3 es una vista en planta de otra realización de la presente invención.

La Figura 4 es una vista mirando de proa a popa de la realización de la invención que se ha mostrado en la figura 2, en una configuración de baja velocidad, perpendicular al borde de ataque 9 del ala 27 inclinada hacia la proa y del cuerpo central 25.

La Figura 5 es un corte en sección transversal tomado en la Figura 2 mirando hacia dentro desde el ala derecha, paralelamente al borde de ataque 9, según se indica por la línea 5-5 de la Figura 2.

MEJOR MODO DE LLEVAR A CABO LA INVENCION

Haciendo referencia a la Figura 2, una sección central de perfil aerodinámico, denominada en esta memoria el "cuerpo central" 25, se ha diseñado partiendo de un círculo 7, tal como se muestra en línea discontinua en la parte central de la forma en planta de la aeronave. Se han añadido unas zonas de transición gradualmente convergentes 15 y 16 a cada lado del círculo para formar los lados izquierdo y derecho del cuerpo central 25, y se han fijado entonces un ala 27 inclinada hacia la proa y un ala 29 inclinada hacia la popa, al cuerpo central 25, tal como se muestra en la vista en planta de la Figura 2. El cuerpo central 25 es, en sí mismo, un segmento de ala con secciones transversales de perfil aerodinámico. El ala 27 inclinada hacia la proa tiene, preferiblemente, un borde de ataque 9 que es una prolongación del borde de ataque de la zona de transición 15 inclinada hacia la proa, perteneciente al cuerpo central. El ala 29 inclinada hacia la popa tiene su centro aerodinámico por detrás del eje de cabeceo 39, de manera que resulta de utilidad para estabilizar el vehículo en cabeceo alrededor del eje de cabeceo 39. El eje de cabeceo 39 para esta configuración se define como paralelo al cuarto de cuerda del ala inclinada hacia la proa, pero pasando por el centro de gravedad del vehículo, tal como se muestra en la Figura 2. Preferiblemente, el centro aerodinámico del ala inclinada hacia la popa se encuentra más lejos por detrás del eje de cabeceo 39 que el centro aerodinámico del ala inclinada hacia la proa, que se encuentra por delante de este eje de cabeceo. A fin de equilibrar la aeronave en cabeceo y alabeo con las mínimas desviaciones de las superficies de control para la resistencia aerodinámica más baja, el ala 29 inclinada hacia la popa para la configuración mostrada en la Figura 2, tiene, preferiblemente, un diedro positivo y una incidencia más baja en comparación con el ala 27 inclinada hacia la proa. Para un reajuste de la guiñada a elevados ángulos de inclinación, puede haberse emplazado una aleta vertical 23 en el extremo del ala 29 inclinada hacia la popa. La presente invención tiene menos problemas con la tendencia del ala oblicua a guiñar hacia ángulos de inclinación más bajos, que los de una aeronave de ala oblicua convencional, tal y como se describirá más adelante. Sin embargo, si, para el diseño particular escogido, la aeronave sigue teniendo tendencia a rotar hacia ángulos de inclinación menores, entonces debe emplazarse una mayor área de la aleta vertical 23 por encima del ala que por debajo de esta. Esta área de aleta situada por encima del ala genera una fuerza hacia dentro (en este caso, hacia la derecha) para evitar la tendencia natural de la aeronave a rotar de vuelta a un ángulo de inclinación menor. Al tener la aleta situada más por encima del ala, esta actúa también como un álabe para reducir la resistencia aerodinámica inducida, puesto que un álabe situado de cara hacia arriba producirá de forma natural una fuerza hacia dentro, y una aleta situada por encima del ala, empujando hacia dentro, tenderá de forma natural a actuar como un álabe al impedir que el aire a alta presión de debajo del ala se desplace alrededor de la punta del ala hasta llegar por encima de la superficie superior del ala. Si el ala 30 inclinada hacia la popa se inclina adicionalmente hacia la popa tal como se muestra en la configuración representada en la Figura 3, la aeronave puede ser más estable intrínsecamente en ciertas circunstancias, o bien el centro de gravedad puede estar más hacia la popa para la misma magnitud de estabilidad natural. Sin embargo, con el ala inclinada hacia la popa orientada según se muestra en la Figura 2, el vehículo tiene una relación geométrica más alta y tiene la capacidad de una resistencia aerodinámica inducida más baja para los mismos ángulos de inclinación del ala inclinada hacia la proa. A bajas velocidades, ambas alas, situadas de cara hacia la proa y hacia la popa, de la configuración mostrada en la Figura 2 pueden tener una inclinación nula, lo que las hace más adaptables a utilizar perfiles aerodinámicos de flujo laminar.

Otra modo de concebir la presente invención consiste en una aeronave enteramente de ala oblicua de relación geométrica baja, destinada a conseguir una baja relación entre el área superficial y el volumen, pero con el añadido de unas prolongaciones de punta de ala para conseguir una mayor estabilidad intrínseca frente al cabeceo y conseguir la necesaria envergadura de ala para una baja resistencia aerodinámica inducida, que es la resistencia aerodinámica debida a la generación de la sustentación. Estas prolongaciones de punta de ala de cuerda más corta se han diseñado para generar una sustentación mucho mayor por metro cuadrado de área en forma en planta que la sección central del ala oblicua, a fin de compensar su menor cuerda. Hacen esto al funcionar con un coeficiente de sustentación mayor, habitualmente debido a un ángulo de ataque aumentado como consecuencia, ya sea 1) de su posición en el campo de la estela aguas abajo de las otras superficies de sustentación, ya sea 2) de un ángulo de cabeceo incrementado debido a una incidencia incrementada, o ya sea 3) de un cabeceo incrementado debido al diedro existente en el ala inclinada hacia la proa. Las prolongaciones de punta de ala también generan, por lo común, un coeficiente de sustentación mayor, debido a que el cuerpo central utilizará, por lo común, un perfil aerodinámico reflectante que tiene un coeficiente de sustentación más bajo pero que proporciona un momento deseable de cabeceo de elevación de morro. Las prolongaciones de punta de ala pueden también generar un coeficiente de sustentación más alto con *flaps* de borde de salida desviados u otros dispositivos de aumento de la sustentación, aunque esta no es, generalmente, la solución preferida. Las prolongaciones de punta de ala deberán haberse diseñado para proporcionar dos veces (y, preferiblemente, tres veces) o más la sustentación promedio por metro cuadrado de área de ala que la sección central del ala oblicua, pero pueden tener sentido números menores, como entre el 30% y el 60% más de sustentación por metro cuadrado para algunos diseños que se proponen un grado muy elevado de capacidad de maniobra antes de que las prolongaciones de punta de ala entren en pérdida.

A. Cómo trazar la forma en planta de la presente invención

La Figura 2 muestra una vista en planta de una realización de la presente invención.

Se ha dibujado el círculo más grande posible 7 sobre la forma en planta de la aeronave. En comparación con la aeronave de ala oblicua previa según se ha mostrado en la Figura 1, cabe un porcentaje mucho mayor del área de la forma en planta dentro de este círculo, de lo que resulta una relación mucho menor del área superficial con respecto al volumen interno para esta configuración y, por tanto, una menor resistencia aerodinámica de rozamiento pelicular. Como resultado de ello, el diseño de una configuración óptima de la presente invención puede comenzar dibujando un círculo. Se trazan entonces, a cada lado del círculo, líneas tangenciales al círculo y que convergen y se acercan rápidamente según se avanza hacia la proa y hacia la derecha, y hacia la popa y hacia la izquierda (o viceversa, para una disposición de imagen especular), al objeto de crear las zonas de transición 13 y 15 a los lados izquierdo y derecho del cuerpo central 25. Por último, las alas 29 o 30 y 27 se fijan a los lados izquierdo y derecho del cuerpo central 25. Cuanto más rápido se estreche y converja la cuerda del ala en las zonas de transición 13 y 15 situadas a cada lado del círculo 7, más baja, y mejor, será la relación entre el área superficial y el volumen. Sin embargo, cuanto más lentamente converja estrechándose, menor podrá ser, generalmente, la resistencia aerodinámica de compresibilidad asociada con el volumen. Como resultado de ello, se trata de un compromiso de diseño. Si la velocidad máxima de la aeronave es muy elevada, entonces la convergencia de la cuerda de ala en las zonas de transición 13 y 15 será, idealmente, más gradual, y cuanto más lenta sea la velocidad máxima de la aeronave, más rápido se estrechará y convergerá la cuerda. Incluso para un vehículo de alta velocidad, el área comprendida dentro del círculo central deberá ser mayor que el 25% del área total de la forma en planta y, por lo común, del 33% o más el área de la forma en planta. Para un vehículo de velocidad más baja, esta deberá ser mayor que el 40% y, preferiblemente, mayor que el 50% del área de la forma en planta total. Por encima del 55% al 60%, se acerca ya a un límite superior para un diseño práctico que tenga la intención de minimizar la resistencia aerodinámica de compresibilidad. La tasa de ensanchamiento o de estrechamiento de la longitud de la cuerda viene definida por la diferencia de ángulos de inclinación entre las superficies del borde de ataque y del borde de salida (9 frente a 19 y 17 frente a 21), en una vista en planta. En las configuraciones mostradas, las secciones de perfil aerodinámico escogidas para la aeronave con el fin de describir la línea de contorno exterior de la aeronave se trazan perpendiculares al eje de cabeceo 39. Si el vehículo se utiliza para propósitos militares y la indetectabilidad por radar es un factor que considerar, entonces los bordes de ataque, como el 9 y el 31, pueden ser paralelos a los bordes de salida como el 21, y el borde de ataque 54 puede ser paralelo al borde de salida 19, al objeto de reducir el número de aristas expuestas al radar incorporadas en el diseño.

Cuando más rápido se haya diseñado el vehículo para volar, más grande es el ángulo de inclinación deseado en el borde de ataque 9 del ala 27 inclinada hacia la proa y en su zona de transición 15 con respecto a la dirección de vuelo. Sin embargo, generalmente, el ángulo de inclinación en el borde de ataque 17 de la zona de transición 13 deberá mantenerse menor que 90 grados, a fin de que siga siendo un borde de ataque tanto en un vuelo a alta velocidad como en uno a baja. De la misma manera, el borde de salida 19 de la zona de transición 15 inclinada hacia la proa deberá estar inclinado menos de 90 grados, al objeto de que siga siendo un borde de salida tanto en ángulos de vuelo tanto de alta velocidad como de baja. Como resultado de ello, el ángulo de convergencia o ángulo comprendido entre los bordes de ataque 9 y de salida 19 de la zona de transición 15 deberá ser, generalmente, menor que 90 grados y, preferiblemente, menor que 85 grados, menos el ángulo de inclinación máximo deseado del borde de ataque 9 para la zona de transición 15 inclinada hacia la proa, con respecto a la dirección de vuelo. Similarmente, el ángulo de convergencia o ángulo comprendido entre los bordes de ataque 17 y de salida 21 de la

zona de transición 13 inclinada hacia la popa deberá ser menor que 90 grados y, preferiblemente, menor que 85 grados, menos el ángulo de inclinación máximo deseado con respecto a la dirección de vuelo del borde de salida 21 para la zona de transición 13 inclinada hacia la popa.

5 Las Figuras 2 y 3 muestran dos ángulos de inclinación diferentes para configuraciones de ala inclinada hacia la popa alternativas 29 y 30. La configuración 29 de ala inclinada hacia la popa que se muestra en la Figura 2 tiene el mismo ángulo de inclinación, o casi el mismo, que la del ala 27 inclinada hacia la proa y, por lo tanto, ambas alas pueden disponerse inclinadas justo por detrás del cono de Mach de manera tal, que el aire y el ala interactúan muy similarmente a como interactuarían en vuelo subsónico, con pocas ondas de choque o ninguna, y, con todo, seguir consiguiendo la relación geométrica más grande para la resistencia aerodinámica inducida más baja. La relación geométrica es el cuadrado de la envergadura de ala dividido por el área de la forma en planta del ala. La configuración de la Figura 2 representa, probablemente, el ángulo de inclinación deseable más pequeño para el ala inclinada hacia la popa.

10
15 La configuración de ala inclinada hacia la popa alternativa 30 que se muestra en la Figura 3 es, generalmente, menos peligrosa desde el punto de vista de la estabilidad frente al cabeceo y el control, debido a que el vehículo es, generalmente, más estable en cabeceo como consecuencia de que el centro de presión aerodinámico del ala 30 inclinada hacia la popa se encuentra más hacia la popa y, potencialmente, el centro de gravedad del vehículo puede estar más hacia atrás para el mismo grado de estabilidad intrínseca y artificial. El ala 30 inclinada hacia la popa, tal como se muestra en la Figura 3, también sitúa las superficies de control de elevación 60 y 61 más hacia la popa, por detrás del eje de cabeceo 39, de tal manera que estas tienen un brazo de momento más grande para proporcionar el control del cabeceo del vehículo. En la Figura 3, la línea de articulación 63 para el álabe 61 se ha mostrado en un ángulo de inclinación más pequeño que el del ala 30 inclinada hacia la popa, a fin de hacer que el álabe 61 sea más efectivo aerodinámicamente. Como puede observarse, la línea de articulación 63 sigue estando más inclinada con respecto a la dirección de vuelo de alta velocidad 3 que el ala 27A inclinada hacia la proa, de tal manera que sigue estando inclinada por detrás del cono de Mach.

20
25 Un ala 30 inclinada más acusadamente, tal como se muestra en la Figura 3, será, generalmente, más fácil de diseñar para comportarse con los ángulos de estela ampliamente variables generados por el cuerpo central 25 y el ala 27A inclinada hacia la proa, sin entrar en pérdida. Sin embargo, la pendiente de la curva de sustentación o cambio del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque será más acusado para el ala 29 inclinada hacia la popa que lo que será para el ala 30, debido al ángulo de inclinación más pequeño, lo que tenderá a reducir las diferencias de estabilidad frente al cabeceo entre las dos configuraciones, siempre y cuando el ala 29 se mantenga sin entrar en pérdida. En el caso de que se emplee una aleta vertical 23, entonces la configuración 30 de ala inclinada hacia la popa también proporciona más volumen de cola vertical para una aleta vertical 23 de mismo tamaño. Son también posibles, por supuesto alas inclinadas hacia la popa con ángulos de inclinación diferentes de los de las alas 29 y 30, pero se encontrarán, por lo general, dentro de estas dos configuraciones. El ángulo de inclinación incrementado para el borde de ataque 19 del ala 30 inclinada hacia la popa, en comparación con el borde de ataque 9 del ala 27 inclinada hacia la proa, deberá ser menor que 80 grados y, preferiblemente, menor que 75 grados, menos el ángulo de inclinación de diseño máximo en vuelo a alta velocidad del borde de ataque 9 del ala 27 inclinada hacia la proa.

B. Consiguiendo características de resistencia aerodinámica de baja compresibilidad

30
35 La presente invención consigue una resistencia aerodinámica de baja compresibilidad, que es la resistencia aerodinámica asociada con el desplazamiento cerca de la velocidad del sonido o por encima de esta, cuando el aire se comporta como un gas compresible. La resistencia aerodinámica de compresibilidad se mantiene cuando se tienen los perfiles aerodinámicos inclinados en una misma dirección de uno a otro extremos del vehículo, a fin de mantener las isobaras, o líneas de presión constante, inclinadas en una misma dirección, similarmente a alas oblicuas anteriores. Sin embargo, esta invención difiere de las alas oblicuas anteriores en que se produce una acumulación más rápida en espesor, cuerda y volumen cerca de la línea central del vehículo. Con respecto al ala 27 inclinada hacia la proa, y a diferencia de las alas oblicuas anteriores, el ángulo de inclinación de la línea 1 de cuarto de cuerda (mostrada en línea discontinua y que representa los puntos situados a un cuarto del recorrido desde el borde de ataque hasta el borde de salida del perfil aerodinámico) y de la línea de media cuerda (no mostrada) aumenta, preferiblemente, en las zonas de transición 13 y 15 a cada lado de la línea central del cuerpo central 25, donde la cuerda y el espesor del perfil aerodinámico se están ensanchando o estrechando más rápidamente. El ángulo de inclinación incrementado de las líneas de cuarto de cuerda y de media cuerda tiende a compensar un aumento de la resistencia aerodinámica de compresibilidad debido al volumen que, en caso contrario, podría estar asociado con este ensanchamiento o estrechamiento más rápido del volumen. El aumento de la inclinación da al aire más tiempo para apartarse de la trayectoria del área de sección transversal creciente. En las realizaciones preferidas según se muestra en las Figuras 2 y 3, el cuarto de cuerda está más inclinado en la zona de transición 15 inclinada hacia la proa debido a que el borde de cola 19 se encuentra fuertemente inclinado hacia la popa, en tanto que el borde de ataque 9 conserva el mismo ángulo de inclinación que el ala 27 y 27A inclinada hacia la popa. También el cuarto de cuerda está más inclinado en la zona de transición 13 inclinada hacia la popa debido a que el borde de ataque 17 está fuertemente inclinado hacia la popa, en tanto que el borde de salida 21 se mantiene en un ángulo de inclinación modesto, más cercano al del borde de ataque 9 del ala 27 o 27A inclinada hacia la popa.

Podrían conseguirse ángulos de inclinación de cuerda incluso mayores, por ejemplo, aumentando la inclinación de los bordes tanto de ataque 9 como de salida 19 en la zona de transición 15 inclinada hacia la proa. Aunque no se ha mostrado, puede también trazarse en las Figuras 2 y 3 una línea de media cuerda modificada (la cual muestra una línea generada por puntos situados a mitad de camino entre los bordes de proa y de popa del perfil aerodinámico, según se extiende perpendicularmente a esta línea de media cuerda trazada en el ala 27 inclinada hacia la proa), la cual tendría un aspecto similar a la línea de cuarto de cuerda, pero representará mejor la forma promedio entre los bordes de ataque y de salida del vehículo. Para las configuraciones mostradas en las Figuras 2 y 3, la línea de media cuerda está inclinada justo por encima de 20 grados más en las zonas de transición hacia la proa y hacia la popa, 15 y 13, que el ala 27 inclinada hacia la proa. Este incremento de ángulo de inclinación deberá estar, para una aeronave a alta velocidad, por encima de 10 grados y, preferiblemente, por encima de 15 grados. Para un vehículo a velocidad más baja, el incremento de ángulo de inclinación tiende a ser, realmente, más elevado y se hace posible gracias al hecho de que el ala inclinada hacia la proa no está funcionando en un ángulo de inclinación tan alto. Para un vehículo a velocidad más baja, el incremento de ángulo deberá estar por encima de 20 grados y, preferiblemente, por encima de 25 grados, aproximándose a un límite práctico por encima de 30 grados.

A fin de reducir la resistencia aerodinámica de compresibilidad, el vehículo es, preferiblemente, gobernado por área. Un investigador de la NACA llamado Dr. Richard Whitcomb descubrió que la resistencia aerodinámica de ondas está relacionada con la segunda derivada (o curvatura) de la distribución volumétrica del vehículo. La resistencia aerodinámica de ondas más baja se produce con una distribución de área de Sears-Haack, en la que la curvatura de la distribución volumétrica es minimizada. Si bien el gobierno por área es menos crítico con un ala oblicua, aún sigue siendo beneficioso. El gobierno por área mediante el ajuste del espesor del perfil aerodinámico hace posible conservar el diseño de sección transversal de radar pequeña asociado tan solo con dos conjuntos de líneas paralelas para describir el contorno del vehículo en una vista en planta, tal como se muestra en las Figuras 2 y 3, que, de otro modo, podría causar una curvatura de la distribución volumétrica más grande que la deseada en ciertas zonas, como en las uniones de las alas 27 y 29 a las zonas de transición 15 y 13.

C. Cómo establecer la incidencia de las alas y del cuerpo central

Esta aeronave resulta muy inusual debido a la naturaleza altamente asimétrica del vehículo. Como resultado de ello, los lados izquierdo y derecho de los vehículos pueden ser drásticamente diferentes. A fin de establecer la incidencia de las alas, ha de comenzarse con la aeronave en su orientación de baja velocidad y con poca inclinación. Para la configuración mostrada en la Figura 2, no hay necesidad de que el vehículo rote más allá del punto en que ambas alas 27 y 29 están en ángulo recto con la dirección de vuelo. Como resultado de ello, la línea 1 de cuarto de cuerda del ala 27 inclinada hacia la proa, incluso cuando la aeronave se encuentra en su ángulo de inclinación más pequeño, está más adelantada con respecto a la línea de cuerda 1 del ala 29 inclinada hacia la popa y al cuerpo central 25. Como resultado de ello, el cuerpo central 25 volará, generalmente, dentro de la estela procedente del ala 27 inclinada hacia la proa. También, el ala inclinada hacia la popa, 29 o 30, volará dentro de la estela procedente tanto del cuerpo central 25 como del ala 27 / 27A inclinada hacia la proa. Es deseable tener una distribución elíptica de la sustentación a través de la envergadura de alas de la aeronave, con los *flaps* del borde de ataque tan cerca del punto neutro como sea posible para una resistencia aerodinámica mínima. Para conseguir esto, al ala 27 inclinada hacia la proa, tal como se muestra en la Figura 5 exagerada en su forma, se le ha proporcionado la incidencia más alta 26 con respecto al cuerpo central 25 debido a que no tiene el beneficio de la estela procedente de las otras superficies, y también a que tiene que funcionar con una carga de ala mucho más alta con respecto al cuerpo central 25 de la cuerda larga a fin de conseguir una distribución elíptica de la sustentación a través de la envergadura de alas del vehículo. Dependiendo del diseño, el ala 29 o 30 inclinada hacia la popa puede tener una incidencia negativa 28 con respecto al cuerpo central 25. El ala 29 o 30 inclinada hacia la popa presenta el beneficio de volar en la estela tanto del cuerpo central 25 como del ala 27/27A inclinada hacia la proa, de tal manera que, dependiendo del diseño concreto, puede necesitar una incidencia más baja para generar la misma magnitud de sustentación. Sin embargo, contrariamente a esto, al igual que el ala 27 inclinada hacia la proa, el ala 29 o 30 inclinada hacia la popa tiene también una cuerda mucho menor que el centro del cuerpo central 25 y, por tanto, debe tener una carga de ala mucho mayor al objeto de conseguir una distribución elíptica de la sustentación a lo largo y ancho de todo el vehículo.

Puede resultar también beneficioso que el perfil aerodinámico del cuerpo central 25 sea un perfil aerodinámico reflectante con el fin de proporcionar un momento de cabeceo hacia arriba positivo el vehículo para ajustar el vehículo con un centro de gravedad más hacia la proa, para una estabilidad incrementada. Debido a la gran cuerda de este cuerpo central 25, esto puede conseguirse sin riesgo de sobrecarga y de entrada en pérdida del borde de ataque. El ala 30 inclinada hacia la popa que se muestra en la Figura 3 necesitará, generalmente, una mayor incidencia positiva que la que necesitará la disposición de ala 29 inclinada hacia la popa mostrada en la Figura 2, debido a su diseño más altamente inclinado. El equilibrado de la sustentación entre las alas inclinada hacia la proa e inclinada hacia la popa con mínimas desviaciones de las superficies de control, en la configuración mostrada en la Figura 3, puede conseguirse más fácilmente con tan solo un diedro curvilíneo según se describe más adelante, que lo que puede conseguirse para la configuración mostrada en la Figura 2, que es más probable que requiera ángulos de incidencia diferentes entre las alas inclinada hacia la proa e inclinada hacia la popa, 27 y 29.

D. Cómo establecer el diedro de ala

Una vez que se ha establecido la incidencia de ala para el vuelo a baja velocidad que consigue lo que más se asemeja a una distribución elíptica de la sustentación a través de la envergadura de alas con las superficies de control en una posición neutra, la configuración puede ser inclinada hasta la posición de más alta inclinación y puede utilizarse un diedro curvilíneo de ala para, de nuevo, conseguir una distribución elíptica de la sustentación. Esto se hace como sigue: en este ángulo de inclinación grande, generalmente cuanto más a proa se esté en el vehículo, más necesitará el ala aumentar su ángulo de ataque para generar una sustentación suficiente. También, cuanto más a popa se esté, más necesitará el ala ver reducido su ángulo de ataque debido a que esta sección del ala está volando en la estela de todas las secciones de ala situadas por delante. Esto puede conseguirse si se tiene el diedro similar al que se muestra en la Figura 4, la cual es una vista de la aeronave de la Figura 2, mirando de proa a popa perpendicularmente al eje de cabeceo 39. Mirando a la izquierda en la vista frontal de la aeronave de la Figura 4, el cuerpo central 25 y el ala 27 inclinada hacia la proa se curvan lentamente hacia arriba con un diedro cada vez mayor. Cuando el ala se inclina con respecto a la dirección de desplazamiento, el ángulo de diedro creciente cuanto más se va hacia fuera / hacia la proa proporciona, de manera efectiva, un ángulo de ataque creciente en ese punto del perfil aerodinámico con el fin de compensar el efecto de la inclinación del ala. Mirando hacia la derecha, el cuerpo central 25 y el ala 29 inclinada hacia la popa también se curvan generalmente hacia arriba cada vez más en un diedro curvilíneo. Cuando el ala está inclinada, como consecuencia del ángulo de inclinación del ala 29 inclinada hacia la popa, el incremento del ángulo de diedro tiene como resultado una reducción del ángulo de ataque del perfil aerodinámico local con el fin de compensar el aumento de la sustentación relativa que, de otro modo, se produciría como consecuencia de la estela procedente de las secciones de ala 27 hacia la proa y central 25. El mayor ángulo de inclinación hacia atrás del cuarto de cuerda 1 en la zona de transición 13 de cara a la popa y en el ala 30 inclinada hacia la popa puede también actuar reduciendo el efecto de alabeo asociado con el aumento de los ángulos de inclinación del vehículo y, de esta forma, reduciendo la magnitud de diedro necesaria en estas partes de la aeronave. Puede también hacerse uso de un diedro para resolver problemas locales de estela si se encuentra necesario o razonable. Por ejemplo, si, durante un funcionamiento a alta velocidad para un diseño particular, la transición del borde de ataque 17 fuertemente inclinado al borde de ataque 31 inclinado de forma más modesta, para el ala 29 inclinada hacia la popa, para la configuración mostrada en la Figura 2, provocara una estela localmente elevada y, por tanto, un ángulo de ataque más grande que lo deseado en la raíz de ala del ala 29, el diedro podría aumentarse significativamente en esta zona en que el ala 29 se encuentra con la zona de transición 13, tal como se muestra de forma exagerada en la Figura 4, en el punto 33. Si el efecto de estela de esta zona de transición es menor hacia fuera de este punto, el ángulo del diedro podría disminuir tal como se ha mostrado de forma exagerada en el punto 50 de la Figura 4, a fin de mantener la adecuada distribución de sustentación a lo largo de la envergadura. Si bien no se ha anticipado esto como un problema, si fuese un problema, entonces podrían emplazarse *flaps* de borde de ataque en el punto 33 de la raíz del ala 29 con el fin de evitar la entrada en pérdida ocasionada por el aire con un ángulo de ataque potencialmente elevado que sale del borde de ataque fuertemente inclinado 17 de la zona de transición 13 en el curso de maniobras con un elevado número g.

Conforme el vehículo experimenta g's positivas mientras maniobra, las alas pueden tender a doblarse hacia arriba en ángulos más elevados, lo que genera, de manera efectiva, ángulos de diedro mayores puesto que el vehículo no es, necesariamente, un repartidor de carga distribuido puro en el que el peso esté distribuido exactamente donde se encuentra la sustentación. En teoría, si la rigidez de las alas y la distribución de masas del vehículo es justamente la correcta, las desviaciones de las alas que actúan como un diedro incrementado pueden compensar los mayores flujos de aire de estela generados al maniobrar y, de esta forma, serán necesarios menores movimientos de las superficies de control para recuperar la aeronave a una velocidad de aire de diseño concreta.

E. Cómo conseguir la estabilidad y el control de la guiñada

En la realización de la Figura 2, una aleta vertical 23 proporciona al vehículo estabilidad frente a la guiñada para el ángulo de fuerte inclinación que se utiliza en vuelo a alta velocidad, cuando el vehículo está volando en la dirección 3. Cuando se utiliza una aleta vertical 23 para la estabilidad y el control de la guiñada, esta rota alrededor de un eje principal vertical y se mantiene apuntando generalmente en la dirección de vuelo. Debido a que el ala 29 o 30 inclinada hacia la popa está volando dentro de la estela procedente del cuerpo central 25 y del ala 27/27A inclinada hacia la proa, el ala 29 o 30 tiende a experimentar una menor resistencia aerodinámica que el ala 27/27A inclinada hacia la proa. En la aeronave de ala oblicua anterior, esto provocaba un momento de guiñada significativo que era difícil de manejar. La realización de la presente invención mostrada en la Figura 2 tiene menos problemas en tanto en cuanto la línea de cuerda 1 del ala 27 inclinada hacia la proa se encuentra, ahora, más adelante con respecto a la línea de cuerda del ala 29 inclinada hacia la popa, de tal manera que las fuerzas ejercidas en las alas hacia dentro, asociadas con el diedro de ala, separadas entre sí una distancia significativa hacia la proa y hacia la popa, generan un momento de guiñada en la dirección opuesta con el fin de eliminar, parcial o totalmente, este efecto. La configuración mostrada en la Figura 3 con el ala 30 inclinada hacia la popa, puede también tender a limitar este efecto de guiñada debido a que el incremento de la estela en el ala 30 inclinada hacia la popa con respecto al ala 27A inclinada hacia la proa, puede ser parcial o completamente compensado por el mayor ángulo de inclinación hacia atrás del ala 30 frente al ala 29, y, por tanto, la menor relación geométrica.

Otra manera de contrarrestar el efecto típico de guiñada de una aeronave de ala oblicua consiste en situar el centro de empuje 52 de los motores por detrás del centro de gravedad del vehículo situado en el cuerpo central 25, tal

como se muestra en la Figura 2. Con esta solución, a medida que el vehículo guiña en sentido antihorario, o contrario al de giro de las agujas del reloj, para un vuelo a alta velocidad, la línea de empuje 37 de los motores termina por desplazarse a la derecha con respecto al centro de gravedad del vehículo, cerca de la referencia 25, tal como se muestra en la Figura 2. Con el escape de los motores saliendo de la aeronave por detrás del centro de gravedad 52 del vehículo, en el punto 52, pueden también utilizarse deflectores de empuje para generar momentos de guiñada. Para configuraciones en las que los motores están montados en una posición fija en el cuerpo central 25, son necesarios de todos modos deflectores de empuje para ajustarse a los ángulos cambiantes de inclinación / guiñada del vehículo utilizados en vuelo desde baja a alta velocidad, así como mantener el escape de los motores apuntado fundamentalmente hacia la popa. Otra solución consiste, por supuesto, en disponer dos motores separados lateralmente uno de otro y variar el empuje ente los dos motores para contrarrestar las fuerzas de guiñada. A alta velocidad, una aleta vertical 23 montada en el ala 29 o 30 inclinada hacia atrás proporciona una gran cantidad de volumen de cola y un poderoso sistema de control de la guiñada. Si el ala sigue tendiendo a querer guiñar hacia ángulos de inclinación más pequeños, resulta ventajoso emplazar más aletas verticales 23, si no todas, por encima del ala 29, debido a que, si esta está generando una fuerza hacia dentro que contrarresta este efecto de guiñada, también actuará como un álabe para mejorar la eficiencia del ala 29 o 30 inclinada hacia la popa. El hecho de tener la aleta vertical por encima del ala 29 también ayudará, por supuesto, a una visión despejada del suelo a la hora de aterrizar. Un álabe, para ser efectivo al máximo, necesita generar una fuerza hacia dentro para el área situada por encima del ala y una fuerza hacia fuera para el área situada por debajo. Es deseable un correcto equilibrado de las áreas por encima y por debajo del ala para hacer que la cola vertical 23 funcione como un álabe de la forma más eficiente. Cuanto más tiendan las alas a deshacer su inclinación, más área de cola vertical 23 es deseable por encima del ala, y viceversa.

Debe apreciarse que, si una línea que describe la línea central de una fuerza orientada hacia dentro desde la aleta vertical 23, pasa por encima del eje de cabeceo 39 del vehículo, entonces la aleta vertical 23 generará un momento de cabeceo hacia arriba del vehículo. La inversa ocurre si la línea central de las fuerzas ejercidas en la aleta vertical pasa por debajo del eje de cabeceo el vehículo, o para fuerzas ejercidas sobre la aleta en la dirección opuesta. Es este un acoplamiento adicional de ejes que es significativo cuando el vehículo se encuentra en ángulos inclinados de forma importante para vuelo a alta velocidad. Para desacoplar tanto como sea posible las fuerzas sobre la aleta vertical 23 de los momentos de cabeceo sobre el vehículo, la aleta vertical 23 puede haberse reclinado hacia fuera al objeto de que la aleta vertical 23 genere fuerzas que apunten más estrechamente hacia una línea que pasa por el eje de cabeceo del vehículo cuando el vehículo se encuentra en ángulos de gran inclinación.

A baja velocidad y con ángulos pequeños de inclinación de la aeronave, la aleta vertical 23 puede no estar situada suficientemente lejos por detrás del centro de gravedad de la aeronave como para proporcionar todo el necesario control de la guiñada mediante la generación de fuerzas laterales únicamente. En estas condiciones, la aeronave puede utilizar dispositivos de resistencia aerodinámica, tales como alerones, que se dividen en un segmento superior y otro inferior, como en el B-2, para aumentar la resistencia aerodinámica en uno u otro lado de la aeronave. La aleta vertical 23, en combinación con un alerón adyacente 35, puede también colocarse para crear resistencia aerodinámica, tal como haciendo rotar la aleta 23 en sentido antihorario desde su posición mostrada en la Figura 2. Esto provocará que la aleta 23 deje de funcionar como un álabe, con lo que se incrementa la resistencia aerodinámica del ala y se reduce la sustentación del ala. El alerón 35 puede ser entonces desviado en el borde de salida hacia abajo para compensar la reducción de la sustentación y generar más resistencia aerodinámica también.

En esta posición de baja velocidad, la aleta vertical 23 puede también ser de utilidad a la hora de proporcionar una capacidad de fuerza lateral directa, a fin de facilitar al piloto maniobrar sobre una pista de aterrizaje sin tener que encabritar la aeronave y, potencialmente, permitir un tren de aterrizaje más corto al tiempo que se reduce el temor de que las puntas de las alas choquen con la pista de aterrizaje.

F. Cómo conseguir el control del cabeceo

El cabeceo, para esta aeronave, se define como la rotación alrededor del eje 39, tal como se muestra en las Figuras 2 y 3. La configuración mostrada en la Figura 3 se sirve de un sistema de control de superficies alabeadoras relativamente inmediato. Sin embargo, debido a la definición inusual del eje de cabeceo 39, la superficie alabeadora izquierda 61 del ala 30 proporciona un control del cabeceo más cercano al puro, y la superficie alabeadora derecha 40 proporciona un control del alabeo más cercano al puro.

La configuración mostrada en la Figura 2 es más desafiante e inusual. Los *flaps* 41 y 43 de borde de salida pueden ser utilizados para hacer guiñar la aeronave de la misma manera que se empleaban en la aeronave de ala volante oblicua anterior. Una desviación de los bordes de salida hacia arriba provoca una reducción en la sustentación por detrás del centro de gravedad del vehículo, lo que hace que el vehículo cabecee morro arriba, y viceversa. Además, en el caso de que se requiera más poder de cabeceo, la desviación del borde de salida de los flaps 36 y de la superficie alabeadora 35 hacia arriba provocará un mayor momento de cabeceo morro arriba. A fin de contrarrestar el alabeo a la izquierda que esto normalmente ocasionaría, la superficie alabeadora 40 (y, potencialmente, también los *flaps* 38 y 42) podrán también ser desviados con el borde de salida hacia arriba. El *flap* 42 tiene un escaso efecto, o ninguno en absoluto, en el cabeceo, pero sí que ayuda a contrarrestar el alabeo. Si bien las fuerzas generadas por los *flaps* 38 y por la superficie alabeadora 40 se encuentran en realidad ligeramente por delante del

eje de cabeceo 39 que pasa por el centro de gravedad del vehículo y, por tanto, generan realmente un momento de descenso del morro, este es mucho menos poderoso que el momento de cabeceo hacia arriba originado por las superficies 35 y 36. Puede generarse, por supuesto, un momento de cabeceo morro arriba puro con estas superficies de control de otros modos, tales como mediante la desviación del *flap* interior 36 con su borde de salida hacia arriba y la desviación del alerón 35 ligeramente en la dirección opuesta para cancelar el efecto de alabeo.

El control del cabeceo puede aumentarse también de otros modos, tales como mediante la orientación vectorial del empuje de los motores. Una desviación del escape de los motores hacia arriba, por detrás del centro de gravedad, generará un momento hacia arriba de cabeceo del fuselaje. El soplado del escape de los motores sobre la parte superior o la parte inferior de los *flaps* 43 y 41 del borde de salida puede aumentar la eficacia de estos *flaps*. En el caso de que se desee una mayor estabilidad y poder de control del cabeceo, el *flap* 43 puede ser agrandado prolongándolo hacia la derecha de un modo tal, que el extremo derecho del *flap* 43 quede en voladizo hacia la derecha de la línea del borde de salida 19. El centro del efecto de presión de esta área de *flap* expandida a la derecha del borde de salida 19 se encuentra más hacia la popa con respecto al eje de cabeceo 39 del vehículo y al centro de gravedad, y, debido a que está a la derecha del centro del vehículo, también actúa contrarrestando el efecto de alabeo de los *flaps* 36 cuando se utilizan para el control de la guiñada. Puede conseguirse una mayor estabilidad de guiñada desplazando el centro de la gravedad del vehículo más hacia la proa y utilizando un perfil aerodinámico reflectante en el cuerpo central 25, a fin de reajustar el vehículo con el suficiente momento de cabeceo morro arriba, al tiempo que se sigue portando una sustentación suficiente con el ala 29 inclinada hacia la popa para obtener la óptima distribución elíptica de la sustentación a lo largo y ancho de toda la envergadura de las alas de la aeronave. En general, se prefiere, para la presente invención, un perfil aerodinámico reflectante en el cuerpo central 25.

Cuando la aeronave está volando con un cierto ángulo de inclinación, la aleta vertical 23 puede también generar momentos de cabeceo alrededor del eje de cabeceo. Normalmente, para la mayoría de las aeronaves, el acoplamiento entre controles no se considera deseable y el efecto de cabeceo de la aleta vertical 23 (si está situada únicamente por encima o por debajo del ala 29) puede ser reducido reclinándola hacia fuera de un modo tal, que su fuerza, que, de otro modo, tendería a producir un momento de elevación o de descenso del morro, es cancelada, respectivamente, por su fuerza de sustentación situada por detrás del centro de gravedad, que provoca, respectivamente, un momento opuesto de descenso o de elevación del morro. Sin embargo, al tener unos timones superior e inferior, la aeronave puede mover los timones de manera diferenciada para crear momentos de cabeceo del vehículo si ello fuera deseable, al tiempo que se neutralizan los momentos de guiñada del vehículo.

G. Cómo conseguir el control del alabeo

El eje de alabeo de esta aeronave se define como perpendicular al eje de cabeceo 39. El control del alabeo se consigue similarmente a otras aeronaves, mediante el uso de los alerones 35 y 40, que pueden ser ampliados en caso necesario por los *flaps* 38 y 36. Puesto que las superficies 35 y 36 tienen un mayor efecto de cabeceo sobre la aeronave que las superficies 38 y 40, los *flaps* 41 y 43 pueden actuar opuestamente a las superficies 35 y 36 para cancelar el efecto de cabeceo. Alternativamente, puede utilizarse únicamente el alerón 40 para pequeños ajustes de alabeo, ya que tiene un escaso efecto alrededor del eje de cabeceo 39.

H. Integración de los motores

Los motores pueden estar emplazados en góndolas bajo, o sobre, el ala, que rotan para mantener el motor apuntado con respecto al viento relativo, o bien los motores pueden haberse construido en el interior del cuerpo central 25. Cuando los motores se construyen dentro del ala, las tomas y las toberas de escape tienen que ser capaces de funcionar en los diferentes ángulos de guiñada, inclinación de la aeronave. Se han desarrollado numerosas toberas de orientación vectorial del escape, tales como las del F-22 Raptor o la versión V/STOL del Joint Strike Fighter, que pueden utilizarse en una solución similar en el presente vehículo. Se han construido también tomas de aire para admitir aire eficientemente desde diferentes direcciones según se requiera para motores construidos en el interior del ala, en esta invención. El F-15 Eagle es un ejemplo de esto en el que la rampa de toma hacia abajo aproximadamente 45 grados para admitir aire de forma eficiente con la aeronave a diferentes ángulos de ataque. Son posibles configuraciones de toma del motor más simples para esta aplicación, puesto que la aeronave no volará, por lo general, supersónicamente con un bajo ángulo de inclinación y, por lo general, no volará despacio con un elevado ángulo de inclinación. Es, generalmente, más fácil integrar motores de reacción dentro del ala de esta ala volante oblicua que en la aeronave de ala oblicua anterior debido a las mayores profundidad y longitud posibles con el cuerpo central 25 de cuerda larga. En los demás aspectos, la integración de los motores en esta invención es similar a las propuestas en alas de superficie enteramente volantes oblicuas.

I. Estabilidad frente al cabeceo y al alabeo

La Figura 2 muestra una línea 1 de $\frac{1}{4}$ de cuerda trazada en línea de puntos, para este vehículo con un ala 29 inclinada hacia la popa. La línea 1 de un cuarto de cuerda del ala 27 inclinada hacia la proa y su zona de transición 15 se encuentran a menos distancia por delante del eje de cabeceo 39 de lo que lo están el cuarto de cuerda del ala 29 inclinada hacia la popa y su zona de transición 13 por detrás del eje de cabeceo 39. Asimismo, las estructuras 29 y 13 inclinadas hacia la popa vuelan en la estela proveniente de todo lo que se encuentra por delante y también tienen un álabe / aleta vertical 23, de tal manera que, cuando pasa una perturbación de mayor densidad, tienden a

ganar más sustentación que las estructuras inclinadas hacia la proa, 15 y 17. Todos estos factores contribuyen a la estabilidad frente al cabeceo del vehículo. En un vuelo de una aeronave de pruebas que tenía un lastre que podía ser desplazado hacia la proa o hacia popa para modificar la posición del centro de gravedad, la aeronave se hizo volar satisfactoriamente con centros de gravedad comprendidos entre, e incluyendo, el 31% y el 39,5% de la cuerda del cuerpo central. Es este un centro de gravedad notablemente hacia la popa. Sin embargo, para mejorar adicionalmente la estabilidad, el ala 27 inclinada hacia la proa puede ser modificada para experimentar una menor sustentación con el ángulo de ataque del vehículo. Por ejemplo, unos pliegues de material compuesto a 45 grados en la superficie superior del ala 25 y unos pliegues a menos 45 grados en la superficie inferior pueden provocar que el ala 27 vea su borde de ataque retorcido hacia abajo cuando el ala 27 es desviada hacia arriba, ya sea por causa de una perturbación de mayor densidad, ya sea porque el vehículo guiña hacia arriba. Otra manera de conseguir el mismo resultado consiste en añadir una punta 51 de ala tal como se muestra en la Figura 3, cuyo centro de presión esté por detrás del eje elástico 55 del ala 27A, de tal manera que, cuando el ala choca con una perturbación de mayor densidad o el vehículo guiña hacia arriba, el ala verá su borde de ataque retorcido hacia abajo. Esto actúa como un sistema de alivio natural de las perturbaciones de mayor densidad y también aumenta la estabilidad frente al cabeceo del vehículo. Esta punta 51 de ala, debido a que no está inclinada en vuelo a alta velocidad, será una estructura muy delgada, como el ala de un F-104, a fin de minimizar la resistencia aerodinámica de compresibilidad. Su otro beneficio es que aumenta la relación geométrica expuesta del vehículo para ángulos de inclinación grandes, al aumentar la envergadura de las alas. Un ala delgada es más pesada que un ala gruesa equivalente, pero, debido a que la punta 51 del ala es una estructura corta con cargas de flexión relativamente bajas, el impacto es mínimo y consigue el mismo incremento de envergadura de alas cuando el vehículo se encuentra con un ángulo de inclinación elevado, que una prolongación alineada significativamente más larga del ala 27A, que tendrá una mayor área superficial y, posiblemente, más peso. Además, al controlar activamente una superficie de alerón 53 situada en esta punta 51 de ala, el ala 27A puede ser activamente retorcida hacia abajo para contrarrestar una perturbación de mayor densidad del aire hacia arriba. También, el hecho de tener el centro aerodinámico de la punta 51 de ala por detrás del eje elástico 55 del ala 27A, proporciona al ala 27A amortiguación y estabilidad frente al retorcimiento. El alerón 53 también puede ser accionado activamente para proporcionar amortiguación adicional del retorcimiento del ala 27A, a fin de retrasar el comienzo del aleteo y desactivar el acoplamiento desestabilizador entre los modos de torsión y de flexión del ala que crea la punta de ala desajustada. Puede utilizarse un sensor para detectar con antelación las perturbaciones de mayor densidad del aire, así como un acelerómetro y un giroscopio de velocidad cerca de la punta de ala, en un sistema de control de circuito cerrado, a fin de minimizar las aceleraciones verticales en la punta de ala y proporcionar una fuerza amortiguadora del movimiento de torsión. La minimización de las aceleraciones verticales en la punta de ala deberá también contribuir a la calidad de marcha de todo el vehículo. Para un ala 27A que no sea muy rígida a la torsión, el alerón 53 siempre trabajará contrariamente a un alerón convencional por cuanto una sustentación adicional en el alerón 53 hace que el ala se retuerza con el borde de ataque hacia abajo, de lo que resulta una pérdida neta de sustentación, en lugar de una ganancia. Sin embargo, las superficies de control 40 y 38 situadas justo por el interior de la punta 51 de ala siguen trabajando de una manera convencional como alerones, y el alerón 52 de la punta de ala puede utilizarse para impedir el retorcimiento del ala que habitualmente provoca la inversión del control en los aviones de transporte de reacción a alta velocidad. Debe comprenderse que la prolongación 51 de la punta de ala del ala inclinada hacia la proa que se ha mostrado en la Figura 3 puede ser utilizada en la configuración mostrada en la Figura 2. Se comprenderá también que el diseño de ala 27 inclinada hacia la proa, más convencional, mostrado en la Figura 2 puede también ser utilizado en la configuración mostrada en la Figura 3.

Se comprenderá también que la aeronave puede tener un sistema como el del bombardero B-2, que es capaz de desplazar combustible entre tanques situados a proa y a popa con el fin de controlar con precisión el centro de gravedad del vehículo en cualquier estado del combustible distinto de cero.

J. Cómo tener una plataforma estable en el suelo y, sin embargo, seguir siendo capaz de rotar para despegar
Existen varios modos de permitir que la aeronave sea muy estable mientras está asentada en el suelo, sobre su tren de aterrizaje, y, con todo, sea capaz de rotar fácilmente para despegar. Este vehículo tiene ya una mejor estabilidad en el suelo que las anteriores aeronaves OAW (alas oblicuas de superficie enteramente volante –“Oblique All Wing” –), puesto que el vehículo está más repartido a proa y a popa con respecto al eje de cabeceo 39, lo que permite una base de las ruedas potencialmente más larga y una capacidad de momento de cabeceo mayor. El vehículo tiene también un momento de inercia menor en los ejes de alabeo y de cabeceo debido a una menor envergadura de alas y a que el peso del vehículo está más concentrado cerca de la línea central.

El uso de la aleta vertical 23 para dirigir la fuerza lateral puede ser encaminado a que la aeronave no tenga que encabritarse significativamente al aterrizar, y, como resultado de ello, pueda tener un tren de aterrizaje más corto. Puede utilizarse también el empuje del motor para ayudar a hacer guiñar hacia arriba la aeronave para el despegue, ya sea con una línea de empuje situada por debajo del centro de gravedad del vehículo, ya sea desviando hacia arriba el escape de los motores por detrás de los bujes del tren de aterrizaje trasero. Otra solución consiste en disponer uno o más tirantes del tren de aterrizaje bien por detrás del centro de gravedad del vehículo, a fin de proporcionar una buena estabilidad sobre el suelo, pero de forma que estos puedan ser completa o parcialmente retraídos durante la carrera de despegue, antes que los demás tirantes de tren de aterrizaje, al objeto de permitir una fácil rotación. Se prefiere, generalmente, una separación entre trenes de aterrizaje amplia en el caso de que las

pistas de despegue y las pistas de correteo estén adaptadas a ello, para una mayor estabilidad sobre el suelo y también para que sea menos probable que la punta del ala inclinada hacia la popa contacte con el suelo, especialmente porque puede ser deseable hacer que cierta parte de la aleta vertical / álabes 23 se extienda por debajo del ala.

5 En caso de que el vehículo tenga todos sus bujes de tren de aterrizaje dirigibles, la aeronave puede corretear según su dirección longitudinal, lo que le hace posible introducirse en espacios reducidos y permite a la aeronave estacionarse de forma apretada, cerca de otras aeronaves similares.

10 La presente invención tiene también otras ventajas potenciales. A alta velocidad, la aeronave puede guiñar hacia un ángulo de inclinación pequeño con el fin de conseguir, potencialmente, una alta capacidad de maniobra y una elevada resistencia aerodinámica de compresibilidad, tal como durante un combate aéreo, para ralentizarse y girar rápidamente con el fin de forzar a un adversario a disparar por delante de su posición. También, a baja velocidad, la aeronave puede guiar hacia un ángulo de inclinación grande para aumentar la resistencia aerodinámica inducida, tal como durante una aproximación para aterrizar, a fin de conseguir un ángulo de pendiente de planeo más acusado.

15 La aeronave es capaz también, potencialmente, de desenvolverse mejor con viento lateral en el aterrizaje que otras aeronaves.

20 Si bien se ha mostrado una aeronave enteramente de ala y esta es, con mucho, la realización preferida de esta invención, debe exponerse que esta invención es asimismo aplicable también a una configuración de ala oblicua y fuselaje. En ese caso, se monta un fuselaje preferiblemente bajo el ala oblicua de esta invención, similarmente a la aeronave anterior de ala oblicua / fuselaje.

25 Otras muchas variantes de la aeronave de la invención, dentro del alcance de las reivindicaciones que se acompañan, se les ocurrirán a los expertos de la técnica a la luz de la anterior descripción. Como pueden realizarse diversos cambios en las construcciones anteriores sin apartarse del alcance de la invención, es la intención que toda la materia contenida en la anterior descripción o mostrada en los dibujos que se acompañan sea interpretada como ilustrativa, y no en un sentido limitativo.

REIVINDICACIONES

- 1.- Una aeronave enteramente de ala oblicua, diseñada con una relación entre área superficial y volumen reducida, de tal manera que dicha aeronave que tiene un ala oblicua comprende:
- 5 un segmento (27) de ala inclinado hacia la proa, en uno de los lados del ala, y un segmento (29) de ala inclinado hacia la popa, en el lado opuesto del ala, y está **caracterizada por que** comprende, adicionalmente: una sección central de perfil aerodinámico oblicua (25), que une dichos segmentos de ala inclinados hacia la proa y hacia la popa, de tal manera que dicha sección central de perfil aerodinámico oblicuo (25) tiene una longitud de cuerda más grande cerca de su línea central que la longitud de cuerda a cada uno de dichos segmentos (27, 29) de ala inclinados hacia la proa y hacia la popa; de tal modo que la longitud de cuerda de dicha sección central de perfil aerodinámico oblicua (25) se estrecha más rápidamente que dichos segmentos de ala inclinados hacia la proa o hacia la popa, a medida que dicha sección central de perfil aerodinámico oblicua (25) se extiende hacia fuera en dirección a dichas alas (27, 29) inclinadas hacia la proa o hacia la popa; de tal manera que dicha sección central de perfil aerodinámico oblicua (25) no se ha conformado únicamente como una transición circular para llenar el espacio de separación existente entre un ala oblicua y un fuselaje en diferentes ángulos de ala oblicua; de tal modo que dicha sección central de perfil aerodinámico no es una segunda ala en una configuración de alas en X.
- 20 2.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 1, en la que el borde de ataque de dicho segmento (29) de ala inclinado hacia la popa está inclinado menos que el borde de ataque del lado de popa de dicha sección central de perfil aerodinámico oblicua (25).
- 25 3.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 1, en la que el segmento (27) de ala inclinado hacia la proa tiene una incidencia mayor que la sección central de perfil aerodinámico y el segmento (29) de ala inclinado hacia la popa.
- 30 4.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 1, en la que toda o parte de la línea de media cuerda de dicha sección central de perfil aerodinámico oblicua (25) está más fuertemente inclinada que la línea de media cuerda del segmento (27) de ala inclinado hacia la proa.
- 35 5.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 4, en la que toda o parte de dicha línea de media cuerda de dicha sección central de perfil aerodinámico oblicua (25) está inclinada más de 10 grados más que la línea de media cuerda del segmento (27) de ala inclinado hacia la proa.
- 40 6.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 4, en la que toda o parte de dicha línea de media cuerda de dicha sección central de perfil aerodinámico oblicua (25) está inclinada más de 15 grados más que la línea de media cuerda del segmento (27) de ala inclinado hacia la proa.
- 45 7.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 4, en la que toda o parte de dicha línea de media cuerda de dicha sección central de perfil aerodinámico oblicua (25) está inclinada más de 20 grados más que la línea de media cuera del segmento (27) de ala inclinado hacia la proa.
- 50 8.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 1, en la que más del 25% del área total de la forma en planta puede caber dentro del círculo más grande que puede trazarse completamente encima del área de la forma en planta.
- 55 9.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 1, en la que más del 33% del área total de la forma en planta puede caber dentro del círculo más grande que puede trazarse completamente encima del área de la forma en planta.
- 60 10.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 1, en la que más del 40% del área total de la forma en planta puede caber dentro del círculo más grande que puede trazarse completamente encima del área de la forma en planta.
- 65 11.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 1, en la que más del 50% del área total de la forma en planta puede caber dentro del círculo más grande que puede trazarse completamente encima del área de la forma en planta.
- 12.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 1, en la que más del 50% del contorno el ala en su forma en planta está compuesto esencialmente por dos conjuntos de líneas paralelas.
- 13.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 1, en la que el borde de ataque de dicho segmento (29) de ala inclinado hacia la popa está menos inclinado que el borde de ataque de la zona de transición hacia la popa de dicha sección central de perfil aerodinámico oblicua (25).

5 14.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 13, en la que un *flap* (41, 43) de borde de ataque, fijado a la zona de transición hacia la popa, en la sección central de perfil aerodinámico oblicua (25), se extiende hacia fuera en la dirección del segmento (27) de ala inclinado hacia la proa, y a popa con respecto a una línea descrita por el borde de salida de la zona de transición hacia la proa.

15.- La aeronave de ala oblicua de acuerdo con la reivindicación 1, en la que se utilizan perfiles aerodinámicos de flujo laminar en los segmentos (27, 29) de ala inclinados hacia la proa o hacia la popa.

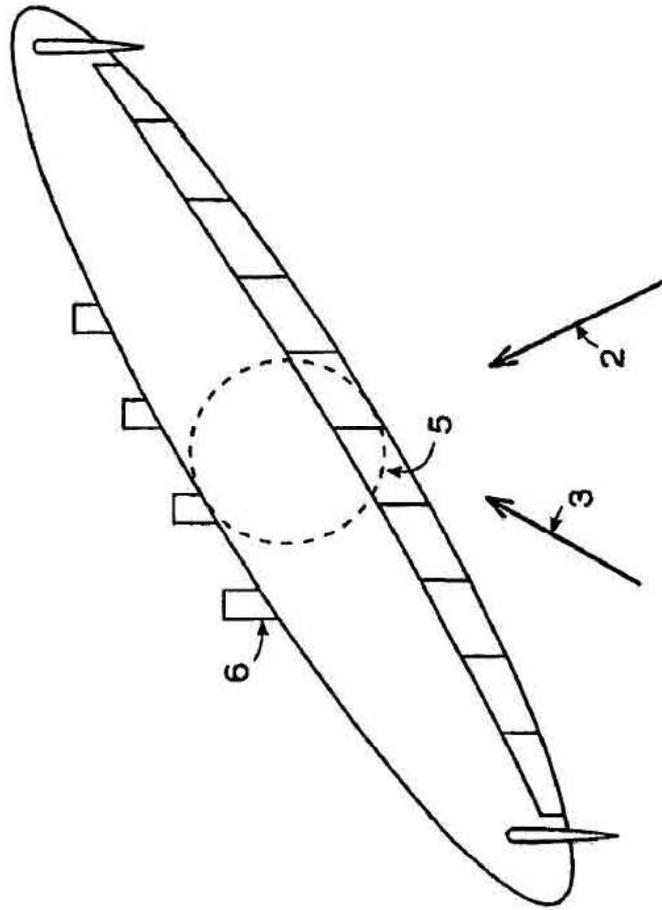
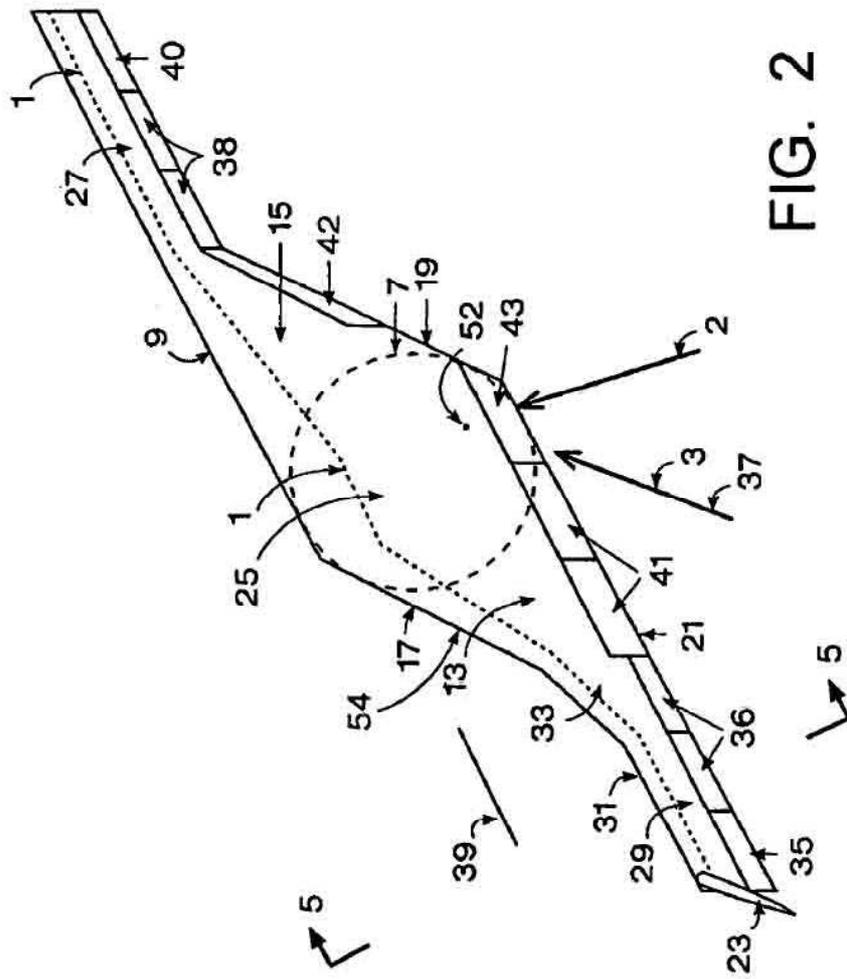


FIG. 1
(TÉCNICA ANTERIOR)



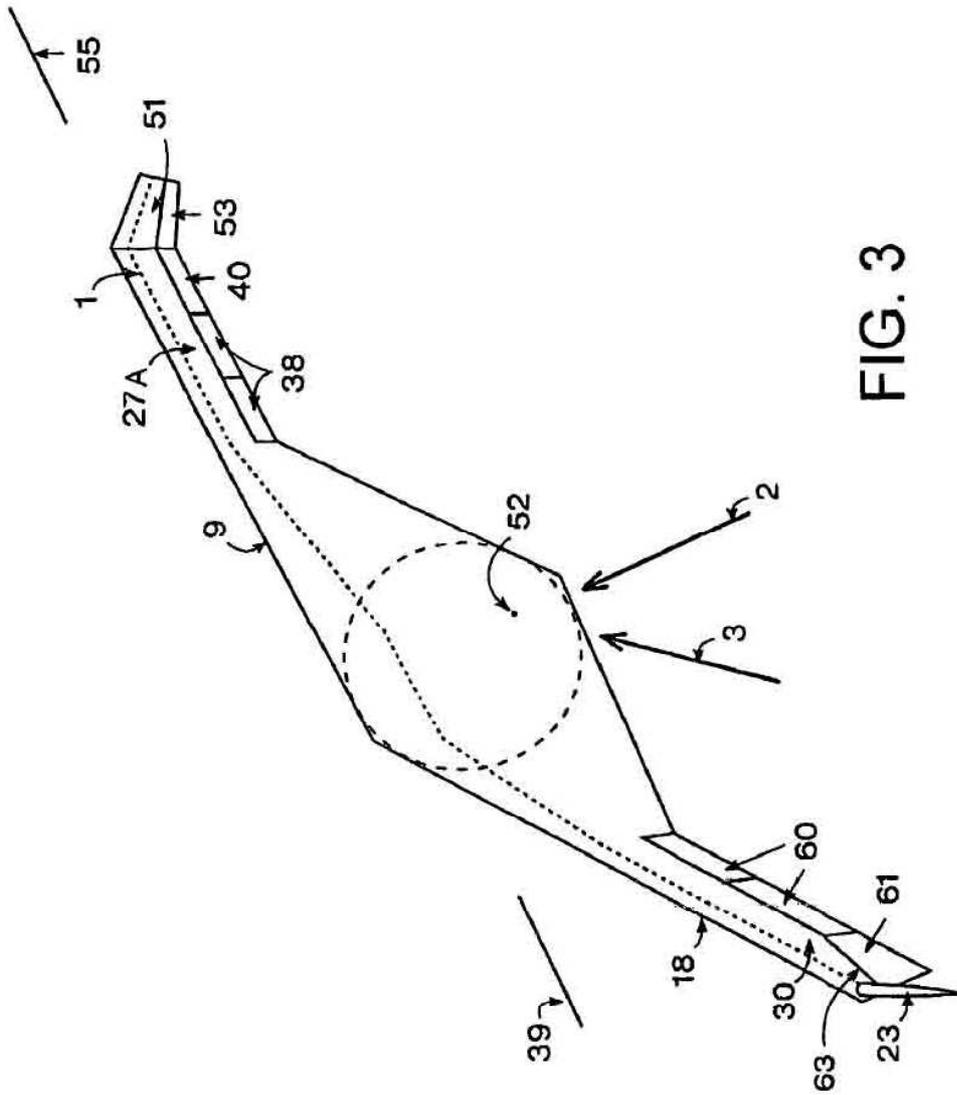


FIG. 3

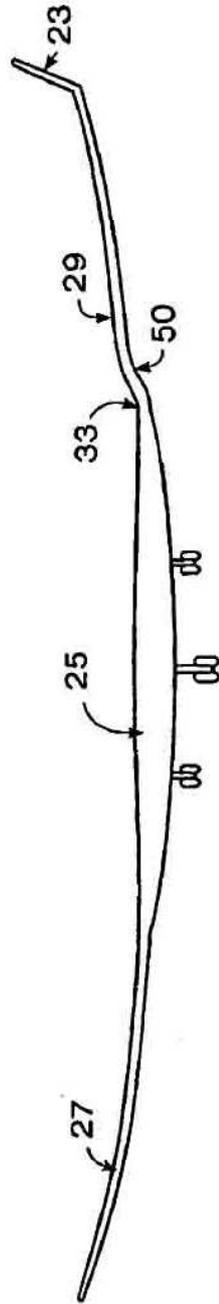


FIG. 4

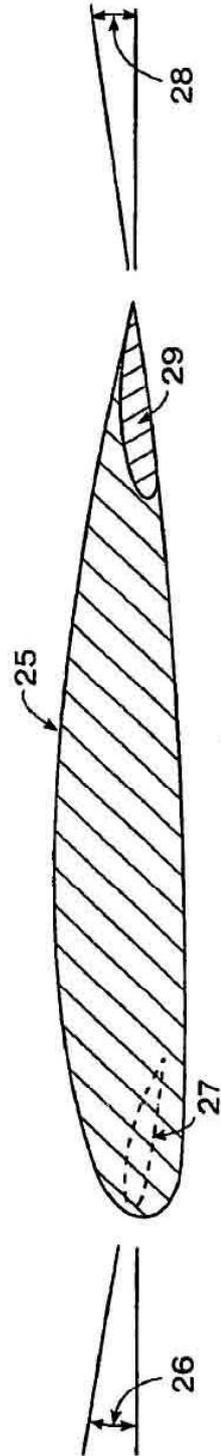


FIG. 5