

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 564 078**

51 Int. Cl.:

B64C 3/10 (2006.01)

B64C 7/00 (2006.01)

B64C 9/18 (2006.01)

B64C 9/24 (2006.01)

B64C 30/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **17.10.2007 E 07874420 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **27.01.2016 EP 2081821**

54 Título: **Avión supersónico**

30 Prioridad:

18.10.2006 US 852929 P

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

17.03.2016

73 Titular/es:

**AERION CORPORATION (100.0%)
1325 AIRMOTIVE WAY, SUITE 370
RENO, NV 89502, US**

72 Inventor/es:

**CHASE, JAMES D.;
HENDERSON, MICHAEL y
STURDZA, PETER**

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 564 078 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

Avión supersónico

5 ANTECEDENTES DE LA INVENCION

La presente invención se refiere en general a configuraciones de alas de avión de flujo laminar, eficientes, supersónicas. Más específicamente, se refiere a mejoras en las siguientes áreas de configuración:

- 10 a) "strake" (prolongación del borde de ataque del ala),
- b) punta de ala recortada ("raked") (no reivindicada),
- c) unión ala-strake con carenado de unión ("fillet") invertido,
- d) flap (alerón) de borde de ataque interior,
- e) flap simple-intradós híbrido (no reivindicado).

15 Ciertas patentes de Estados Unidos concedidas a Richard Tracy describen un ala de flujo laminar para vuelo supersónico eficiente (Nos. 5.322.242, 5.518.204, 5.897.076 y 6.149.101). Desarrollos recientes han conducido a cinco áreas de mejora, que benefician principalmente a las características de baja velocidad de una avión que usa el ala. El ala descrita en las patentes anteriores de Tracy tiene un perfil aerodinámico biconvexo modificado agudo, con un barrido de borde de ataque menor de aproximadamente 30 grados con el fin de mantener una onda de choque adherida en condiciones de crucero supersónico, y una relación espesor-cuerda (t/c) de aproximadamente el 2% o menos como un promedio a lo largo de la envergadura sobre la mayor parte del ala. Esta última excluye una zona cerca del extremo interior, que puede ser más gruesa, hasta aproximadamente una relación t/c del 4% en combinación con la regla del área del fuselaje.

25 Hay diversas características únicas del ala de flujo laminar supersónico que plantean desafíos, especialmente en vuelo a baja velocidad. Estas incluyen su borde de ataque agudo que causa una "burbuja" de separación a casi cualquier ángulo de ataque en vuelo subsónico, su perfil aerodinámico extremadamente delgado que impone una penalización de peso estructural debido a que se incrementa la relación de aspecto, y el borde de ataque no barrido que limita la eficacia de la aplicación de "la regla del área" al ala-cuerpo para minimizar la resistencia de onda supersónica. Estas (y otras características) son exclusivas de ala laminar supersónica y pueden ser mitigadas sustancialmente mediante las siguientes mejoras, actuando de manera individual o conjunta, en combinación con este tipo de ala.

SUMARIO DE LA INVENCION

35 Dos de dichas mejoras utilizan características que han sido usadas en el diseño de aviones, pero no en conjunción con el ala de flujo laminar supersónico bajo consideración. Estas son un strake y una punta recortada. Tres características adicionales son exclusivas del ala laminar supersónica. Estas son un "carenado de unión invertido", un flap desplegable en el extremo interior del borde de ataque, y un sistema de flap simple-intradós híbrido.

40 La invención se define en las reivindicaciones adjuntas.

STRAKE

El strake es una parte de alto barrido del ala entre el fuselaje y el extremo interior del panel de ala principal no-barrido. El borde de ataque del strake es barrido preferiblemente hacia la parte delantera del ala a una intersección con el fuselaje, y su borde de salida puede ser una continuación del borde de ataque del ala exterior, o puede ser barrido más a popa a una intersección de fuselaje. Preferiblemente, el borde de ataque tiene un barrido mayor que el ángulo de Mach a la velocidad máxima de crucero supersónico con el fin de tener un "borde de ataque subsónico". Esta condición asegura una onda de choque no adherida y permite que el borde de ataque del strake sea algo romo y combado para una menor resistencia aerodinámica supersónica, y una mayor capacidad de sustentación a baja velocidad del ala, o su "coeficiente de sustentación" máximo.

50 El strake realiza diversas funciones además de aumentar la sustentación máxima en la presente solicitud, mientras afecta positivamente al rendimiento de crucero supersónico. Estas son las siguientes: 1. Aumenta la envergadura del ala para una mejor eficiencia de sustentación con una menor penalización de peso estructural, 2. Mejora la distribución longitudinal del fuselaje y el área de sección transversal del ala y el fuselaje para una menor resistencia de onda supersónica, 3. Proporciona volumen adicional para el combustible en la parte delantera del avión, 4. Crea un torbellino a ángulos de ataque moderados y altos en vuelo subsónico que tiende a mantener el flujo adherido a la superficie superior del ala interior para una mejor sustentación y una mejor calidad del flujo de entrada del motor, 5. Ayuda a mantener el flujo laminar sobre la parte interior del ala, y 6. Proporciona un punto estructural fuerte para el montaje del tren de aterrizaje y espacio para la retracción del tren.

60 PUNTA RECORTADA
(No reivindicado)

La "punta recortada es un borde lateral de gran barrido, o punta de ala, del ala, que puede tener un borde afilado o ligeramente romo siempre que su barrido sea mayor que el ángulo de Mach a la velocidad de crucero máxima. La punta proporciona dos atributos importantes al tipo de ala bajo consideración.

5 Aumenta la envergadura y, de esta manera, la relación de aspecto sin tanta área mojada causante de resistencia aerodinámica asociada y flexión estructural como tendría una punta redondeada o roma convencional. Más importante aún, en vuelo a baja velocidad genera un torbellino "enrollado" hasta en ángulos de ataque moderados, que permanece adherido a la superficie superior de la punta del ala. El torbellino de punta adherido retarda el crecimiento de la burbuja de separación del borde de ataque y la consiguiente pérdida de sustentación sobre la parte exterior del ala. Esto, a su vez, aumenta la sustentación máxima del ala y previene, o retarda, el movimiento interior del torbellino de punta asociado con la pérdida de sustentación del ala externa. El resultado es una menor derivada de la deflexión de flujo hacia abajo con respecto al ángulo de ataque sobre la cola horizontal, proporcionando una mayor estabilidad longitudinal y una menor tendencia al cabeceo hacia arriba.

15 **CARENADO DE UNIÓN INVERTIDO**

En la mayoría de los aviones, la unión ala-strake (o ala-fuselaje) es sometida a un tratamiento detallado en forma de un "carenado de unión" o superficie cóncava que se mezcla suavemente con las superficies de las alas y el fuselaje. Este carenado de unión está asociado generalmente con una curva cóncava en una vista en planta entre el borde de ataque y el fuselaje.

20 Para el ala de flujo laminar, la necesidad de evitar un flujo transversal excesivo en la capa límite puede ser muy difícil en la unión del borde de ataque del ala al strake (o al fuselaje), debido a que la gran deflexión de flujo hacia arriba en la unión causa ondas de Mach (alteraciones de presión) y gradientes de presión localmente más altos en la dirección de la cuerda sobre la superficie del ala. Estos efectos pueden causar niveles localmente críticos de flujos transversales en la capa límite que, a su vez, pueden desestabilizar el flujo laminar sobre una parte sustancial del ala interna, resultando en una capa límite turbulenta y una mayor resistencia a la fricción superficial. Sin embargo, al hacer el perfil del borde de ataque convexo en la unión al strake (o al fuselaje), a fin de eliminar, o incluso invertir ligeramente, de manera local el barrido en la unión del strake, los flujos transversales pueden reducirse a niveles no críticos y puede reducirse sustancialmente la transición a la turbulencia.

30 **FLAP DE BORDE DE ATAQUE INTERIOR**

Una segunda consecuencia de la fuerte deflexión de flujo hacia arriba cerca de la unión del borde de ataque con el strake (o el fuselaje), en combinación con el borde de ataque agudo es un aumento prematuro de la "burbuja" de separación del borde de ataque, que conduce a una pérdida temprana de sustentación sobre la parte interior del ala. Esto resulta en un retardo de la sustentación máxima a altos ángulos de ataque. Los flaps de borde de ataque de envergadura completa pueden retardar la formación y el crecimiento de la "burbuja" del borde de ataque, pero dichos dispositivos son mecánicamente torpes con el borde de ataque muy delgado y afilado del ala laminar, y son difíciles, si no imposibles, de implementar sin ningún hueco o perturbación superficial que impediría el flujo laminar.

40 Una solución más práctica es un flap de borde de ataque que se extiende sobre sólo el 15%, aproximadamente, del interior de la envergadura del panel de fuera del strake o el fuselaje. Ensayos propietarios han demostrado que dicho dispositivo, por ejemplo un flap Kruger que se extiende delante del borde de ataque, es muy eficaz en este tipo de ala. Puede ser desplegado desde el strake (o el fuselaje) con un mínimo de mecanización en el borde de ataque mediante diversos medios, tales como moviendo el flap lateralmente desde una cavidad en el strake (o el fuselaje), o girándolo alrededor de un eje de pivote vertical desde una posición de almacenamiento en el strake (o el fuselaje).

45 **FLAP SIMPLE-INTRADÓS HÍBRIDO**
(No reivindicado)

50 El ala de flujo laminar delgada no es adecuada para flaps ranurados de múltiples elementos, flaps ranurados Fowler, o incluso flaps "zap", debido a la falta de espacio interior y la inconveniencia de articulaciones y pistas exteriores. Por estas razones, un flap de borde de ataque articulado simple es el enfoque más práctico. Sin embargo, el incremento de la sustentación que puede generarse, especialmente con el ala con borde de ataque agudo, está limitado por la separación de la superficie superior del flap.

55 Un flap de intradós simple (solamente se desvía la superficie inferior) tiene una capacidad de sustentación máxima ligeramente mayor que un flap simple, pero con una penalización en la resistencia aerodinámica. En cualquier caso, un flap de intradós no sería compatible con la necesidad de pequeñas cantidades de desviación del flap para un crucero subsónico y transónico eficiente, requerido para la mayoría de las aplicaciones del ala supersónica laminar.

60 Para este tipo de ala, una combinación híbrida de flap de intradós y flap simple ofrece ventajas únicas. El flap de intradós híbrido está configurado de manera que una parte de la superficie inferior del flap pueda desviarse hacia abajo con relación al flap simple. La línea de articulación del flap de intradós puede estar ubicada conjuntamente con la

5 articulación del flap simple, o preferiblemente a popa del mismo, cerca de la mitad de la cuerda del flap simple. Cuando está desviado, el flap de intradós retarda la separación en la superficie superior del flap simple mediante la reducción de la presión de estela y la reducción del gradiente de presión adverso en el borde de salida de la superficie superior del flap. Debido a que las partes exteriores del flap simple son las más vulnerables a dicha separación, el flap de intradós mitiga también la pérdida en la punta y la mayor deflexión de flujo hacia abajo que resultaría tal como se ha descrito anteriormente en conexión con la punta recortada.

DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

10 La Figura 1 en la presente memoria muestra un ala, strake, y flap de borde de ataque de una avión supersónico; La Figura 2 es una vista en planta de un ala supersónica que muestra las ubicaciones de la estructura de flap de la Figura 3; y La Figura 3 es una vista en sección de la superficie aerodinámica de ala de un ala de flujo laminar supersónico, que muestra el borde de salida y las estructuras de flap de borde de ataque interior.

15 DESCRIPCIÓN DETALLADA

En los dibujos, el avión 10 supersónica preferida tiene un fuselaje 11, un ala 12 de flujo laminar, delgada, que incluye secciones 12a y 12b de ala izquierda y derecha, motores 13 a reacción aproximadamente cerca de los lados opuestos del fuselaje, y una cola 14.

20 El strake se muestra con el número de referencia 15, como una parte de alto barrido del ala entre el fuselaje 11 y el extremo 16 interior del panel de ala principal de bajo barrido. Otras características del strake han sido detalladas anteriormente.

25 La punta recortada de cada sección de ala se muestra con el número de referencia 17, y tiene características como las descritas anteriormente.

La configuración de carenado de unión invertido, para cada borde de ataque de unión strake-fuselaje, se indica con el número de referencia 19, y tiene las características indicadas anteriormente.

30 Se muestra el flap de borde de ataque interior, para cada sección de ala, indicado con el número de referencia 18, y tiene características como las descritas anteriormente, y puede tener asociación con cavidades en el fuselaje o en el strake.

35 Hay provisto un flap simple-intradós híbrido para cada sección de ala, indicado con el número de referencia 21, y tiene características como las descritas anteriormente, e incluye un flap 21a simple y un flap 21b intradós. Los actuadores adecuados para los flaps se indican esquemáticamente con el número de referencia 35, y pueden tener cavidades de asociación en el fuselaje o en el strake. La línea de articulación para 21b está en 21c.

40 En la Figura 3, la línea de articulación para el flap de intradós puede estar ubicada en o hacia popa con relación a 21c, con respecto al flap 21a simple.

45 En la Figura 3, el flap 21a simple está desviado hacia abajo un primer ángulo con relación a un plano que coincide sustancialmente con el plano del viento y el flap 21b de intradós es desviado hacia abajo un segundo ángulo con relación a dicho plano, en el que el segundo ángulo es mayor que el primer ángulo.

Existen relaciones similares cuando la línea de articulación para el flap de intradós está ubicada en 21c.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Un avión supersónico que incluye un fuselaje (11) y un ala (12) biconvexa, modificada, aguda, que permite el flujo laminar, con un barrido de borde de ataque menor de 30 grados y una relación espesor a cuerda (t/c) del 2% o menor como un promedio a lo largo de la envergadura sobre la mayor parte del ala, excluyendo una zona cerca del extremo interior, que puede ser más gruesa, hasta una relación espesor a cuerda (t/c) de aproximadamente el 4% en combinación con la regla del área, **caracterizada por que** dicha ala está configurada para mejorar el flujo laminar y mejorar la resistencia aerodinámica mediante la inclusión de:
- 10 a) un strake (15) que se extiende delante de la extensión interior del ala; y
 b) una convexidad del borde de ataque del ala en una vista en planta en la unión (19) del strake (15) con el borde de ataque del ala (12).
- 15 2. Avión según la reivindicación 1, **caracterizada por que** dicho strake (15) tiene un barrido de borde de ataque mayor que el ángulo de Mach a la velocidad de crucero supersónica máxima.
3. Avión según la reivindicación 1 o 2, **caracterizada por que** dicho strake (15) tiene un borde de ataque romo y combado.
- 20 4. Avión según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizada por** un eje de pivote asociado con el strake o el fuselaje y por un flap (18) del borde de ataque interior que se extiende sobre menos del 15% del interior de la envergadura del panel de ala posicionado para su despliegue alrededor de dicho eje de pivote.
- 25 5. Avión según la reivindicación 4, **caracterizado por que** dicho flap (18) de borde de ataque interior está posicionado para su despliegue desde un hueco en el strake (15) o el fuselaje (11).

FIG. 1.

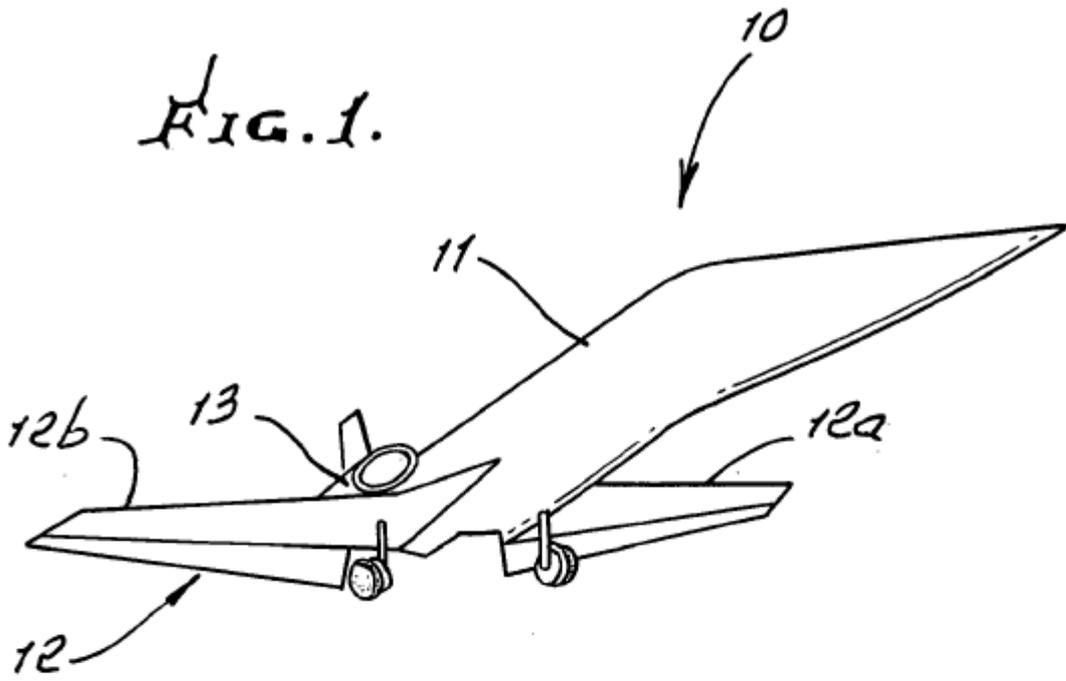


FIG. 3.

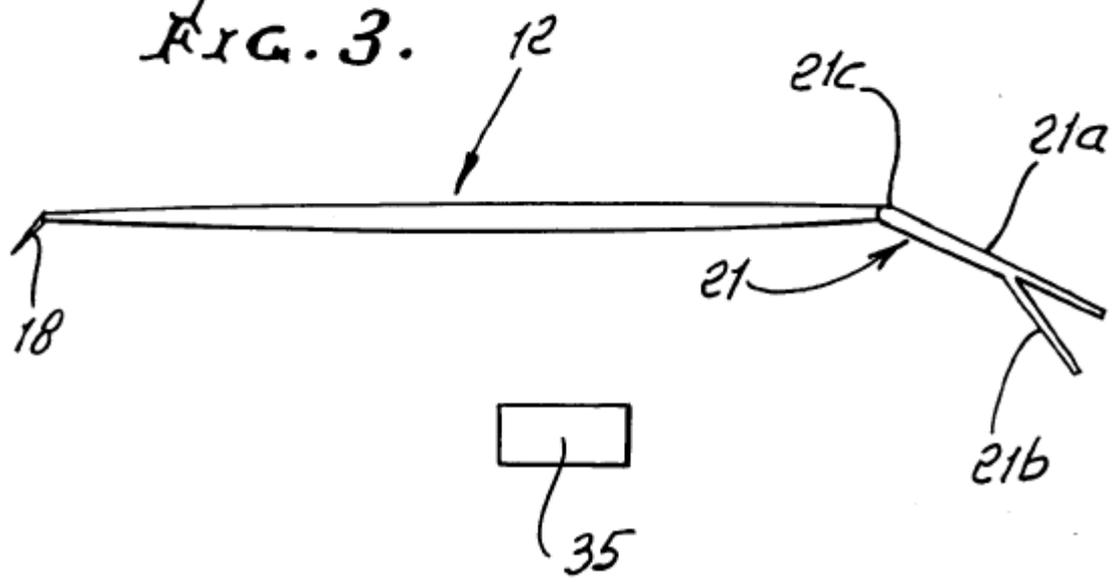


FIG. 2.

