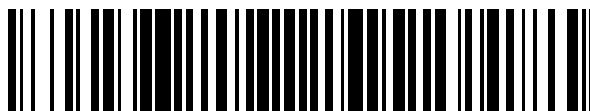


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 623 000**

51 Int. Cl.:

B64C 5/02 (2006.01)

B64C 5/04 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **16.07.2012** **E 12382282 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **18.01.2017** **EP 2687437**

54 Título: **Superficie sustentadora de aeronave con una distribución de flecha variable a lo largo de la envergadura**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
10.07.2017

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS, S.L. (100.0%)
Avda. John Lennon s/n
28906 Getafe, Madrid, ES

72 Inventor/es:

RODRÍGUEZ SÁNCHEZ, SERGIO y
PASCUAL FUERTES, ÁNGEL

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 623 000 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

Superficie sustentadora de aeronave con una distribución de flecha variable a lo largo de la envergadura

Campo de la invención

5 La presente invención se refiere a superficies sustentadoras de aeronaves y, más en particular, a aeronaves con una superficie sustentadora unida a un extremo del fuselaje tal como como un estabilizador horizontal de cola, un estabilizador vertical de cola o una aleta canard.

Antecedentes de la invención

10 El rendimiento del estabilizador horizontal de cola ("Horizontal Tail Plane" o HTP), el estabilizador vertical de cola ("Vertical Tail Plane" o VTP) y otras superficies sustentadoras unidas a los extremos de los fuselajes de las aeronaves es uno de los temas más importantes en el diseño aeronáutico global, porque dichas superficies se utilizan como superficies de control y estabilización que deben proporcionar fuerzas de control y estabilización en todas las condiciones de vuelo.

15 El objetivo de un buen diseño aerodinámico para una superficie sustentadora es el control de las interferencias con el fuselaje que son fuentes de resistencia aerodinámica y pérdida de sustentación. A este respecto, el ángulo de flecha de una superficie sustentadora es una característica clave de su diseño.

En la técnica anterior son conocidas configuraciones de aeronaves con estabilizadores horizontales de cola con flecha hacia adelante y con flecha hacia atrás con ángulos de flecha diferentes. En relación con aeronaves comerciales configuradas con un fuselaje tubular, un ala y, un empenaje con HTP y VTP, tales como el A320 o A380 todas las configuraciones conocidas incluyen HTP/VTP con una distribución de flecha constante a lo largo de su envergadura.

20 En estas configuraciones y a causa de las interferencias con el fuselaje, las secciones interiores del HTP/VTP no trabajan a las mismas condiciones de flujo que las secciones exteriores, proporcionando un ámbito para una optimización adicional. Este efecto es más pronunciado cuando mayor es el cambio del área de la sección transversal del fuselaje trasero a lo largo de la zona a la que está unido el HTP/VTP.

25 Se conoce el documento US6676077 que describe una cola en V para una aeronave que incluye un casco monolítico en una pieza de material compuesto de matriz cerámica en óxido / basada óxido (óxido-CMC) que tiene una zona interior hueca. Un miembro estructural compuesto de grafito se inserta en el área interior hueca y se une al mismo. El casco Óxido-CMC comprende una o más capas de tejido Óxido-CMC que se funden sobre una sustrato grueso de aislamiento rígido de espuma de cerámica para formar el casco monolítico. Una capa exterior de Óxido-CMC se funde adicionalmente con un revestimiento de alta emisividad tal como un vidrio curada de reacción (RCG) para proporcionar radiación de calentamiento por plasma hacia fuera para reducir las temperaturas internas en la cola en V. Una estructura de transición de cajón de torsión está asegurada al elemento estructural compuesto de grafito para interconectar el regulador con un eje actuador del fuselaje de la aeronave. La cola en V es reutilizable y está formado por un número reducido de componentes independientes y pesa menos que las colas en V previamente desarrolladas. El coste de fabricación de la cola en V se reduce utilizando las complejidades reducidas de la herramienta de Óxido-CMC sobre los procesos de fabricación CMC.

40 También se conoce el documento DE19857644 que describe un alerón principal en un fuselaje de la aeronave, para elevación adicional especialmente durante las maniobras de subida y bajada, el alerón está estructurado para que el ala del alerón pueda girar sobre un eje de al menos un lado del fuselaje cerca de la puerta delantera del fuselaje, cuando está estacionado en el suelo. El eje basculante es generalmente paralelo al eje longitudinal del fuselaje del avión. Puede oscilar en un ángulo de 90 grados V 30 grados en una posición de flap.

Finalmente, otro documento conocido es US2439304 que describe una estructura de cola que

Comprende un ala substancialmente de forma ancha en forma de L. La estructura de la cola comprende un ala substancialmente de forma en L. La estructura de ala comprende unas aletas a cada una de las cuales se une de modo abisagrado un estabilizador ajustable.

45 El documento US anterior cubre las características del preámbulo de la reivindicación 1 independiente.

Sumario de la invención

Es el objeto principal de la presente invención proporcionar una superficie sustentadora unida a un extremo del fuselaje de una aeronave optimizada en tamaño según las características de la reivindicación independiente 1.

50 Es otro objeto de la presente invención proporcionar una superficie sustentadora unida a un extremo del fuselaje de una aeronave que tiene una pendiente de la curva de sustentación mejorada a las superficies sustentadoras conocidas.

Estos y otros objetos se consiguen con una superficie sustentadora unida al extremo frontal o al extremo posterior (que tienen una sección transversal de área variable) de un fuselaje de una aeronave con forma tubular que está configurada con un ángulo de flecha variable α en su parte interior y con un ángulo de flecha constante α_1 en su parte exterior.

5 La superficie sustentadora puede ser tanto una superficie sustentadora con flecha hacia atrás como sucede en la mayoría de las aeronaves comerciales como una superficie sustentadora con flecha hacia delante.

10 En una realización para una superficie sustentadora unida al extremo trasero del fuselaje (tal como un HTP o un VTP), el ángulo de flecha α en la parte interior (que es variable a lo largo de su envergadura) es menor que el ángulo de flecha constante α_1 en la parte exterior. La distribución local del número de Mach a lo largo de la envergadura de la superficie sustentadora a causa de la interferencia con el fuselaje (menores números de Mach en la parte interior que en la parte exterior) permiten una reducción del ángulo de flecha en la parte interior que incrementa la pendiente de la curva de sustentación de la superficie sustentadora.

Ventajosamente, el ángulo de flecha variable α en la parte interior de la superficie sustentadora aumenta a lo largo de envergadura. Un incremento progresivo del ángulo de flecha α en la parte interior hasta el valor constante α_1 en la parte exterior proporciona un diseño optimizado de la superficie sustentadora.

15 Ventajosamente, la superficie sustentadora comprende un borde de ataque, un cajón de torsión y un borde de salida y el cajón de torsión comprende largueros frontales y traseros rectos. El ángulo de flecha variable en la parte interior es entonces compatible con un cajón de torsión que comprende largueros rectos.

20 En una realización para una superficie sustentadora unida al extremo frontal del fuselaje (tal como una aleta canard), el ángulo de flecha α en la parte interior (que es variable a lo largo de su envergadura) es mayor que el ángulo de flecha constante α_1 en la parte exterior. El aumento del ángulo de flecha en la parte interior disminuye la pendiente de la curva de sustentación permite demorar los efectos adversos de la compresibilidad y disminuir el ángulo de flecha de la parte exterior.

25 Ventajosamente, el ángulo de flecha en la parte interior de la superficie sustentadora unida al extremo frontal del fuselaje disminuye a lo largo de su envergadura. Una disminución progresiva del ángulo de flecha α en la parte interior hasta el valor constante α_1 en la parte exterior proporciona un diseño optimizado de la superficie sustentadora.

Otras características deseables y ventajas de la aeronave según la invención serán evidentes a partir de la siguiente descripción detallada de la invención y de las reivindicaciones, en relación con las Figuras adjuntas.

Descripción de las figuras

30 La Figura 1 es una vista esquemática en planta de la mitad del extremo trasero del fuselaje de una aeronave conocida con un estabilizador horizontal de cola con flecha hacia atrás.

La Figura 2 es un diagrama Número de Mach vs. Envergadura en el estabilizador horizontal de cola de la Figura 1.

La Figura 3 es una vista esquemática en planta de la mitad del extremo posterior del fuselaje de una aeronave con un estabilizador horizontal de cola con flecha hacia atrás según la presente invención.

35 La Figura 4 es una vista ampliada de la proyección sobre un plano horizontal de una línea por el 25% de la cuerda en la parte interior del estabilizador horizontal de cola según la presente invención.

La Figura 5 es una vista esquemática en planta de la mitad del extremo delantero del fuselaje de una aeronave con una aleta canard con flecha hacia atrás.

La Figura 6 es una vista ampliada de la proyección sobre un plano horizontal de una línea por el 25% de la cuerda en la parte interior de una aleta canard según la presente invención.

40 Descripción detallada de la invención

En lo que sigue se hace una descripción detallada de la invención para un HTP con flecha hacia atrás.

La Figura 1 ilustra una aeronave conocida 9 con un HTP 13 unido al extremo trasero del fuselaje 11.

45 El HTP 13 comprende un borde de ataque 21, un cajón de torsión 25 y un borde de salida 23. El cajón de torsión 25 comprende un larguero frontal 31, un larguero posterior 33, unas costillas 35 y revestimientos superior e inferior rigidizados con largueros (no mostrados). Los revestimientos superior e inferior están unidos al borde de ataque 21 y al borde de salida 23 formando el contorno aerodinámico del HTP 13.

50 El HTP 13 está configurado con un ángulo de flecha constante α_1 hacia atrás, es decir, con un ángulo de flecha constante α_1 mayor de 90° . El ángulo de flecha es el ángulo formado entre el plano de simetría 19 de la aeronave y la línea 17 que proyecta sobre un plano perpendicular al plano de simetría 19 de la aeronave una línea de referencia de puntos situados a 25% de la cuerda local del HTP 13.

El ángulo de flecha de los perfiles aerodinámicos de las aeronaves es una característica de diseño de las aeronaves que vuelan a velocidades cercanas a la velocidad del sonido y está motivada por consideraciones aerodinámicas. La ventaja aerodinámica de un ángulo de flecha hacia atrás es que los efectos adversos de la compresibilidad, causados por una sobre-velocidad del flujo sobre el perfil aerodinámico, que crecen cuando se incrementa el espesor relativo de dicho perfil, dependen principalmente del componente de la velocidad del flujo de aire que es esencialmente perpendicular a la línea del 25% de la cuerda del perfil aerodinámico de la aeronave. Este componente de la velocidad decrece cuando el ángulo de flecha crece (en valores absolutos, bien positivamente para un ángulo de flecha hacia atrás o negativamente para un ángulo de flecha hacia adelante).

Por lo tanto, para una velocidad de vuelo determinada, un perfil aerodinámico con un ángulo de flecha dado estará sometido a menores efectos de compresibilidad. Este efecto permite el uso de un mayor espesor relativo del perfil, definido como la relación entre el espesor máximo del perfil y su longitud en la dirección de vuelo o de la cuerda, y se traduce en un menor peso estructural del perfil aerodinámico debido a una mayor eficiencia estructural. Sin embargo, en el vuelo a alta velocidad que es una característica de la gran aeronave comercial moderna, los perfiles aerodinámicos de un gran espesor relativo magnifican los efectos adversos de la compresibilidad del aire, que puede manifestarse como ondas de choque sobre el perfil aerodinámico con un aumento asociado de la resistencia aerodinámica, pérdida de la capacidad de control y otros fenómenos adversos de vuelo. Por lo tanto, el ángulo de flecha hacia atrás o hacia adelante de los perfiles aerodinámicos sirve para lograr un equilibrio de diseño estructural entre su peso estructural y un rendimiento aceptable en vuelo a velocidades cercanas a la velocidad del sonido.

Sin embargo, analizando el rendimiento del HTP 13 conocido con flecha trasera se ha observado que en algunos casos la distribución del número de Mach M a lo largo de la envergadura S sigue la curva 40 que se muestra en la Figura 2. Las secciones interiores del HTP 13 están trabajando por lo tanto a un menor número de Mach que en el resto de las secciones; por tanto estas secciones no necesitan los valores de ángulo de flecha de las secciones exteriores porque los efectos de la compresibilidad son demorados naturalmente por la interacción con la re-compresión del fuselaje. A modo de un efecto colateral ello causa la reducción de la pendiente de la curva de sustentación del HTP 13 respecto a la que se obtendría hipotéticamente si el número local de Mach fuera constante a lo largo de la envergadura e igual al número de Mach de vuelo.

Se cree que este comportamiento se debe a la interferencia del flujo de aire con el extremo trasero del fuselaje 11 debido a su forma curva (en una vista en planta) y al efecto de la re-compresión que tiene lugar cuando el flujo se acerca al extremo del fuselaje. El efecto es más pronunciado cuanto mayor sea el cambio del área de la sección transversal a lo largo de la zona del fuselaje trasero a la que se une el HTP.

Se puede encontrar un comportamiento contrario en las superficies sustentadoras unidas al extremo frontal del fuselaje ya que el flujo se expande desde el punto de remanso en adelante. Sin embargo eso no sucede en un ala, ya que está unida a un fuselaje de forma cilíndrica donde no tiene lugar ninguna expansión o re-compresión debida a la forma del fuselaje. Ciertamente el fuselaje cilíndrico afecta al flujo en el ala pero este efecto está más relacionado con el cambio de la dirección del flujo que con el cambio en el número local de Mach que tiene lugar típicamente en los extremos trasero y delantero del fuselaje.

La Figura 3 ilustra una aeronave 9 con un HTP 43 unido al extremo trasero del fuselaje 11 configurado según esta invención.

El HTP 43 comprende un borde de ataque 51, un cajón de torsión 55 y un borde de salida 53.

El HTP 43 está configurado con una parte interior 45 que tiene un ángulo de flecha creciente α lo largo de la envergadura y con una parte exterior 47 que tiene un ángulo de flecha constante α_1 , siendo el ángulo constante α_1 mayor que cualquier valor del ángulo de flecha α en la parte interior 45 (ver Figura 4).

Los ángulos de flecha reducidos en la parte interior 45 con respecto al ángulo de flecha de la parte exterior 47 aumentan la pendiente de la curva de sustentación del HTP 43 con respecto al HTP 13 de la técnica anterior permitiendo en consecuencia una reducción de tamaño si este fuera una variable relevante de diseño.

En la realización mostrada en la Figura 3, el cajón de torsión 55, que comprende un larguero frontal 61, un larguero posterior 63, costillas 65 y revestimientos superior e inferior rigidizados por larguerillos (no mostrados), tiene la misma configuración que el cajón de torsión 23 del HTP 13 de la técnica anterior porque la variación del ángulo de flecha en la parte interior 45 con respecto al del HTP 13 no requiere una modificación en la configuración del cajón de torsión. En otras realizaciones, el cajón de torsión 53 puede tener una configuración diferente.

La descripción que venimos de realizar para un HTP con flecha hacia atrás es también aplicable *mutatis mutandi* a un HTP con flecha hacia adelante y a un VTP con flecha hacia atrás/hacia adelante.

Las Figuras 5 y 6 muestran una aleta canard con flecha hacia atrás unida a un extremo frontal 10 del fuselaje en el que el área de su sección transversal se incrementa continuamente a lo largo de su longitud.

La aleta canard 73 está configurada con una parte interior 75 con un ángulo de flecha α decreciente a lo largo de la envergadura y con una sección exterior 77 que tiene un ángulo de flecha constante α_1 , siendo el ángulo de flecha constante α_1 menor que cualquier valor del ángulo de flecha α en la parte interior 75.

5 El ángulo de flecha es el ángulo formado entre el plano de simetría de la aeronave 19 y la línea 70 que proyecta sobre un plano perpendicular al plano de simetría 19 de la aeronave una línea de referencia de puntos situados a 25% de la cuerda local de la aleta canard 73.

10 El incremento del ángulo de flecha en la parte interior 75 con respecto al ángulo de flecha de la parte exterior 77 permite demorar los efectos de la compresibilidad, magnificados por la expansión local de la nariz del fuselaje. La pendiente de la curva de sustentación de la aleta canard 73 puede ser incrementada reduciendo el ángulo de flecha de las secciones exteriores respecto a los valores necesarios en la parte interior, permitiendo la reducción del tamaño de la aleta canard 73 si el tamaño fuera una variable relevante de diseño.

Aunque la presente invención se ha descrito en relación con varias realizaciones, debe entenderse a partir de lo dicho que pueden hacerse combinaciones de elementos, variaciones o mejoras que están dentro del alcance de la invención.

15

20

25

REIVINDICACIONES

- 5 1. Aeronave (9) que comprende un fuselaje de una forma tubular con extremos trasero y frontal (11, 10) con una sección transversal de área variable, un ala unida a la parte central del fuselaje y al menos una superficie sustentadora (43, 73) unida al extremo trasero del fuselaje (11) o al extremo frontal del fuselaje (10), caracterizada porque dicha superficie sustentadora (43, 73) está configurada con un ángulo de flecha progresivamente variable α a lo largo de su envergadura en su parte interior (45, 75) y con un ángulo de flecha constante α_1 en su parte exterior (47, 77).
2. Aeronave (9) según la reivindicación 1, en la que:
- la superficie sustentadora (43) está unida al extremo trasero (11) del fuselaje;
 - el ángulo de flecha variable α en su parte interior (45) es menor a lo largo de su envergadura que el ángulo de flecha constante α_1 en la parte exterior (47).
- 10 3. Aeronave (9) según la reivindicación 2, en la que el área de la sección transversal del extremo trasero (11) del fuselaje disminuye continuamente a lo largo de su longitud.
4. Aeronave (9) según cualquiera de las reivindicaciones 2-3, en la que el ángulo de flecha α en su parte interior (45) aumenta a lo largo de su envergadura.
- 15 5. Aeronave (9) según cualquiera de las reivindicaciones 2-4, en la que la longitud de la parte interior (45) está comprendida entre el 0-70% de la longitud total de la superficie sustentadora (43).
6. Aeronave (9) según cualquiera de las reivindicaciones 2-5, en la que:
- la superficie sustentadora (43) comprende un borde de ataque (51), un cajón de torsión (55) y un borde de salida (53);
 - el cajón de torsión (55) comprende largueros frontal y posterior (61, 63) rectos.
- 20 7. Aeronave (9) según cualquiera de las reivindicaciones 2-6, en la que la superficie sustentadora es un estabilizador horizontal de cola o un estabilizador vertical de cola, con flecha hacia delante o hacia atrás.
8. Aeronave (9) según la reivindicación 1, en la que:
- la superficie sustentadora (73) está unida al extremo frontal (10) del fuselaje;
 - el ángulo de flecha variable α en su parte interior (75) es mayor a lo largo de su envergadura que el ángulo de flecha constante α_1 en la parte exterior (77).
- 25 9. Aeronave (9) según la reivindicación 8, en la que el área de la sección transversal del extremo frontal (10) del fuselaje aumenta continuamente a lo largo de su longitud.
10. Aeronave (9) según cualquiera de las reivindicaciones 8-9, en la que el ángulo de flecha α en su parte interior (45) disminuye a lo largo de su envergadura.
- 30 11. Aeronave (9) según cualquiera de las reivindicaciones 8-10, en la que la longitud de la parte interior (75) está comprendida entre el 0-70% de la longitud total de la superficie sustentadora (73).
12. Aeronave (9) según cualquiera de las reivindicaciones 8-11, en la que la superficie sustentadora es una aleta canard, con flecha hacia delante o hacia atrás.

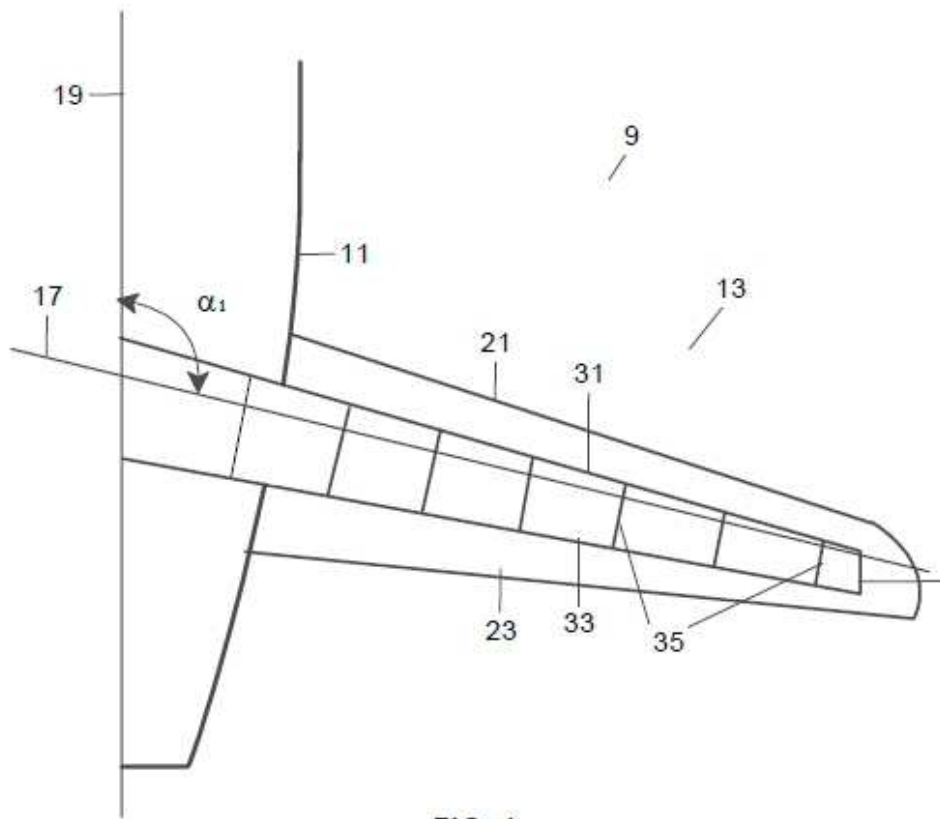


FIG. 1

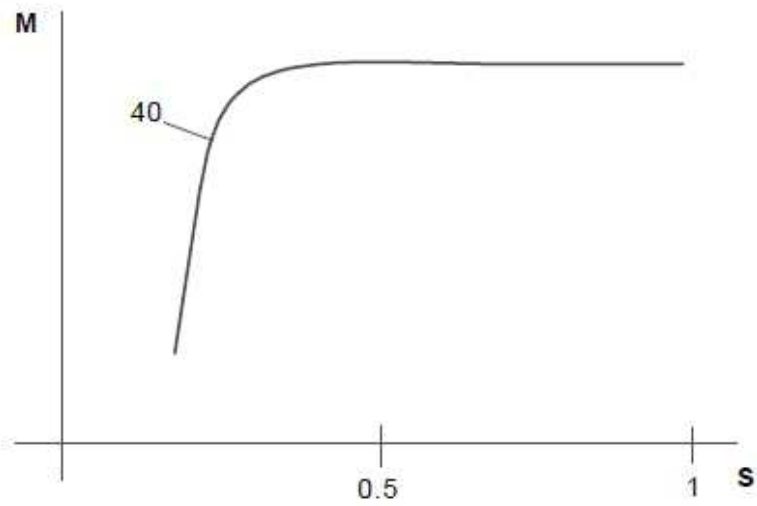
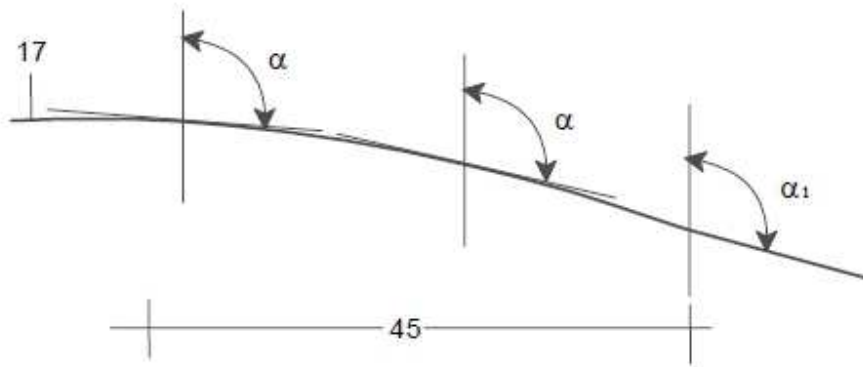
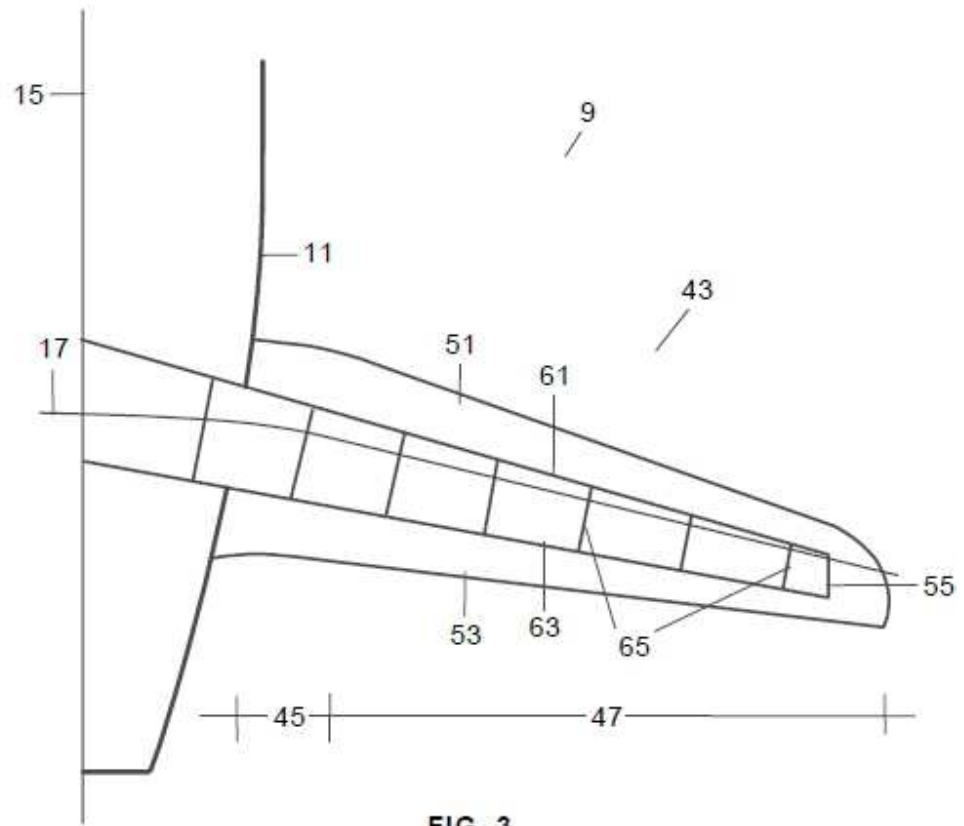


FIG. 2



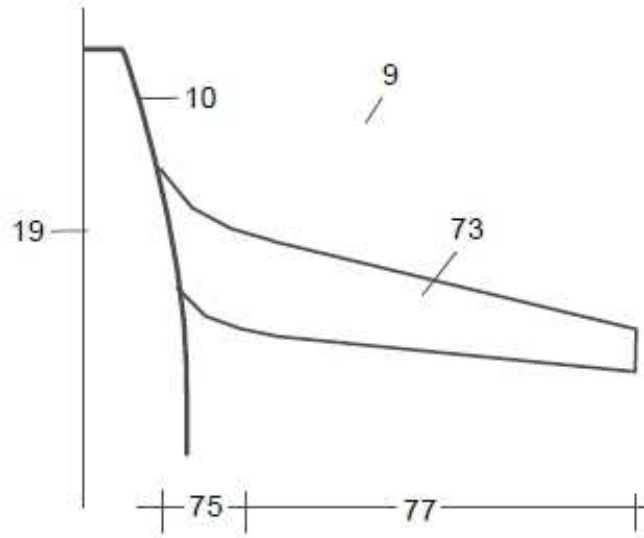


FIG. 5

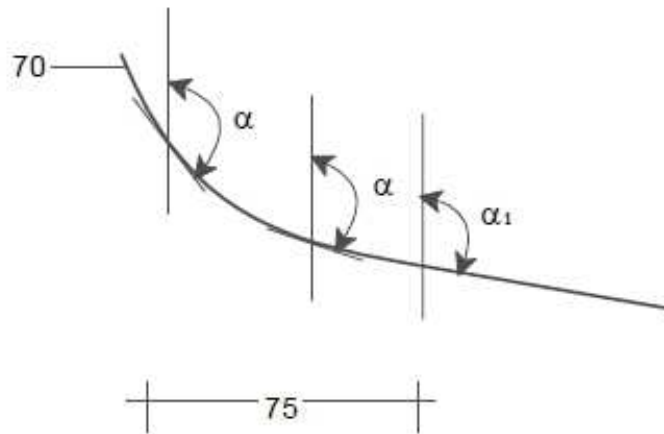


FIG. 6