

25 1737

P - 18.653.

Case 1 "Swallow"

- 2 OCT. 1959



MEMORIA DESCRIPTIVA
para solicitar
P A T E N T E D E I N V E N C I O N
e n
E S P A Ñ A
por VEINTE años

a nombre de VICKERS-ARMSTRONGS (AIRCRAFT) LIMITED, entidad británica, establecida en Vickers House, Broadway, Westminster, Londres, Inglaterra, por:

"UN AERODINO PARA VUELO A VELOCIDADES SUPERSONICAS Y SUBSONICAS BAJAS".

5 El objeto de este invento es proporcionar una forma mejorada de aerodino que pueda ser hecho volar y controlado tanto a velocidades subsónicas como supersónicas, y que pueda también ser lanzado y hecho aterrizar a una velocidad menor que la que se ha considerado, hasta ahora, en aeronaves diseñadas para vuelo supersónico.

Según el invento un aerodino que cumple estas condiciones comprende esencialmente un ala delantera en forma de delta,

251737



en planta, y dos alas principales que se extienden respectivamente desde las extremidades de la base de la misma, siendo ajustable la flecha de las citadas alas principales durante el vuelo.

5 Cuando dicho aerodino está en vuelo horizontal uniforme, el momento de cabeceo debido a las fuerzas sustentación ejercidas sobre el ala delantera actúa en sentido opuesto al debido a las fuerzas de sustentación ejercidas sobre las alas principales para obtener equilibrio. La estabilidad de cabeceo puede mantenerse porque el momento de cabeceo debido a la sustentación sobre las alas
10 principales cambia con el cambio de ángulo incidencia más rápidamente que lo hace el momento de cabeceo debido a la sustentación sobre el ala delantera en forma de delta y en el sentido opuesto.

Un aerodino como se ha descrito anteriormente comprende esencialmente un elemento de sustentación que está articulado para
15 formar un ala delantera y dos alas principales, siendo el ala delantera de forma como de delta y extendiéndose las alas principales desde las extremidades de la base del ala delantera, siendo dichas alas principales capaces de movimiento entre una posición desplegada para velocidades subsónicas y una posición plegada para
20 velocidades supersónicas en las que sus bordes de ataque están sustancialmente alineados con los respectivos bordes de ataque del ala delantera. Cuando las principales alas están desplegadas, la configuración posee en esencia relativamente gran envergadura, y en su centro está la formación en forma de delta que se extiende
25 hacia delante compuesta por el ala delantera. Cuando las alas principales están plegadas, toda la configuración se ajusta en planta aproximadamente a la forma de un triángulo isósceles que tiene un ángulo de vértice afinado, Aunque las posiciones extremas de despliegue y retracción se escogen para proporcionar las configuraciones óptimas para velocidades subsónicas bajas y supersónicas
30

251737



altas, respectivamente, las alas principales pueden ajustarse para dar cualquier forma en planta entre estos dos extremos. El objeto de ajustar la flecha de las alas principales es obtener el mayor valor posible de la relación sustentación/arrastre en todas las condiciones de velocidad y altura.

La manera como puede llevarse el invento a la práctica se describe en lo que sigue más completamente con referencia a los dibujos diagramáticamente adjuntos, en los que las Figuras 1, 2 y 3 son, respectivamente, una planta, un alzado de frente y un alzado lateral de aerodino mejorado en una posición de vuelo a baja velocidad, y las figuras 4, 5 y 6 son, respectivamente, vistas similares a las figuras 1 a 3, que muestran al aerodino una posición supuesta de vuelo a velocidades supersónicas. La figura 7 es una vista fragmentaria en sección transversal, dibujada a una escala mucho mayor, que ilustra la manera en que el elemento sustentador está dividido en secciones que están destinadas a girar relativamente entre sí para el ajuste de su ángulo diedro lateral cuando las alas principales son ajustadas desde una posición de baja velocidad a una posición de alta velocidad o viceversa; en esta figura las secciones del ala delantera se muestran en las posiciones relativas ocupadas con respecto al eje longitudinal para velocidades bajas. La figura 8 es una vista similar a la figura 7, que muestra las posiciones relativas ocupadas por las secciones del ala delantera para alta velocidad. La figura 9 es una planta en sección de la estructura mostrada en las figuras 7 y 8. La figura 10 es una vista similar a la figura 7 (a escala menor), que ilustra el uso de una configuración de cuerpo de doble "burbuja". La figura 11 es un detalle fragmentario de la vista en planta de la figura 4, que muestra la estructura del larguero de las alas principales.

Como se verá de los dibujos, el aerodino comprende un ele-

mento sustentador dividido a lo largo de su eje longitudinal, marcado X—X, en dos secciones que están, cada una, articuladas en C para formar una parte delantera A y una parte trasera B. Las dos partes delanteras A están separadas por un componente D, que se ajusta externamente a un sólido de revolución generado en torno al eje XX, confundiendo tangencialmente dichas partes delanteras A con el morro finamente puntiagudo de componente A a ambos lados del mismo. El ala delantera a la que anteriormente se ha hecho referencia están constituida por una combinación de las partes A y dicho componente D, formado en planta una superficie continua en forma de delta desde las extremidades de la base, de la cual las partes posteriores B se extienden como alas principales que pueden ser hechas girar en torno a los ejes C entre una posición desplegada como se muestra en las figuras 1 a 3 y una posición en flecha como se muestra en las figuras 4 a 6.

La posición desplegada de las alas principales B; en la que el aerodino posee gran envergadura y una alta relación de aspecto, presenta la configuración óptima para el vuelo a velocidades subsónicas bajas, más especialmente para el despegue, aterrizaje y otras maniobras de baja velocidad. Cuando las alas principales B están retiradas a la posición mostrada en la figura 4, forman dos prolongaciones hacia atrás de las partes A delanteras combinadas en forma de delta, de modo que los bordes de ataque B1 de las alas principales B están sustancialmente alineados con los bordes de ataque A1 de las partes delanteras A, ajustándose toda la configuración, en planta, a la forma de un triángulo isósceles que tiene un ángulo de vértice afinado, y ajustándose las alas principales B a un ángulo de flecha que dará la mayor relación posible de sustentación/arrastre de acuerdo con las condiciones de velocidad y altura. Cualquier forma intermedia de planta, que pueda necesitarse para alterar la



relación de sustentación/arrastre para combinaciones diferentes, puede obtenerse mediante un ajuste adecuado de la flecha.

Es sabido que una aeronave que consista únicamente en un cuerpo en forma de delta es inestable direccionalmente y en cabeceo, y que dicha aeronave hasta ahora solamente ha sido hecha práctica por la provisión de un estabilizador o estabilizadores verticales, para la estabilidad direccional, y de flaps y miembros similares pivotados a lo largo del borde salido del delta para la estabilidad del cabeceo. Esta disposición es desventajosa, entre otras cosas, (a) porque el corto brazo de palanca a través del cual dichos miembros desarrollan sus momentos estabilizadores requiere que aquellos sean de gran area superficial y (b) porque se encuentra que la aeronave debe siempre volar con los miembros estabilizadores del cabeceo penetrando en la corriente de aire, de modo que los efectos de arrastre debidos a fricción y sustentación aumentan sustancialmente. La adición de alas principales a un ala delantera en forma de delta, en la manera propuesta por el presente invento, permite que se obtenga estabilidad direccional por el uso de superficies que producen poco arrastre, mientras que la estabilidad inherente del cabeceo sigue automáticamente del hecho de que el momento de cabeceo debido a la sustentación sobre las alas principales cambia más rápidamente que lo hace el momento de cabeceo debido a la sustentación sobre el ala delantera. El invento no solamente asegura las características esenciales de la estabilidad direccional, y de cabeceo, inherentes, sino que mejora también la relación de sustentación/arrastre, puesto que la adición de alas principales contribuye sustancialmente a la sustentación total en comparación con los órganos de cola que producen arrastre que degradan la relación de sustentación/arrastre de aeronaves corrientes y en delta.

El uso de un ala delantera en forma de delta proporciona

una ventaja adicional que es de la mayor importancia, a saber, que proporciona una base ancha a través de la cual pueden espaciarse los pivotes C. Por estos medios es posible aumentar la envergadura de la aeronave y si, como en la realización ilustrada del invento, es posible ajustar la flecha de las alas principales, este ajuste puede efectuarse sin comunicar las desventajas, tales como pérdida de superficie o interferencia mutua de las alas principales, que se presentan cuando no pueden espaciarse ampliamente los pivotes de las alas principales. Además es posible conseguir una relación de sustentación/arrastre mayor que hasta ahora a velocidades supersónicas, debido al hecho de que cuando se "retiran" hacia atrás las alas principales se combinan con el ala delantera para describir un perfil en la forma en planta que se ajusta al del plano aerodinámico en forma de delta del que se ha suprimido una región triangular isosceles basada en el borde de salida.

Como se verá de las vistas en planta de las figuras 1 y 4, y figuras 11 y se propone construir cada ala principal sobre un larguero principal B2, que corta el eje del pivote C, y cuya prolongación saliente puede hacerse de considerable longitud, siendo aproximadamente igual, al menos, a la mitad de la distancia entre los pivotes CC.

Los movimientos de giro de las alas principales B pueden efectuarse por medio de los gatos E, cuyos cilindros están anclados a pivotes fijos A2 sobre las partes delanteras A y cuyos émbolos están unidos a las alas principales en puntos B4 desplazados de los ejes C, extendiéndose los gatos para hacer girar las alas principales hacia delante a posiciones de baja velocidad y viceversa.

Los ejes de las bisagras C están ligeramente inclinados con relación al plano XOY del aerodino, de modo que se forma un pequeño ángulo diedro longitudinal (que no es perceptible en los dibujos) entre



la parte A y la parte B de cada sección del elemento sustentador en todas las posiciones de giro. Es sabido que la fuerza de sustentación sobre un cuerpo en forma de delta varía más lentamente con el cambio de incidencia que lo hace sobre alas. Para compensar ésto la dirección en la que están inclinadas los ejes C es tal que al ala delantera o en forma de delta AA, del aerodino, un ángulo de incidencia ligeramente mayor que el de las alas principales BB en todos los grados de giro. Por estos medios el momento de cabeceo, debido a la fuerza de sustentación desarrollada por el ala delantera AA, puede ser equilibrado por el momento de cabeceo debido a la fuerza de sustentación que actúa sobre las alas principales. Esta disposición asegura también la estabilidad de cabeceo a velocidades de vuelo.

Para comunicar estabilidad guiñada, cada ala principal B lleva en su punta un estabilizador vertical F que está montado para movimiento de pivote en torno a un eje vertical y está conectado por una articulación G a un punto A3 sobre la correspondiente parte delantera A, siendo tal la disposición de dicha articulación que cuando las alas principales B son hechas girar hacia atrás suficientemente dichos estabilizadores verticales F yacen paralelos al plano ZOx del aerodino (Figuras 4 y 5), pero con el movimiento hacia delante de las alas B, hacia la posición desplegada, los estabilizadores verticales F convergen progresivamente hacia delante; es decir, sus bordes de ataque son automáticamente movidos relativamente hacia dentro, hacia el plano vertical de simetría del aerodino (Figuras 1 y 2). Cuando convergen así hacia delante, los estabilizadores verticales F crean una fuerza diferencial de arrastre en vuelo de guiñado, por medio de la cual se mantiene la estabilidad direccional, puesto que un movimiento de guiñado aumenta la fuerza de arrastre sobre el estabilizador vertical soportado por la punta del ala principal que se mueve hacia delante y disminuye la fuerza de arrastre

sobre la punta del ala principal que se mueve hacia atrás. Cuando las alas principales están solo "retiradas" parcialmente, los estabilizadores verticales F pueden ajustarse entre la posición de convergencia hacia delante de las Figuras 1 y 2 y la posición longitudinal de las Figuras 4 y 5. En las posiciones en flecha aproximadas a la mostrada en las figuras 4 y 5, se asegura la estabilidad direccional de la manera corriente por fuerzas laterales que actúan bien detrás del centro de gravedad. En todas las posiciones de las alas principales B al ajuste automático de los estabilizadores verticales F puede ser superado por el piloto humano o automático, permitiendo así que los estabilizadores verticales F puedan usarse como timones. Por ejemplo, pueden proveerse medios en cada articulación G en G1 por cuya mediación pueden alterarse por el piloto las longitudes efectivas de las articulaciones con objeto de guiar el aerodino. Esta disposición de estabilizador vertical terminal para fines de control de la guiñada proporciona la ventaja valiosa de que mejora el rendimiento al aumentar la relación de sustentación/arrastre en la zona de la punta del ala principal.

Cada ala principal B está provista, a lo largo de toda la longitud de su borde salida, de un flap H para el que pueden proporcionar medios de control adecuados de carácter convencional. Cuando se mueven en el mismo sentido, es decir ambos hacia arriba o ambos hacia abajo, los citados flaps H pueden usarse como elevadores para proporcionar control de cabeceo, y cuando se mueven en sentido contrario es decir uno hacia arriba y el otro hacia abajo, pueden usarse como alerones para proporcionar control de balanceo.

Las condiciones contrastantes para asegurar la estabilidad lateral observadas, respectivamente, en aeronaves que tienen alas dispuestas a lo largo de la envergadura y en aeronaves que tienen alas en flecha, pueden satisfacerse en el presente aerodino propor-

251737



cionando medios por los que una posición de un pequeño diedro lateral de las alas principales dispuestas en la dirección de envergadura, con las puntas de ala principal más altas que las raíces, es alterada a una posición de diedro invertido de las alas principales en flecha. En la realización ilustrada del invento, las dos secciones del elemento sustentador (cada una de las cuales comprende las partes A y B) son hechas mutuamente giratorias en torno al eje longitudinal de aerodino, y el requerido ajuste del ángulo diedro se hace durante el vuelo simultaneamente con el movimiento de giro de las alas principales B desde una posición de baja velocidad a una posición de alta velocidad y viceversa. A este fin la estructura del componente D incorpora en cada uno de dos puntos espaciados en su eje longitudinal dos armazones transversales circulares y entre los cuales hay suspendida una viga transversal K cuyas extremidades se extienden dentro de las partes A como se muestra en las Figuras 7 a 9. Cada parte A incluye en su estructura un par de miembros paralelos L en forma de costilla, dispuestos respectivamente a lo largo de la viga K, que están provistas de conexiones de cojinete, Ll con una espiga de pivotamiento M situada en el centro de la viga K en alineación con el eje longitudinal. La extremidad externa de cada brazo de la viga K está bifurcada y ranurada para aplicarse con muñones N sobre una tuerca P que está roscada en un tornillo de guía sostenido giratoriamente entre cojinetes R en la estructura de la parte A. Una rueda cilíndrica S, fijada a dicho tornillo Q, engrana con un piñón T que está destinado a ser impulsado por un motor U y la disposición es tal que mientras el componente D se apoya sobre las partes A y B por medio de dichos miembros L en forma de costilla, las partes A son capaces de ser pivotadas en relación con el componente D y entre sí, de tal modo que varíe el ángulo diedro lateral por la operación selectiva de los motores U. Como se comprenderá, un funcionamiento de los motores U de tal modo que se levanten

251737

las tuercas P sobre los tonillos de guía Q que será eficaz para bajar las partes A a la posición de diedro invertido adecuada para las posiciones en flecha. Puesto que la envolvente de la componente D es concéntrica a los ejes de las espigas de pivotamiento M, los bordes de la chapa superficial de las partes A mantienen un ajuste estrecho en D, con los lados de la citada envolvente, cualquiera que sea la posición del ángulo diedro.

Pueden proveerse medios (que no se muestran) para ajustar los estabilizadores verticales F en torno a ejes paralelos al eje longitudinal del aerodino, de modo que con las alas principales en flecha, dichos estabilizadores verticales son mantenidos paralelos al plano vertical de simetría del aerodino en todos los valores del ángulo diedro lateral de las secciones del elemento sustentador.

Una realización modificada del invento, ilustrado en la figura 10, incorpora un componente de configuración de doble "burbuja", en el que dos compartimientos DA y DB están dispuestos lado a lado. Se comprenderá que el componente B puede comprender más de dos de dichos compartimientos. En este caso los miembros en forma de costilla L de las partes delanteras A del miembro sustentador están conectadas a la estructura del cuerpo para movimiento a pivote en torno a las espigas MA, MB, sostenidas en la viga transversal K y alineadas con los ejes longitudinales respectivos de los ditados compartimientos DA, DB.

Al operar el aerodino para el despegue y aterrizaje, las alas principales B son movidas hacia fuera hasta que llegan a la posición mostrada en las figuras 1 a 3, en las que están extendidas en sustancia normalmente a la línea de vuelo, comunicando a la aeronave una alta relación de aspecto y la capacidad de volar a baja velocidad sin un ángulo de ataque excesivamente grande. Cuando se retiran

a las posiciones tales como se muestran las figuras 4 a 6, los bordes de ataque B1 de las alas principales B pueden tomar una posición en relación a línea de Mach, que proporciona condiciones óptimas para el vuelo a velocidades supersónicas.

5 Hay provistos mecanismos, operables por el piloto, para ejecutar las diversas funciones de ajuste de la flecha de las alas principales B, y para variar el ángulo lateral diedro de las partes delanteras sustentadoras A, según sea necesario para los fines respectivos, como se ha explicado en lo anterior. Alternativamente, es-
10 tos movimientos de control pueden efectuarse para mecanismos que responden automáticamente a los cambios de velocidades en el aire.

- NO T A -

Los puntos de invención propia y nueva que se presentan para que sean objeto de esta Patente de Invención en España, por
15 VEINTE años, son los siguientes:

1.- Un aerodino para vuelo a velocidades supersónicas y subsónicas bajas, que comprende un ala delantera de formación en planta en forma de delta, y dos alas principales que se extienden respectivamente desde la base de la misma, siendo ajustable la flecha de las
20 citadas alas principales durante el vuelo.

2.- Un aerodino para vuelo a velocidades supersónicas y subsónicas bajas, que comprende un ala delantera de formación en planta en forma de delta y dos alas principales que se extienden respectivamente desde la base del ala delantera, siendo ajustable la flecha de las citadas alas principales durante el vuelo entre una posición
25 desplegada (para velocidades subsónicas) y una posición en flecha (para

251737

= 2006
CIS SPECIAL MOTIV

5 velocidades supersónicas) de modo que la formación combinada en planta, del ala delantera y de las alas principales, se ajusta al perfil de un plano aerodino en forma de delta del que se ha suprimido una región triangular isosceles basada en el borde de salida.

10 3.- Un aerodino que comprende un elemento sustentador que está articulado para formar un ala delantera y dos alas principales, siendo el ala delantera de formación en planta en forma de delta, y extendiéndose las alas principales desde las extremidades de la base del ala delantera, siendo las citadas alas principales capaces de movimiento entre una posición desplegada para velocidades subsónicas y una posición en flecha para velocidades supersónicas en la que sus bordes de ataque están sustancialmente alineados con los respectivos bordes de ataque del ala delantera.

15 4.- Un aerodino según se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, caracterizado porque las alas principales están articuladas al ala delantera en torno a ejes dispuestos de tal modo que en todos los ángulos de giro el ala delantera tiene un ángulo de incidencia ligeramente mayor que las citadas alas principales.

20 5.- Un aerodino según se reivindican en cualquier punto precedente, caracterizado porque el ala delantera comprende secciones de babor y estribor que son giratorias con relación entre sí alrededor del eje longitudinal del aerodino, o en torno a ejes paralelos a dicho eje longitudinal y dispuestos simétricamente a ambos lados del mismo, y porque comprende medios para ajustar el ángulo diedro lateral entre dichas secciones para diferentes ángulos de flecha de las alas principales.

25 30 6.- Un aerodino según se reivindica en el punto 5, que incluye un componente que concuerda externamente con un sólido de revolución descrito en torno al eje longitudinal del aerodino, tenien-

251737

do dicho componente un morro finamente puntiagudo en ambos lados del cual se funden las secciones del ala delantera para conservar una forma en planta de figura de delta, y en el que las secciones del ala delantera son giratorias para la variación del ángulo diedro lateral en torno a dicho eje longitudinal.

5

7.- Un aerodino según se reivindica en el punto 5, que incluye un componente que tiene dos o más compartimientos dispuestos lado a lado en configuración de doble burbuja con sus ejes situados simétricamente con respecto al eje longitudinal del aerodino, estando el conjunto encerrado en una envolvente que tiene un morro finamente puntiagudo en ambos lados del cual se funden las secciones del ala delantera para conservar una forma de planta de figura de delta, y en el que las secciones del ala delantera son giratorias para la variación del ángulo diedro lateral en torno a los ejes longitudinales respectivos de los compartimientos externos.

10

15

8.- Un aerodino según se reivindica en el punto 6 ó punto 7, que comprende vigas transversales fijadas en la estructura del ala delantera en puntos espaciados a lo largo del eje longitudinal de la misma, incluyendo cada una de estas vigas un pivote, y en el que cada sección del ala delantera tiene una conexión de cojinete con cada pivote, y que comprende dentro de cada una de dichas secciones medios asociados con las extremidades de las vigas para hacer girar la sección en torno al eje de los pivotes de tal modo que altere el ángulo diedro lateral de dicha sección.

20

25

9.- Un aerodino según se reivindica en cualquiera de los puntos precedentes, caracterizado porque se logra estabilidad direccional por medio de estabilizadores verticales parecidos a timones montados respectivamente para movimiento a pivote en torno

30



251737

5 a ejes verticales sobre las extremidades de las alas principales, habiendo medios provistos para ajustar automáticamente los estabilizadores verticales de modo que converjen hacia delante para posiciones de baja velocidad de las alas principales, y para posiciones de alta velocidad de las alas principales serán sustancialmente paralelas al plano ZOx del aerodino.

10 10.- Un aerodino según se reivindica en el punto 9, caracterizado porque los estabilizadores verticales de timón son capaces de ajuste en torno a ejes paralelos al eje OX del aerodino, y porque comprenden medios para efectuar automáticamente dicho ajuste para mantener verticales dichos estabilizadores independientemente de cambios en el ángulo diedro lateral.

15 11.- Un aerodino según se reivindica en cualquiera de los puntos 9 y 10, en el que se consigue el control de dirección por un mecanismo de sobrecontrol accionado por el piloto, destinado a hacer funcionar dichos estabilizadores verticales como timones.

12.- Un aerodino para vuelo a velocidades supersónicas y subsónicas bajas.

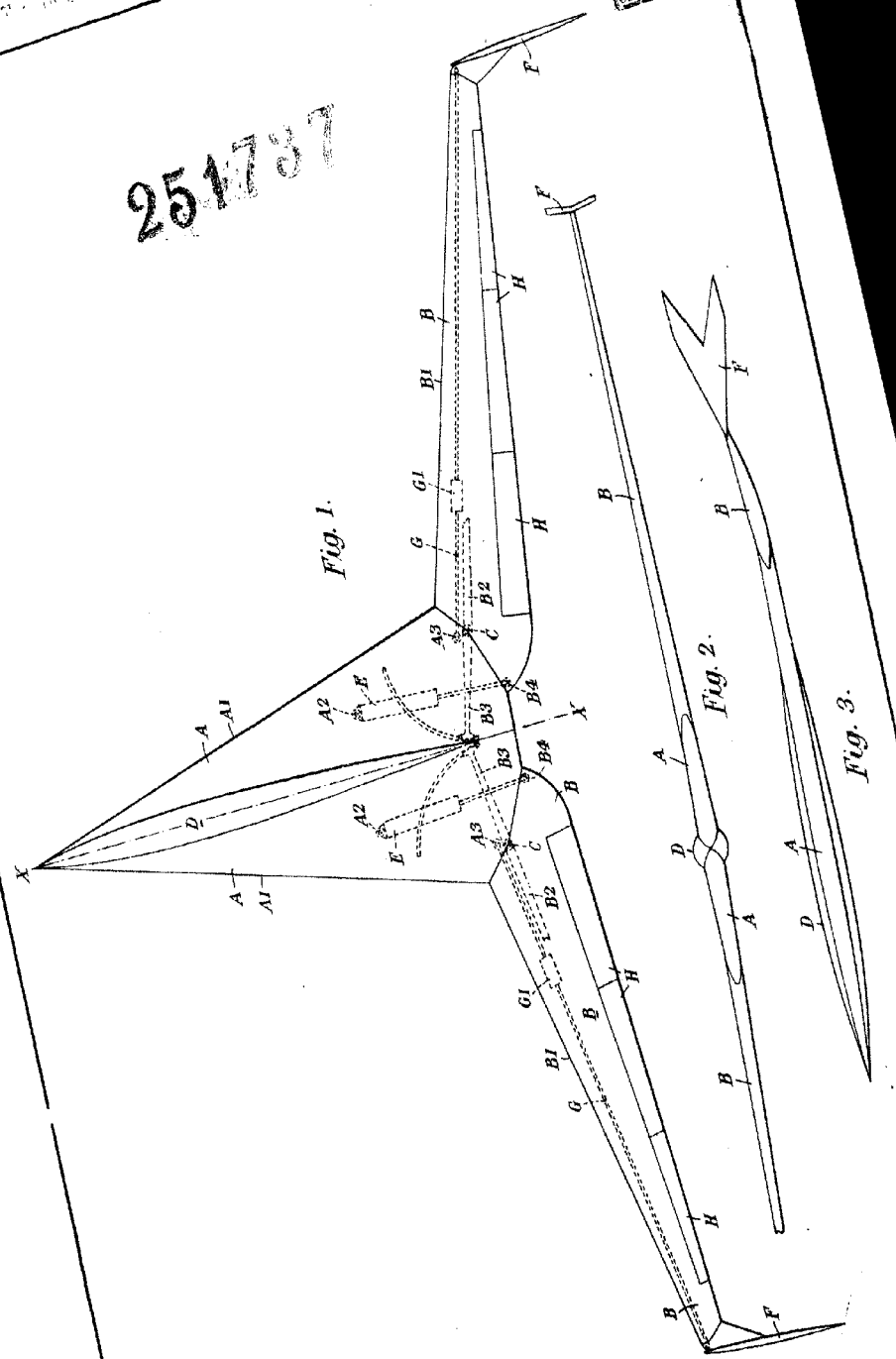
20 Tal y como se ha descrito en la Memoria que antecede, representado en los dibujos que se acompañan y para los fines que se han especificado.

La presente Memoria consta de catorce hojas escritas a máquina por una sola cara.

Madrid, - 2 OCT. 1959

P. A.

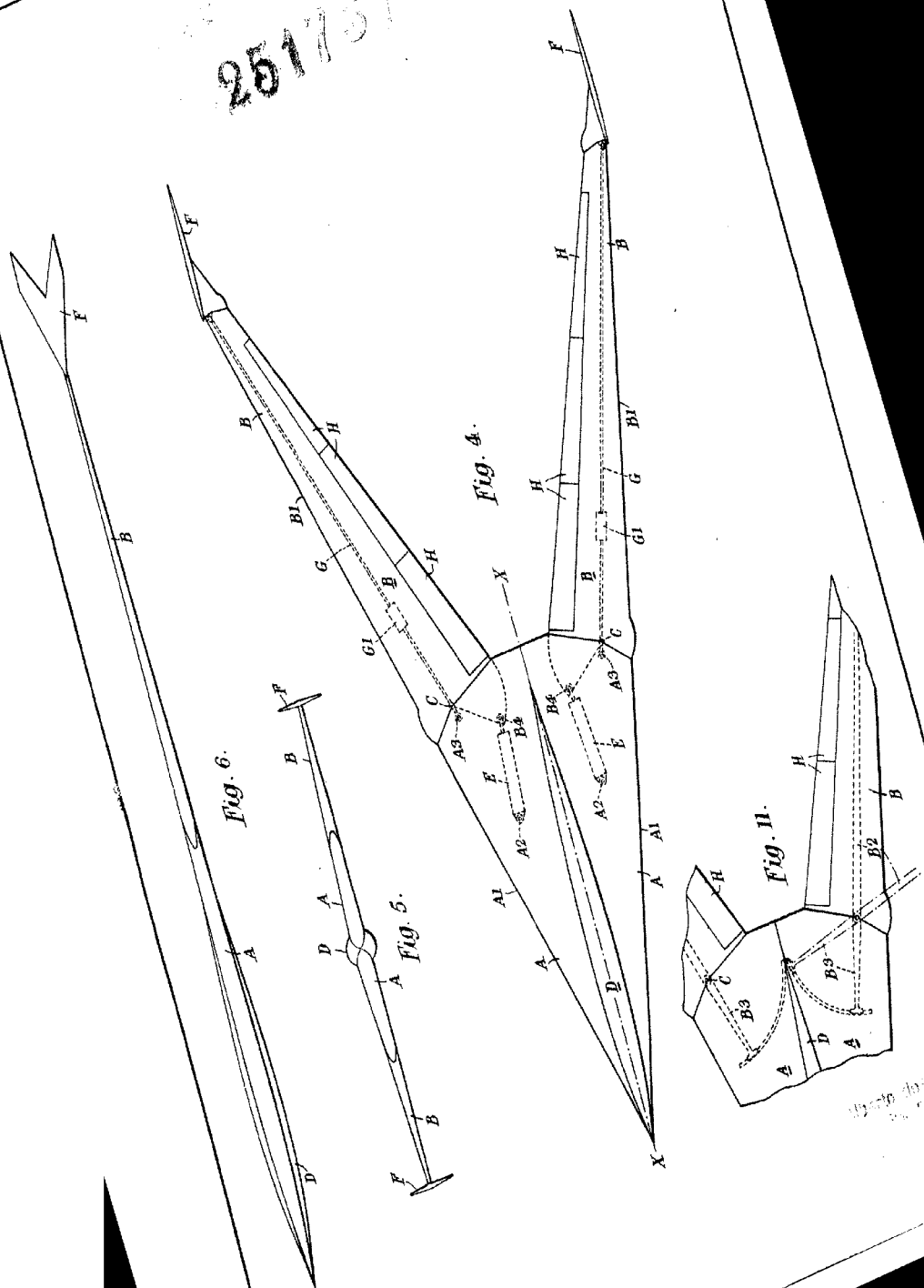
Alberto de Elzaburu
Por Poder,



DEPARTMENT OF COMMERCE



251737



Wm. H. Fox & Co.
New York

25173

-2-

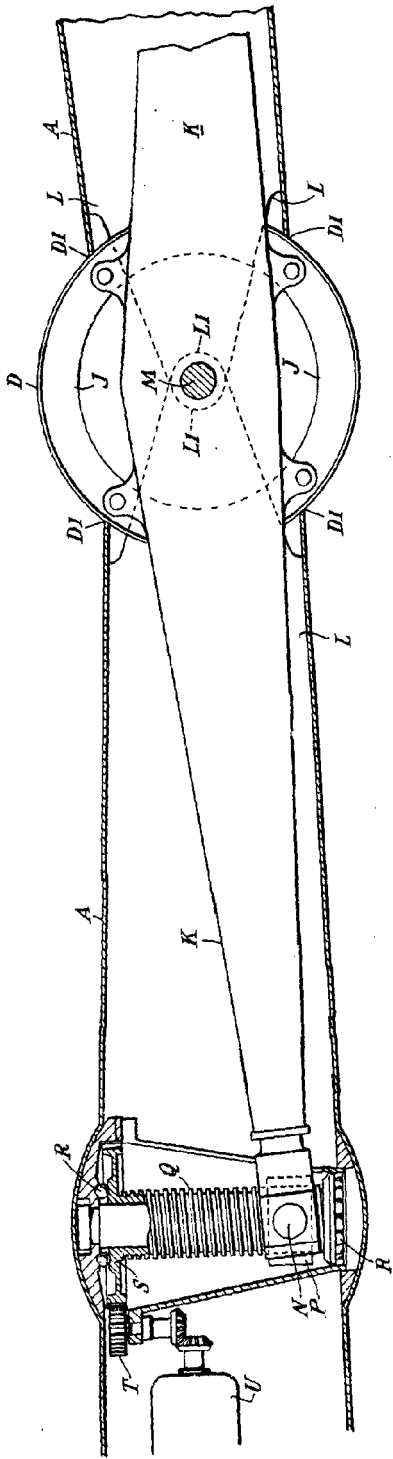


Fig. 7.

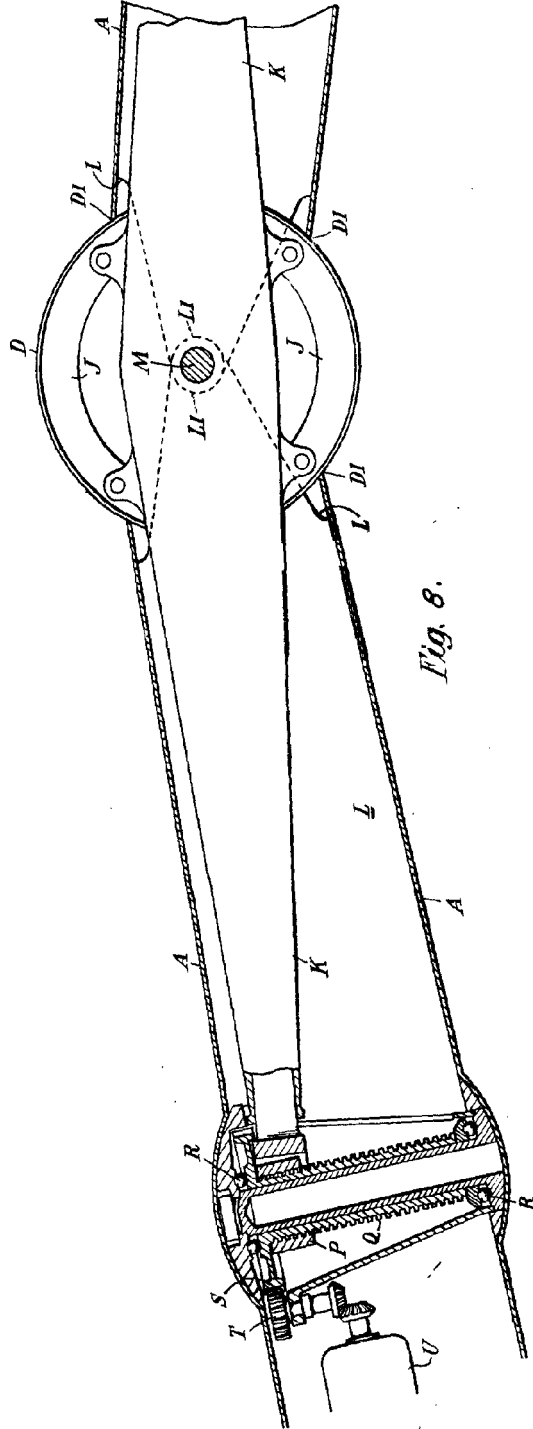


Fig. 8.

Handwritten signature or notes at the bottom right of the page.

25

- 200

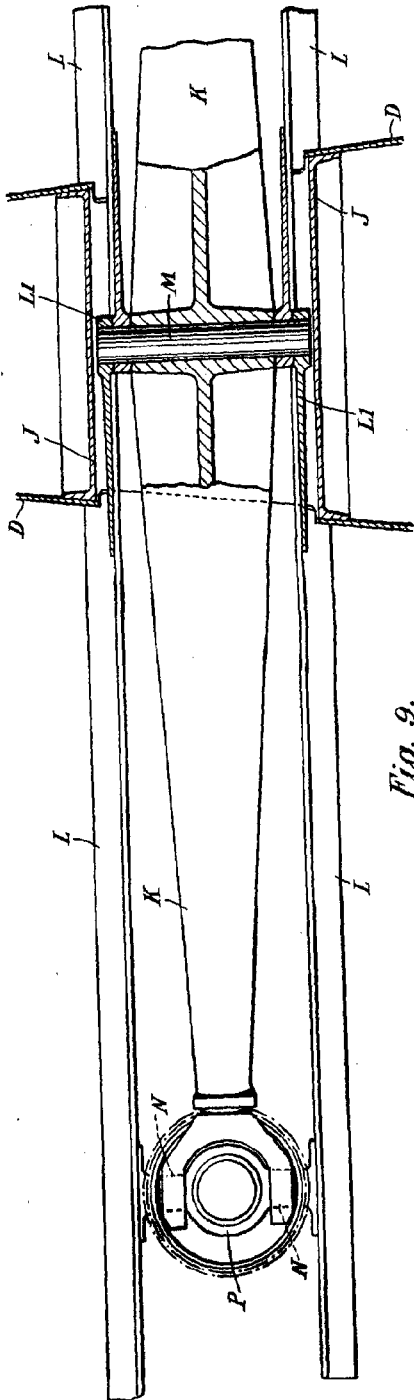


Fig. 9.

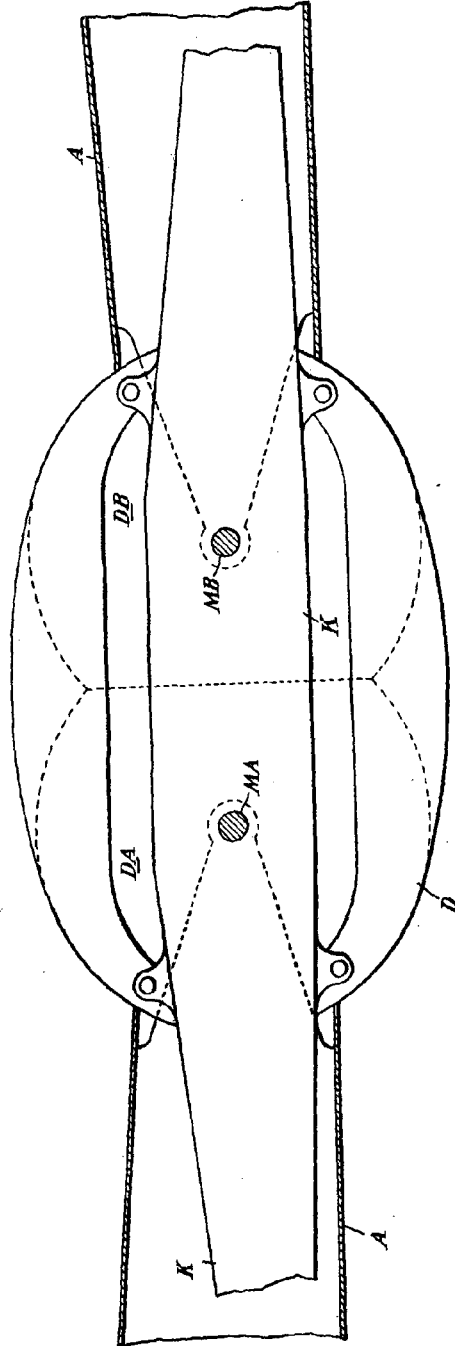


Fig. 10.

Alberto de Elaburu