

226960



P ~~226~~ 960

Nº 32.673
U.S. Serial Nº 389.289-Docket 2720

MEMORIA DESCRIPTIVA

para solicitar

P A T E N T E D E I N V E N C I O N

en

226960

E S P A Ñ A

por VEINTE años

a nombre de TURCO PRODUCTS, INC., entidad norteamericana, establecida en 6135 South Central Avenue, Los Angeles, California, Estados Unidos de América, por:

"PROCEDIMIENTO DE FABRICACION DE UNA ESTRUCTURA DE PANEL METALICO DE HOJA DELGADA CON ELEVADA RELACION DE RESISTENCIA A PESO".

- o - o - o - o - o - o - o - o - o - o - o - o - o - o - o -

5 EL presente invento se refiere a paneles estructurales de metal de hoja delgada, como el tipo de estructuras de panel de hoja delgada utilizadas como piezas resistentes a cargas y determinadoras de la forma en estructuras de aviones.

El presente invento proporciona el procedimiento de fabricación de una estructura de panel metálico de chapa delgada, con una alta relación de resistencia



226960

a peso y con áreas reforzadoras elevadas predeterminadas e integradas en la misma pieza, sobre la superficie de la estructura, según se requiere para la distribución de cargas a través de la estructura, que comprende, primero, el
5 formar según el contorno deseado, una plancha metálica de un espesor igual en realidad, al espesor deseado en las zonas levantadas o engrosadas, cubrir partes de una superficie de la plancha según un diseño predetermi-
nado requerido para la distribución de cargas y atacar
10 las zonas restantes de la superficie hasta conseguir un espesor uniforme igual a la diferencia entre el espesor de la hoja y el espesor mínimo deseado para la estructu-
ra de panel de hoja delgada.

El presente invento proporciona también
15 un panel estructural de hoja delgada con alta relación de resistencia a peso, que comprende una chapa metálica conformada según la configuración deseada; porciones me-
tálicas reforzadoras engrosadas integradas en la misma pieza para la distribución de cargas sobre una superfi-
20 cie de la chapa, y un área atacada de la superficie alrededor de las porciones engrosadas, siendo tal el espesor del metal que queda en el área atacada, que proporciona una relación de resistencia a peso sustancialmente mejora-
da, para dicho panel.

25 De siempre, el diseño de las estructuras primarias de avión ha sido un compromiso entre los requerimientos de forma y función junto con las limitaciones



226960

impuestas por consideración pragmática de los procedimientos y materiales disponibles. La forma está dictada, característicamente, por la misión del avión y consideraciones aerodinámicas. Las funciones de las diversas estructuras primarias del avión están dictadas por las cargas estructurales que van a soportar. Un compromiso entre estas dos consideraciones, a menudo antagónicas, debe ser calificado, además, en función de los materiales y técnicas disponibles para conseguir la forma resultante de un compromiso entre las consideraciones estructurales y la forma aerodinámica.

Por ejemplo, desde el punto de vista estructural, sería ideal que la altura de una sección de un ala, fuese mayor que su cuerda, a causa de que dicha estructura sería más eficiente en la flexión que la forma dictada por consideraciones aerodinámicas. Asimismo, desde el punto de vista práctico de fabricación, sería ideal que la estructura del avión pudiese ser construida con todas las piezas de refuerzo, por ejemplo, en el exterior del revestimiento del avión. Afortunadamente, las técnicas de remachado embutido, soldadura por puntos, modelado, tratamiento térmico, así como otras técnicas y materiales perfeccionados, han reducido la extensión a que deben ser tenidas en cuenta por el proyectista las limitaciones prácticas de construcción. Por consiguiente, el problema del proyecto se ha aproximado cada vez más al de solución o compromiso entre la forma y la función.



226960

estructural.

El presente invento es un paso más en la dirección que permite en sumo grado la consecución de la configuración estructural ideal para un contorno aerodinámico dado y un conjunto dado de condiciones de carga.

Anteriormente, el hecho de que los revestimientos del ala y del fuselaje tenían que ser fabricados con material de chapa que tenía espesores normalizados de tolerancia bastante amplia, ha sido una limitación importante en la eficiencia estructural para una estructura primaria de avión. En otras palabras, si un proyectista determinaba que el revestimiento en una porción dada del ala debiera ser idealmente de 1,49 mm. de espesor, se vería obligado a llegar a un revestimiento con un espesor nominal de 1,62 mm. En el análisis estructural de la estructura resultante para determinar las tensiones teóricamente actuantes, el analizador de esfuerzos se vería obligado a estimar que la chapa de 1,62 mm. con la que estaría construido el revestimiento, podría variar hasta el diez por ciento de espesor. Dicha variación, naturalmente, si se presenta en la estructura resultante del avión, impone una sobrecarga de peso no despreciable sobre toda la superficie del avión. Por otra parte, si la carga de una parte dada del avión, por ejemplo, el extremo del ala, exigía un espesor de revestimiento de 0,254 mm., el proyectista práctico del avión especificaría probablemente un espesor mínimo de 0,508 mm.



226960

a fin de eliminar la posibilidad de alabeo o torcedura de los paneles delgados de materiales de revestimiento.

Otra limitación práctica de pasadas técnicas de construcción de aviones ha sido que mientras el proyectista podía diseñar teóricamente un revestimiento que se adelgazaba desde el encastre al extremo del ala, dicho revestimiento sería impracticable, si no imposible de lograr, debido al coste prohibitivo y a la dificultad de mecanizar un revestimiento según un espesor que en cada punto, es el que se requiere para soportar la fuerza de tracción y la fuerza de compresión del revestimiento, debidas a momentos de flexión sobre el ala. Característicamente, las cargas sobre una porción de un ala de avión pueden consistir en momentos de flexión debidos a un esfuerzo de empujamiento vertical que carga el ala, debido a la carga de resistencia, carga de torsión debida a momentos de torsión sobre el ala, y esfuerzo cortante vertical. Todas estas cargas originan en condiciones de vuelo presiones de aire sobre el ala. La función del ala es resistir estas presiones y transmitir las fuerzas resultantes al fuselaje del avión. Idealmente, ha sido posible analizar la carga sobre cualquier parte específica de un ala, por ejemplo, y proyectar o diseñar una estructura de peso mínimo, que soportara dichas cargas. Sin embargo, la consecución de la citada estructura desde un punto de vista práctico, sólo ha sido posible imperfectamente. Un ala de avión consiste, característicamente, en



226960

una serie de costillas sobre las cuales se dobla o se extiende el revestimiento y a las que éste va unido. Dichas costillas a su vez, van apoyadas en unas vigas, largueros o arriostramientos, que se extienden desde el extremo del ala hasta el encastre de la misma, donde se une al fuselaje. Por consideraciones aerodinámicas, es necesario que el contorno prescrito de la sección del ala sea mantenido en cada sección o punto sobre el ala. Desde el punto de vista práctico, sin embargo, anteriormente, los espesores del revestimiento se graduaron hacia abajo escalonadamente, desde el encastre al extremo del ala. Igualmente, los largueros fueron reforzados con chapa de espesores normales que, a su vez, variaban de estación a estación en los distintos escalones de espesor obtenibles en material de chapa normal. Igualmente, las cabezas de los largueros se han fabricado con secciones por extrusión o dobladas, que también variaban de un punto a otro, por lo general, escalonadamente. La orientación de las distintas piezas portadoras de cargas, ha sido normalmente a lo largo de líneas rectangulares, es decir, las costillas fueron colocadas normalmente perpendiculares, en sustancia a los largueros y éstos fueron colocados de forma predominantemente a lo largo de la envergadura del ala. En cualquier punto dado de la estructura, sin embargo, bajo cierta carga crítica, se hace patente al proyectista experimentado que la resultante de las cargas actuantes podría muy bien formar cierto ángulo respecto



226960

a la dirección de los largueros y de las costillas. El presente invento considera las técnicas de fabricación que permiten al proyectista colocar la estructura reforzadora para el revestimiento de un ala o del fuselaje, según la línea de acción de la carga resultante, cualquiera que ésta sea. Aun cuando ya hace tiempo que se sintió la necesidad de tal procedimiento, ninguna de las técnicas existentes permitió obtener el resultado indicado. Fué imposible hacer a la medida estructuras de revestimiento integralmente reforzadas, para ajustarlas al contorno aerodinámico de un avión, a causa de que si la estructura para el revestimiento se construía de chapa plana de espesor correspondiente al espesor combinado de la estructura reforzadora y del revestimiento, y se mecanizaba luego para retirar el material excedente, la estructura resultante no podía formarse al contorno del avión a causa de las torceduras debidas a las variaciones en la sección del panel. Si se hubiera intentado, primeramente, formar el revestimiento al contorno aerodinámico deseado y luego quitar mecanizando el material excedente, se hubiera presentado una tarea de mecanización imposible.

El presente invento considera, primero, formar el panel estructural de un avión al contorno deseado, ya sea una curvatura simple o compuesta, cubrir las porciones del mismo, que deberán formar las piezas de refuerzo integrales y luego atacar una porción con-



226960

trolada del área restante de una cara, por lo menos, de la plancha para producir una estructura de panel de hoja delgada, integralmente reforzada.

La utilidad de tales etapas del procedimiento es inmediatamente evidente en aviación en el diseño de alas, particularmente cuando se emplean como depósitos integrales de combustible. Los revestimientos y las piezas de refuerzo, como los arriostramientos, costillas y largueros, se han unido tradicionalmente por medio de remaches. Si la porción de la estructura del ala o del fuselaje que se construye va a emplearse como depósito, los miles de agujeros que deberán taladrarse para alojar los remaches y la multitud de remaches introducidos, sin duda conducirán en sumo grado a filtraciones desde la estructura resultante. El empleo de paredes con refuerzos integrales para dichas estructuras, que además, sirven como estructura primaria para resistir las cargas del avión, elimina la necesidad de utilizar medios de unión como remaches, que se extienden por la barrera fluida. En otras palabras, dichas uniones cuando hay que hacerlas, pueden hacerse en el interior del depósito y no se necesita que se extiendan remaches a través de la pared del mismo para permitir o facilitar filtraciones.

La utilidad de todas o parte de estas etapas del procedimiento, es también clara en relación con la fabricación de estructuras de panel de hoja del-



225960

gada de muchos tipos, uso y descripción distintos de los empleados en aviación.

5 Por consiguiente, una finalidad del presente invento es producir una estructura primaria perfeccionada para avión.

Otra finalidad del presente invento es proporcionar un procedimiento para producir paneles estructurales de hoja delgada con una alta relación de resistencia a peso.

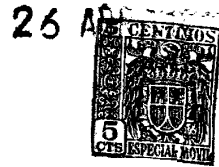
10 Otro objeto del presente invento es producir paneles estructurales de hoja delgada, curvados y reforzados integralmente.

15 Un fin más del presente invento es fabricar estructuras laminares de hoja delgada para revestimiento con una alta relación de resistencia a peso, sin las dificultades inherentes al conformar el revestimiento después de haber sido mecanizado o fresado.

20 Otro objeto del presente invento es proporcionar un procedimiento de fabricación de paneles estructurales curvados integralmente reforzados, con máxima relación de resistencia a peso.

25 Otro propósito del presente invento es proporcionar un procedimiento de producir estructuras de panel integralmente reforzadas, a partir de chapa plana, que se ha ajustado a una forma determinada previamente.

Otros fines del presente invento se pondrán de manifiesto con la descripción siguiente, relacio-



226960

nada con los planos que se acompañan:

La figura 1 muestra el alzado frontal de un ala de avión, con las fuerzas de carga verticales indicadas esquemáticamente.

5 La figura 2 es la sección del ala de la figura 1 según las líneas 2 - 2 de las figuras 1 y 3.

La figura 3 es la vista en planta de dicha ala de avión.

10 La figura 4 muestra un fragmento de la sección de la parte superior, según la línea 4 - 4 de la figura 3.

En la figura 5 se aprecia la sección de una estructura obtenida mediante el procedimiento del presente invento.

15 La figura 6 muestra una sección de un modelo de estructura obtenido mediante el presente invento.

En la figura 7 se ve una sección de otro modelo de estructura obtenido mediante el presente invento y que muestra variaciones en los espesores logrados.

20 La figura 8 representa la perspectiva de una sección de revestimiento de conducto del avión, fabricado mediante el procedimiento del presente invento.

La figura 9 muestra una perspectiva de una sección de un panel estructural integralmente reforzado, obtenido con el procedimiento del presente invento.

25 En la figura 10, se aprecia una sección según la línea 10 - 10 de la figura 9; y

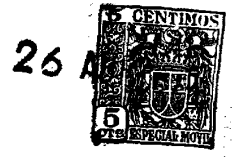


26

220360

En la figura 11 se ve una sección según la línea 11-11 de la figura 9.

Una estructura de panel de hoja delgada es una que, cuando está sometida a esfuerzos de compresión en el plano del panel o a lo largo de una línea de acción que intersecta el panel si éste es curvado, falla por inestabilidad más que por rotura real de la estructura del material. Los fallos de este tipo se han caracterizado clásicamente como fallos de columna. Se presentan porque la estructura es relativamente delgada en una dimensión transversal a la línea de acción de la fuerza de compresión, y debido a ligera deformación del material, se producen momentos internos que flexionan el material de forma inestable, fuera de la línea de acción de la fuerza de compresión, conduciendo a lo que se conoce y se ha conocido como fallo de inestabilidad. Los paneles de este tipo van reforzados de modo característico selectivamente para eliminar dicho fallo, y la ventaja predominante del procedimiento del presente invento es que el panel, puede ir reforzado selectivamente, según se requiera, para soportar las cargas que se ha proyectado que resista la estructura. El refuerzo se puede elegir para que sea precisamente el que se requiere y no más. Así se efectúa un claro ahorro de peso. Además, el refuerzo es integral, y no hay necesidad de combatir la inherente debilidad producida por los agujeros de los remaches y la separación inadecuada de los mismos, como es el caso cuando



se emplean refuerzos no integrales.

960

5 En cuanto a los planos, y en particular a las figuras 1 y 3, se presenta un problema característico del diseño de una sección del ala. El ala (2) está sujeta a cargas verticales como se ve por las flechas de la figura 1. Esta carga que varía desde el extremo al encastre del ala, produce, a su vez, momentos que varían, pero que aumentan del extremo a la base del ala. Además, la carga por resistencia al avance impuesta sobre el ala impone esfuerzo cortante horizontal y momentos horizontales sobre el ala, que deben resistirse, como deben serlo los momentos verticales que acaban de describirse, mediante la fuerza de tracción y el esfuerzo de compresión en el revestimiento del ala.

15 Como se ve en las figuras 2 y 3, el ala (2) tiene un registro (3) colocado en la parte superior de la cavidad corriente del ala (4) y lleva, por ejemplo, nervios de refuerzo (5). Extendiéndose longitudinalmente en la cavidad del ala (4) van vigas o largueros (6) corrientes, alrededor de los cuales se disponen las distintas secciones del revestimiento (7) y el registro (3). Este registro (3) puede necesitar además piezas de colocación y refuerzo, por ejemplo, un nervio (8), y las secciones del revestimiento (7), necesitan nervios de refuerzo (9) en las posiciones de los largueros (6). Además, las secciones del revestimiento (7) necesitan nervios de refuerzo (10) alrededor de sus bordes, y el registro (3)

26 AB



228960

5 requiere otros nervios de refuerzo (11) alrededor de su borde, para reforzar dichas piezas en las distintas juntas existentes entre ellas, como se indica en (12, 13, 14, 15, 16 y 17). Todas estas piezas de refuerzo o nervios de refuerzo (5, 8, 9, 10 y 11) están hechas de acuerdo con el procedimiento del presente invento, de una pieza con las secciones del revestimiento (7) y del registro (3), y van fabricadas con los espesores relativos correspondientes requeridos, según se describirá más adelante.

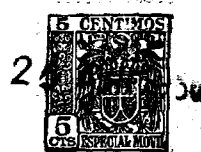
10 Respecto a la figura 7, en ella puede apreciarse una sección de una pieza estructural, compuesta, integralmente de un revestimiento (18), una pieza de refuerzo (19) de la estructura, una pieza de refuerzo de la estructura (20) y un área reforzada (21). Se observará
15 que el revestimiento (18) tiene diferentes espesores a lo largo de la parte que se ve en la figura 7, con espesores (T_1 y T_2) que, en general, son diferentes. Igualmente, la altura de la pieza 19 es diferente del espesor de la pieza de refuerzo (20) y la parte marcada con el número
20 21 tiene un espesor (T_4) que es distinto de los señalados con T_3 , T_1 y T_2 , como puede verse. Las figuras 5 y 6 también ilustran estructuras fabricadas con el presente procedimiento; en la figura 5, una estructura de curvatura compleja tiene una porción de revestimiento 22
25 y porciones engrosadas (23, 24, 25 y 26) dispuestas, como se ve en la figura de la forma requerida para cumplir con toda eficacia el objeto estructural por la pieza. En la



226960

5 figura 6 se muestra una pieza, que es plana predominantemente y que va curvada en un extremo. Esta pieza consiste en un revestimiento (27); una superficie (28) integral engrosada de refuerzo; una pieza de refuerzo (29), y una pieza extrema de unión (30).

10 En las figuras 9, 10 y 11 se aprecia un característico panel estructural de pared delgada y de forma curvada, cuya curvatura se considera que es compuesta por existir la curvatura alrededor de dos ejes diferentes o en dos planos distintos. El panel (31), como se ve en la figura 9, tiene áreas atacadas (32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39 y 40), en las que el revestimiento del panel estructural tiene un espesor considerablemente menor que el de las partes no atacadas. Las mismas partes engrosadas pueden tener variedad de espesores, 15 como se indica en la figura 10, donde los espesores a, b, c, d, e, f y g son diferentes, en general. Además, las porciones atacadas, por ejemplo, las porciones 36 y 32, pueden ser adelgazadas (como se indica mediante los ángulos X e Y) si, debido al tipo especial de carga que se aplica a la pieza, una sección adelgazada es de la mayor eficacia desde el punto de vista de alcanzar una máxima relación de resistencia a peso para la pieza. Así 20 ha quedado ilustrado el tipo de panel estructural integralmente reforzado, con relación máxima de resistencia a peso, que se considera que se va a fabricar mediante el procedimiento del presente invento.



226960

Para fabricar el dispositivo del presente invento, la hoja de material de espesor adecuado se construye según el contorno requerido de la pieza final. En otras palabras, si se desea un panel plano, se emplea una hoja plana de material. Si se necesita una sección curvada o perfilada, la operación adecuada de modelado se realiza sobre la hoja como etapa inicial. El espesor de la hoja seleccionada debe corresponder al de la sección más gruesa requerida para la pieza acabada. En otras palabras, si la superficie de refuerzo más profunda requerida en una estructura dada de panel es de 25,40 mm., es necesario comenzar con una hoja de material de 25,40 mm. de espesor. Puede utilizarse en esta etapa cualquiera de los procedimientos convencionales de dar forma a chapas de metal. Normalmente, en la fabricación de aviones, se elige una pieza de chapa laminada de espesor sustancialmente uniforme y se modela en una prensa o en otra máquina de modelar. Sin embargo, en otros casos, especialmente en estructuras otras que aviones puede ser conveniente fundir o forjar o modelar de otra manera el metal al contorno deseado.

La esencia del procedimiento está en atacar el material a retirar después de que se haya construido la chapa, revestimiento, pieza forjada o fundida. Esto se lleva a cabo exponiendo las superficies del metal que se deseen a la acción de un cáustico adecuado u otro agente químico. Dicho cáustico ataca y disuelve



26 ABR 1969

226960

el metal en las superficies expuestas. El proceso de ataque se efectúa generalmente en un depósito, en el que se sumerge la pieza formada. Una pieza completamente sumergida en un depósito que contenga un cáustico adecuado, será atacada uniformemente en las superficies expuestas, produciendo la configuración deseada.

Después de limpiar la pieza que va a ser atacada, la siguiente operación comprende el tapar la pieza moldeada para proteger las superficies que no tienen que ser reducidas de espesor. Normalmente, esto lleva consigo la aplicación de un material de recubrimiento, que se adhiere fuertemente al metal y es resistente a la acción del ataque químico, a aquellas superficies de la hoja que en la pieza acabada han de ser superficies reforzadas. En otras palabras, donde los nervios, riostras y otras superficies reforzadas integrales portadoras de carga tengan que aparecer en la pieza acabada, se cubre la pieza. Puede emplearse cinta para el recubrimiento, aunque el material preferido es una sustancia de recubrimiento polímera líquida, que se puede aplicar mediante pulverización, pincel o inmersión, y que al secarse forma una película que necesita solamente cocción moderada o de preferencia ninguna clase de cocción, y se puede cortar y quitar según sea necesario para exponer las partes que van a ser atacadas. Después de terminar la operación de recubrimiento, se sumerge la pieza en una solución de ataque elegida especialmente para el metal o sustancia con el



226960

que se fabrica la pieza. Para aluminio, por ejemplo, es conveniente un cáustico o ácido. La acción del material de ataque reduce el espesor de la hoja en las superficies no recubiertas y cuando dichas superficies no cubiertas han alcanzado precisamente el espesor debido, se retira la pieza de la solución de ataque, se aclara en agua y se retira de la pieza el material de recubrimiento. Se pueden emplear varios medios para realizar el ataque selectivo que se necesita para conseguir que la hoja de material alcance el espesor debido en cada punto de la hoja. Característicamente, se puede pulverizar o dar una capa con el agente de recubrimiento polímero vinílico a prueba del ataque, sobre las superficies que se tiene la intención de cubrir, y si, por ejemplo, el material es aluminio, se puede emplear una solución de hidróxido sódico al 10 %, a unos 82° a 88° C, para llevar a cabo la operación de ataque del presente invento. Si se desea, puede utilizarse una solución de ataque ácida, por ejemplo, el ácido clorhídrico al 10 %, de preferencia a unos 30° C. Se ha visto que con dichas soluciones la cantidad de metal atacado en las superficies expuestas es relativamente uniforme, si la pieza se sumerge uniformemente en el medio de ataque.

Para producir superficies adelgazadas, como las que se aprecian en la figura 10, la pieza, que se ha cubierto convenientemente, se sumerge primero y luego se saca gradualmente, en proporción determinada



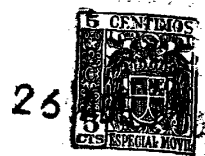
26

226960

previamente, del baño de ataque, a fin de que el ataque sea mayor en un extremo de la pieza que en el otro.

Para lograr espesores diferentes de ataque sobre partes distintas de la pieza, es necesario cubrir y atacarla, volverla a cubrir y atacarla cierto número de veces, a fin de que las distintas partes de la hoja estén expuestas al agente de ataque durante distintos periodos de tiempo. Un procedimiento sencillo para conseguir dicho efecto de "ataque gradual" es el de cubrir sólo las partes elegidas de la pieza después de la operación de modelado; se sumerge la pieza en la solución de ataque durante un lapso de tiempo determinado con anterioridad, dependiendo dicho lapso de tiempo del grado de ataque de la solución empleada; se retira la pieza, se lava y se seca; se vuelven a cubrir las otras partes elegidas de la hoja, y se ataca de nuevo. En las partes de la hoja cubiertas después de la primera operación de ataque, ya no se produce el ataque, de forma que, mientras dichas secciones están reducidas de espesor si se comparan con las partes cubiertas originalmente, permanecen más gruesas que las partes que fueron atacadas durante todo el periodo en que la pieza se mantuvo sumergida.

La elección del agente de ataque depende del metal o sustancia que se va a atacar, y una persona experimentada le elegirá de acuerdo con el mismo. Para el acero, una solución de ataque conveniente es, por ejemplo, la que contiene, aproximadamente, ácido clorhídrico



26

226960

(HCl) al 5 % y ácido nítrico (HNO_3) al 10 %, a unos 71°C . Para el aluminio, son adecuados los agentes de ataque ya descritos.

Generalmente, una cara de la pieza se cubre en su totalidad para evitar el ataque sobre dicha cara; sin embargo, esto no es necesario en todos los casos debido a que puede ser conveniente atacar ambas caras de la hoja uniformemente o haciendo una selección para producir un modelo o modelos de refuerzo determinados previamente en las dos caras. En otras palabras, este proceso puede practicarse atacando una o todas las caras de la pieza de la estructura. Además, las áreas reforzadas, por ejemplo, las que rodean la superficie 35, de la figura 9 o el registro (3) de la figura 3, o áreas engrosadas o de resalto semejantes, pueden efectuarse convenientemente empleando este procedimiento y de manera que resulten contornos aerodinámicos más suaves y tolerancias más exactas en el espesor del material de lo que ha sido posible hasta ahora.

Respecto a la disposición que se ve en la figura 2, es evidente que las piezas internas de refuerzo (6 y 7) pueden ir unidas integralmente al revestimiento exterior, sin perforar agujeros a través del contorno, lo que acarrearía pérdidas de líquido, si el interior de la sección que se ve, fuese utilizado para depósito de combustible. En algunos casos puede ser conveniente cubrir la hoja antes de formarla. Esto constituye

26



226960

una clara ventaja del procedimiento porque los agentes de recubrimiento empleados tienen normalmente la suficiente flexibilidad y elasticidad para resistir la operación de formación, sin llegar a separarse ni a romperse.

5 Las tolerancias que pueden obtenerse en el procedimiento presente son del orden de $\pm 0,0254$ mm., mientras que, como se ha indicado anteriormente, la tolerancia de la hoja metálica de espesor corriente, se aproxima al 10 % del espesor de la misma.

10 En general, no hay limitación en cuanto al tamaño y complejidad del diseño del modelo de estructura, que puede llevarse a cabo en la pieza acabada construida mediante el procedimiento de este invento. En otras palabras, el contorno de la pieza puede ser tan complejo como pueda lograrse por los procedimientos modernos de formación, y además, el modelo de las áreas engrosadas integralmente reforzadas sobre la hoja acabada, puede ser complicado y complejo para ajustarse a la naturaleza de las cargas o al fin para el que va a servir la pieza.

15 20 El procedimiento suprime una gran cantidad de remaches, puesto que todas las piezas de refuerzo van unidas integralmente al revestimiento de la pieza estructural. A este ahorro de remaches corresponde el ahorro de peso, puesto que los remaches no intervienen en la flexión o en el corte en cooperación con las piezas que se remachan sino que intervienen solamente para mantener juntas dichas piezas y transmitir las cargas en-



R. 7956

226960

tre las piezas. En otras palabras, al estimar la eficacia a la flexión de una sección dada, cualesquiera agujeros de remache, aunque puedan llenarse de remaches que aparezcan en la estructura, deben considerarse como sus-
5 traídos de la sección efectiva para determinar los esfuerzos admisibles de la misma. Con el presente invento, todas las áreas reforzadoras forman una sola pieza con el panel de revestimiento, y por esta razón, toda la sección se puede emplear para resistir esfuerzos. Esta ventaja
10 supone una relación más alta de resistencia a peso para cualquier configuración dada de panel, porque en cada punto de la estructura el panel sólo puede tener el espesor que en realidad se requiera para soportar las cargas, y las áreas reforzadoras pueden ser de un tamaño y estar
15 dispuestas de tal manera, que soporten muy eficazmente las cargas para las que se ha proyectado la pieza.

Aunque este invento se ha descrito e ilustrado en detalle, se comprenderá claramente que ello se ha hecho a modo de ilustración y ejemplo sólo y no debe
20 tomarse como limitación, estando limitado solamente el alcance del presente invento por los términos de las reivindicaciones.



226960

- O - N O T A - O -

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

10 1º. - Procedimiento de fabricación de una estructura de panel metálico de hoja delgada con elevada relación de resistencia a peso, con áreas reforzadas y engrosadas predeterminadas integrales sobre una superficie de dicha estructura, según se requiera para la distribución de cargas a través de la estructura citada, que comprende, en primer lugar, formar según un contorno deseado una chapa metálica de espesor sustancialmente igual al espesor deseado, en las citadas áreas engrosadas, cubrir porciones de una superficie de dicha 15 hoja según un diseño predeterminado requerido para dicha distribución de carga, y atacar las áreas restantes de



24 A

226960

la superficie mencionada hasta una profundidad uniforme igual a la diferencia entre el espesor de dicha hoja y el espesor mínimo deseado para la estructura de panel de hoja delgada.

5 2^a - Procedimiento de la reivindicación 1, en que las porciones del borde de la periferia de dicha superficie de la hoja se cubren junto con áreas de la misma que están dentro de las citadas porciones del borde de la periferia.

10 3^a. - Procedimiento de la reivindicación 1, en el cual dichas porciones cubiertas se extienden de una parte del borde de la periferia a otra.

15 4^a. - Procedimiento de la reivindicación 1, en el que las porciones de dichas áreas restantes son atacadas durante periodos de tiempo que varían continuamente, con lo cual se producen áreas adelgazadas en las citadas porciones de las áreas restantes.

20 5^a. - Procedimiento de la reivindicación 1, que comprende la etapa ulterior de unir dicha estructura de panel en una porción del borde de la periferia de la misma, con una porción del borde de la periferia de una pieza estructural.

25 6^a. - Procedimiento de la reivindicación 1, en que la operación de ataque últimamente mencionada, comprende el ataque de dichas áreas restantes hasta profundidades diversas.

7^a. - Procedimiento de la reivindicación



26 ABR

226960

1, en el que el espesor mínimo es una fracción menor del espesor de la plancha.

8^a. - Procedimiento de la reivindicación

1, en que dicha plancha se forma primero según una curvatura compuesta.

9^a. - Procedimiento de la reivindicación

1, en que se cubre toda la superficie opuesta de dicha plancha.

10^a. - Procedimiento de fabricación de una

estructura de panel metálico de hoja delgada con elevada relación de resistencia a peso.

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

Esta Memoria consta de veinticuatro hojas escritas por una sola cara.

Madrid, 26 ABR. 1956
P. E.

Alberto de Elzaburu

Por Poder.

28



Fig. 1.

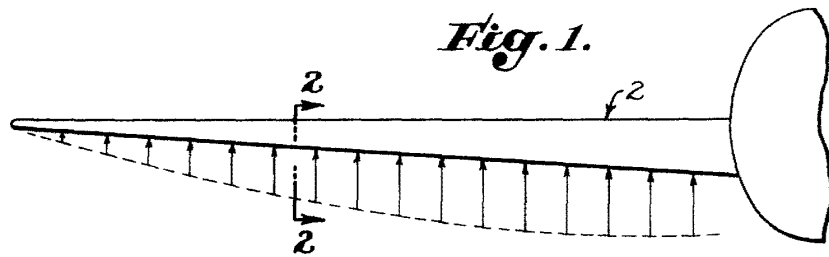
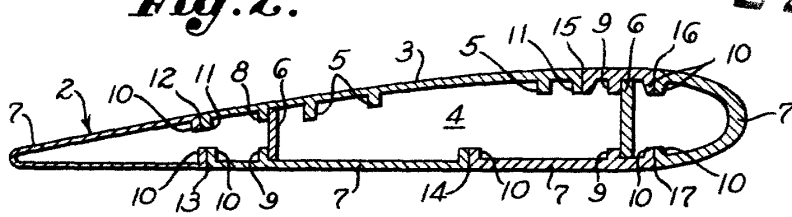


Fig. 2.



226960

Fig. 3.

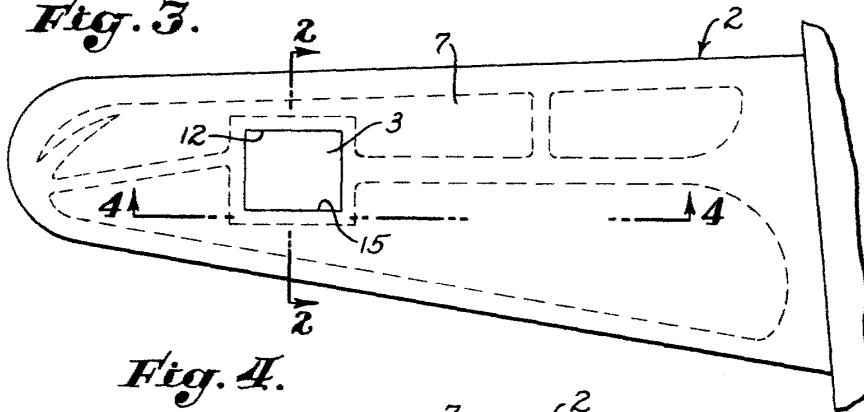


Fig. 4.

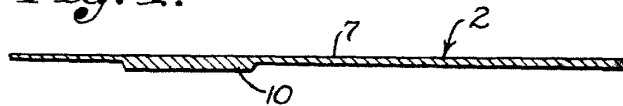


Fig. 5.

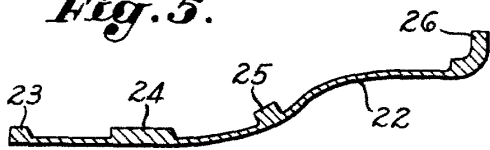


Fig. 6.

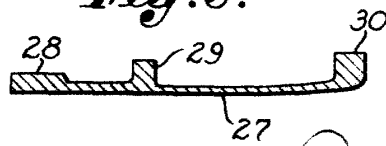
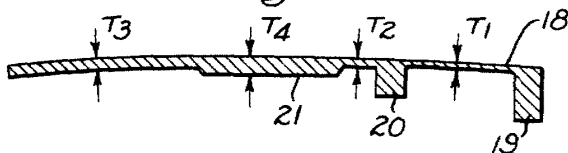


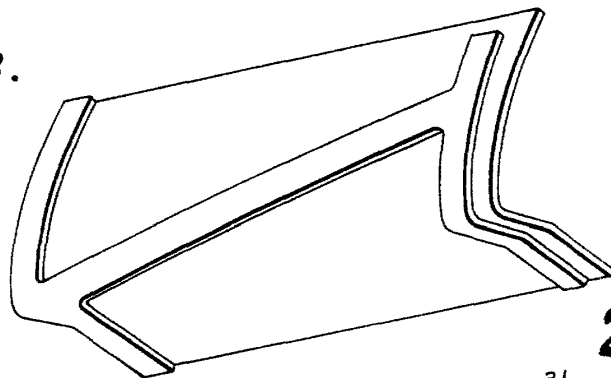
Fig. 7.



Ed. C. ...



Fig. 8.



226960

Fig. 9.

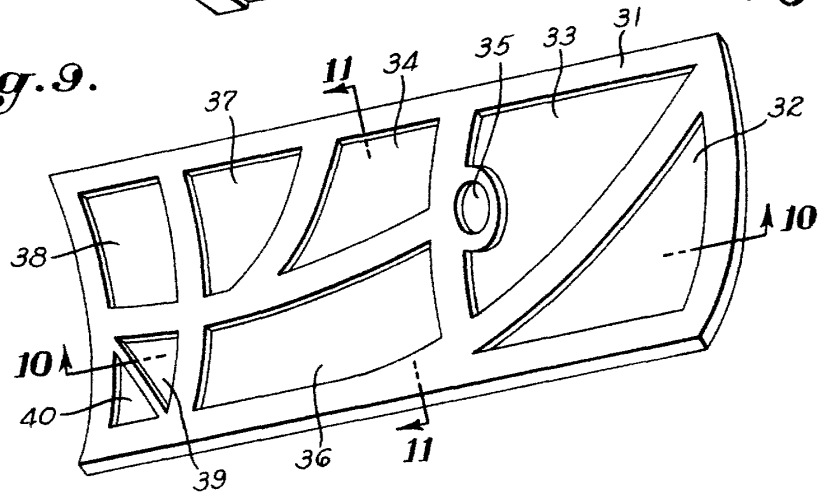


Fig. 10.

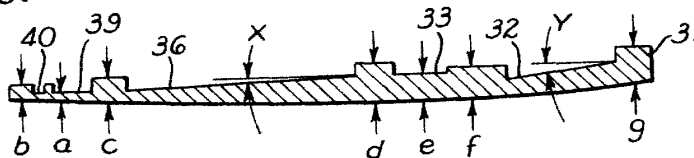
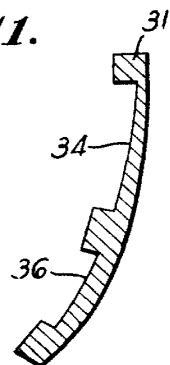


Fig. 11.



Handwritten signature or mark.