

326327

-4



326327

MEMORIA DESCRIPTIVA

correspondiente a la solicitud de concesión de una

PATENTE DE INVENCION

SOLICITANTE: TRIPLEX SAFETY GLASS COMPANY LIMITED.

RESIDENCIA: 1, Albemarle Street, London, W.1.,

INGLATERRA.-

ENUNCIADO: "CONJUNTOS TRANSPARENTES LAMINADOS

ADECUADOS PARA SU EMPLEO EN PANELES

EN UNA AERONAVE".

Prioridad: Patente británica n.º 19210/65 del 6-5-65.

326327



1 Esta invención se relaciona con conjuntos transpa--
rentes laminados y especialmente con la construcción de con-
juntos destinados a su empleo en aeronaves que experimentan
en vuelo unas temperaturas extremadamente bajas, por ejem--
5 plo de -40°C ó menores aún.

 Actualmente los paneles formadores de conjuntos es-
tructurales para aeronaves comprenden esencialmente una pla-
ca de vidrio sustentadora de la carga, unida a una capa re-
sistente a los golpes que ordinariamente se extiende más -
10 allá de la placa sustentadora de la carga para su fijación
al armazón por medio de tornillos, siendo la finalidad de -
la capa resistente a los golpes (ordinariamente una capa de
butiral polivinilo plastificado) la de conservar el estado
de presión en la aeronave en el caso de impacto sobre la -
15 placa sustentadora de la carga o de fractura de la misma, -
por cualquier causa, por ejemplo rotura debida a impacto -
con un ave.

 Tales construcciones habituales de conjuntos han in-
cluído también generalmente un vidrio protector exterior uni-
do a la gruesa capa plástica resistente a los impactos.
20

 Tal conjunto incluye también, sobre la cara interna
de la placa sustentadora de la carga, una segunda capa plás-
tica relativamente delgada y un vidrio protector interno, -
manteniendo esta segunda capa conjuntamente al vidrio protec-
tor interno y a la placa sustentadora de la carga.
25

 El avance en las construcciones aeronáuticas para -
conseguir unas velocidades y altitudes de vuelo cada vez ma-
yores ha requerido un progresivo incremento en el grosor de
la placa sustentadora de la carga, como asimismo unos incre-
30 mentos en el espesor de la capa resistente a los impactos -



326327

1 entre la placa sustentadora de la carga y el vidrio protec-
tor externo, cuya capa puede ser del orden de 1/4 de pulga-
da (0,63 cm.) o más de espesor.

5 El butiral polivinilo tiene un coeficiente de dila-
tación por lo menos 10 veces mayor que el del vidrio y por
consiguiente, cuanto más gruesa sea la capa resistente a -
los impactos, mayores serán las tensiones desarrolladas en
las interfases entre la placa sustentadora de la carga y la
capa resistente a los impactos y entre el vidrio protector
10 exterior y la capa resistente a los impactos, cuando se ex-
ponen a condiciones exteriores extremadamente frías.

 La experiencia ha demostrado que las tensiones des-
arrolladas causarán el resquebrajamiento de las superficies
del vidrio adyacentes a la capa resistente a los golpes, par-
15 ticularmente en la unión de dichas superficies y las caras
marginales contiguas de las placas, y que tales tensiones -
nocivas pueden dar lugar también a una interrupción en las
uniones o enlaces entre la placa sustentadora de la carga y
la capa resistente a los impactos y entre el vidrio protec-
20 tor exterior y la capa resistente a los impactos.

 Unos mayores incrementos en el espesor de la capa -
resistente a los impactos resultaban necesarios para resis-
tir impactos al incrementarse las velocidades alcanzadas a
bajas altitudes, y el mayor espesor incrementará a su vez -
25 las tensiones nocivas producidas a elevadas altitudes y ba-
jas temperaturas, siendo por consiguiente impracticable.

 El objeto principal de la presente invención es -
crear un perfeccionado conjunto transparente laminado que -
resista todas estas condiciones.

30 Un conjunto transparente laminado destinado a uti-



1 lizarse en paneles para aeronaves, construido de acuerdo -
con la presente invención, se caracteriza por una placa -
sustentadora de la carga, una capa de unión entre la cara -
5 exterior de dicha placa y un elemento de vidrio exterior,
siendo suficientemente delgada la placa de unión, por ejem-
plo de menos de 0,1 pulgada (2,5 mm.) de grosor, para evi-
tar el desarrollo de tensiones nocivas en el adyacente vi-
drio y una capa resistente a los impactos entre la cara in-
terna de la placa sustentadora de la carga y un elemento de
10 vidrio protector interno.

15 El elemento de vidrio externo y el elemento de vi-
drio protector interno pueden consistir en laminaciones de
vidrio fijadas entre sí mediante adhesivo o en una placa -
de vidrio endurecido o en una placa de vidrio sin endure-
cer.

20 En un conjunto laminado construido de acuerdo con
la presente invención, debido a la delgadez de la capa de
unión, la diferencia de contracción entre la capa de unión
y la placa sustentadora de la carga es improbable que gene-
re una tensión bruta suficiente para dañar en modo alguno
a la placa sustentadora de la carga, incluso a la más ex-
trema temperatura baja (por ejemplo de -40°C o inferior) -
encontrada en los vuelos modernos, o para causar la separa-
ción de la capa de unión respecto a la placa sustentadora
25 de la carga.

30 Se ha observado en la práctica que la unión de la
cara de la placa sustentadora de la carga y las caras late-
rales contiguas de la placa es particularmente susceptible
de resquebrajamiento y separación de la capa, que pueden -
ser causados por una operación a bajas temperaturas, inclu-



326327

1 yendo la presente invención además unas construcciones di-
rigidas particularmente a la protección de los bordes de -
la placa sustentadora de la carga.

5 En este aspecto, la presente invención proporciona
un conjunto transparente laminado adecuado para su empleo
en paneles en una aeronave, caracterizado por poseer combi-
nadamente una placa sustentadora de la carga, una capa de
unión entre la cara exterior de dicha placa y un elemento
de vidrio exterior, siendo suficientemente delgada la capa
10 de unión, por ejemplo inferior a 0,1 pulgada (2,5 mm.) de
grosor, para evitar la creación de nocivas tensiones en el
vidrio adyacente, extendiéndose la capa de unión sobre la
cara de la placa sustentadora de la carga para eliminar la
posibilidad de que las tensiones alcancen la unión de la -
15 citada cara y la cara marginal contigua de la placa susten-
tadora de la carga, y una capa resistente a los impactos -
entre la cara interna de la placa sustentadora de la carga
y un elemento de vidrio protector interno.

20 Como en las construcciones según la invención la -
capa de unión entre la placa sustentadora de la carga y el
elemento de vidrio exterior es tan delgada que no puede -
constituir una capa resistente a los impactos, tal capa se
dispone sobre la cara interna de la placa sustentadora de
la carga, como más adelante se describe.

25 La capa de unión situada sobre la cara externa de
la placa sustentadora de la carga pueden formarse de butiral
polivinilo o, si la aeronave en que se instala el conjunto
se destina a vuelo supersónico, de un material de silicona
tal como la silicona obtenible en el mercado con la marca
30 comercial de SILASTOMER TYPE "K" (Dow Corning), incorporán

326327 -4



1 dese tales capas de silicona entre la placa sustentadora -
de la carga y el elemento de vidrio exterior para resistir
el calor generado por el vuelo a elevada velocidad.

5 A fin de que la invención pueda entenderse más cla-
ramente, se describirá seguidamente a modo de ejemplo una
construcción práctica preferida con referencia al adjunto
dibujo esquemático.

10 En el dibujo, se muestra una placa 1 sustentadora
de la carga encerrada por un miembro espaciador 2 de un ar-
mazón normalmente incorporado en el fuselaje de un avión ro-
deando a la placa 1, interponiéndose un material de relle-
no 3 entre el miembro espaciador 2 y la placa 1.

15 En el lado exterior del miembro espaciador 2 hay -
una tira de cobertura 4 que se superpone a los bordes de -
la placa 1 yuxtapuestos respecto al miembro espaciador 2 y
se superpone a la cara externa de la placa 1. En la cons- -
trucción preferida, la delgada capa de unión 5 entre la -
placa 1 y un elemento de vidrio exterior 7 se extiende so-
bre la cara exterior de la placa 1 para quedar separada -
20 del borde de la placa 1, proporcionando así una reducción
8 para aceptar la tira de cobertura 4. Además, la exten- -
sión de la capa de unión 5 en la construcción preferida -
ofrece una adicional protección a las zonas marginales de
la placa 1, cuyas zonas marginales son particularmente sus-
ceptibles de resquebrajamiento y separación de la capa a -
25 temperaturas muy bajas.

30 El resquebrajamiento o astillado del borde se indi-
ca por la línea discontinua 6, cuyo resquebrajamiento o as-
tillado ocurre cuando existe una capa resistente a los im-
pactos en lugar de una capa de unión usada en las construc

326327^A



1 ciones según la invención, es decir una delgada capa de -
unión, por ejemplo inferior a 0,1 pulgada (2,5 mm.) de gros-
sor, como aquí se describe.

5 En la construcción de un conjunto según la inven--
ción, la capa de unión 5 no es una capa resistente a los -
impactos, sino simplemente una capa de unión entre la pla-
ca 1 y un elemento de vidrio exterior 7. La delgada capa -
de unión 5 entre el elemento 7 y la placa sustentadora de
10 mm.) y con esta dimensión se observa que la tracción ejer-
cida sobre la cara de la placa 1 sustentadora de la carga
no es perjudicial y se elimina prácticamente la separación
del borde de la capa de unión 5 respecto a la placa 1 y al
elemento de vidrio exterior 7, así como el resquebrajamien-
15 to de la superficie de la placa 1 y del elemento de vidrio
exterior 7.

Un relleno 9 de material compresible se inserta en-
tre la tira de cobertura 4 y los bordes yuxtapuestos de la
capa de unión 5 y el elemento de vidrio exterior 7.

20 Sobre la cara interna de la placa 1 se dispone una
capa 10 resistente a los impactos a la que se aplica un -
elemento de vidrio protector interno 11, que es convenien-
temente de las mismas dimensiones superficiales que la pla-
ca 1. La capa 10 resistente a los impactos tiene un mayor
25 área superficial que la placa 1 para superponerse a la ca-
ra interna del miembro espaciador 2 y proporcionar una pro-
longación marginal 12 que es sellada contra el miembro es-
paciador 2, como se indica en 13 y retenida en su posición
mediante la placa de retención 14 que está también en rela-
30 ción de apoyo con el elemento de vidrio protector interno 11.



326327

1 Como se indica en 15, la prolongación 12 puede ser reforzada mediante inserciones metálicas en el plano medio de la prolongación.

5 Como la capa 10 resistente a los impactos está alejada respecto a la cara exterior de la aeronave, no se halla sometida a temperaturas extremadamente bajas a elevadas altitudes y puede formarse por consiguiente mediante una gruesa capa (por ejemplo de 1/4 de pulgada (0,63 cm.) o más) de butiral polivinilo, cuyo material se considera el mejor adaptado para asegurar la función de resistir el impacto de un ave y las tensiones de presión a temperaturas normales. Al mismo tiempo, la capa 10 resistente a los impactos no es sometida a las elevadas temperaturas que se originan junto a la cara exterior durante un vuelo a elevada velocidad.

15 Por la anterior descripción se comprenderá que mediante el uso de tal conjunto laminado, construido de acuerdo con la presente invención, se evita por completo el daño a la placa sustentadora de la carga, derivado de la existencia de unas condiciones de temperatura extremadamente bajas exteriormente a la aeronave en la que está instalado el conjunto, al tiempo que se conserva la ventaja de emplear butiral polivinilo plastificado como capa resistente a los impactos, cuyo material es el mejor actualmente en uso para resistir los impactos de aves y tensiones de presión.

25 En resúmen, la Patente de Invención que se solicita, recaerá sobre las siguientes:

- REIVINDICACIONES -

30 1. Conjuntos transparentes laminados adecuados pa-

326327 = 4 M



1 ra su empleo en paneles en una aeronave, caracterizados -
por una placa sustentadora de la carga, una capa de unión
entre la cara exterior de la placa sustentadora de la car-
ga y un elemento de vidrio exterior, siendo suficientemen-
5 te delgada la capa de unión, por ejemplo inferior a 0,1 pul-
gada (2,5 mm.) de grosor, para evitar la formación de ten-
siones nocivas en el vidrio adyacente, y una capa resisten-
te a los impactos entre la cara interna de la placa susten-
tadora de la carga y un elemento de vidrio protector inter-
10 no.

2. Conjunto transparente laminado adecuado para su
empleo en paneles en una aeronave, caracterizado por pre-
sentar combinadamente una placa sustentadora de la carga,
una capa de unión entre la cara exterior de la placa sus-
15 tentadora de la carga y un elemento de vidrio exterior, -
siendo suficientemente delgada la capa de unión, por ejem-
plo inferior a 0,1 pulgada (2,5 mm.) de grosor, para evi-
tar la creación de nocivas tensiones en el vidrio adyacen-
te, extendiéndose la capa de unión sobre la cara de la pla-
ca sustentadora de la carga para eliminar la posibilidad -
20 de que las tensiones alcancen la unión de la referida cara
y la contigua cara marginal de la placa sustentadora de la
carga, y una capa resistente a los impactos entre la cara
interna de la placa sustentadora de la carga y un elemento
25 de vidrio protector interno.

3. Conjuntos transparentes laminados según las rei-
vindicaciones 1 ó 2, en el que la delgada capa de unión es
tá formada de un material de silicona.

4. Se reivindica por último como objeto sobre el -
30 que ha de recaer la Patente de Invención que se solicita :

326327




1 "CONJUNTOS TRANSPARENTES LAMINADOS ADECUADOS PARA SU EMPLEO
EN PANELES EN UNA AERONAVE".

5 Todo conforme queda descrito y reivindicado en la -
presente Memoria descriptiva que consta de diez páginas me-
canografiadas y dibujos adjuntos.

Madrid, 4 de Mayo de 1.966

BERNARDO UNGRIA
p.p.

10


(Fdo. Juan Pedraza)

15

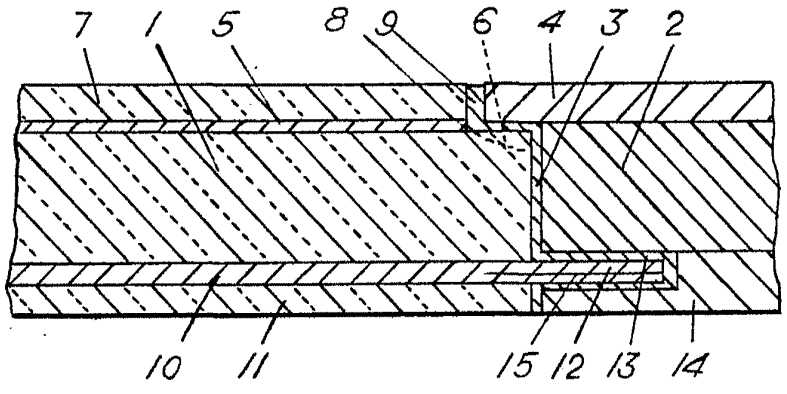
20

25

30



326327



ESCALA VARIABLE
 MADRID, 4 DE Mayo DE 1911
 BERNARDO UNGRÍA
 A. R.

[Handwritten signature]
 (D.º. Juan Pedraza)