

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 579 977**

51 Int. Cl.:

**B64C 1/06**

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **09.04.2011 E 11718921 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **06.04.2016 EP 2558360**

54 Título: **Aeronave con una estructura de deformación integrada absorbidora de energía y aeronave con un fuselaje de esta clase**

30 Prioridad:

**12.04.2010 DE 102010014638**

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

**18.08.2016**

73 Titular/es:

**AIRBUS DEFENCE AND SPACE GMBH (100.0%)  
Willy-Messerschmitt-Strasse 1  
85521 Ottobrunn, DE**

72 Inventor/es:

**MAYER, FRANZISKUS;  
MEISNER, CHRISTOPH y  
STARKE, PETER**

74 Agente/Representante:

**LEHMANN NOVO, María Isabel**

**ES 2 579 977 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

Aeronave con una estructura de deformación integrada absorbidora de energía y aeronave con un fuselaje de esta clase.

### Campo técnico

5 La presente invención concierne a un fuselaje de aeronave con una estructura de deformación integrada absorbidora de energía según el preámbulo de la reivindicación 1. La invención concierne también a una aeronave que está equipada con un fuselaje de esta clase.

10 Es suficientemente conocido el recurso de equipar las aeronaves en la zona inferior con unas llamadas cajas de choque (crash boxes) que, en caso de un aterrizaje de emergencia, convierten la energía cinética de la aeronave, al impactar con el suelo, en trabajo de deformación.

### Estado de la técnica

15 Se conoce por el documento DE 601 14 455 T2 el recurso de aplanar la cuaderna anular del fuselaje en la zona inferior del fuselaje y prever debajo de este tramo de cuaderna horizontal aplanado unas vigas que discurren en dirección longitudinal y que están configuradas como vigas compuestas absorbedoras de energía. Estas vigas compuestas están montadas en las cuadernas horizontales por medio de herrajes de fijación. Estos herrajes de fijación aumentan el peso total de la aeronave en grado no insignificante y, cuando se fabrican, por ejemplo, de titanio para ahorrar peso, incrementan netamente los costes de fabricación de la aeronave. Además, las cuadernas están unidas en esta zona con el forro del fuselaje únicamente a través de los largueros deformables, de modo que, cuando, en el caso de un impacto vertical de la aeronave, se agrega una componente de fuerza transversal, es de esperar que los largueros deformables se acoden lateralmente hacia fuera.

20 Se conoce por el documento DE 44 16 506 A1 un fuselaje de aeronave que está provisto, en su zona inferior, de una estructura de piso inferior que está soportada por medio de elementos de apoyo que se extienden entre la estructura de piso inferior y las cuadernas de fuselaje en dirección oblicua con respecto al plano medio longitudinal vertical de la aeronave. Debajo de la estructura de piso inferior está prevista en el exterior del fuselaje una estructura de deformación que amplía netamente la sección transversal aerodinámicamente efectiva de la aeronave.

30 Si en la zona más inferior del fuselaje están previstas entre un piso inferior y las cuadernas unas vigas que son parte de una estructura de deformación absorbidora de energía, estas vigas pueden ciertamente entonces transformar la energía cinética en energía de deformación al producirse un impacto sobre un suelo firme, si bien existe el peligro de que en la zona de montaje de estas vigas en las cuadernas del fuselaje se presenten unas fuerzas de cizalladura que puedan conducir durante el impacto a una rotura del forro del fuselaje o incluso de la cuaderna en esta zona. En el caso de un amerizaje de emergencia puede penetrar entonces agua en el fuselaje de una manera no deseada.

35 Se conoce ya por el documento DE 10 2007 038 634 B3 un componente estructural absorbedor de impulsos desarrollado por el inventor de la presente solicitud. Este componente estructural consiste en una capa absorbidora de impulsos sobre la cual está montada una capa de cubierta. La capa absorbidora de impulsos presenta un patrón regular de resaltes y depresiones, de modo que, al chocar una parte de masa con la parte de cubierta, se forma en la capa absorbidora de impulsos un saco de retenida con el cual se degrada la energía cinética de la parte de masa.

40 El documento WO 2002/46036A1 describe y muestra un fuselaje de aeronave que presenta cuadernas anulares y largueros de fuselaje que unen las cuadernas una con otra, así como un revestimiento que forma un forro del fuselaje. Las cuadernas de este fuselaje de aeronave ya conocido no están unidas en la parte inferior del fuselaje con los largueros de fuselaje allí previstos, es decir que no siguen el recorrido del forro del fuselaje, sino que están formadas como horizontales en la parte inferior del fuselaje y están distanciadas del forro del fuselaje en esta zona. Por debajo de este tramo horizontal de las respectivas cuadernas está prevista una estructura de deformación integrada absorbidora de energía que presenta sendas zonas plásticamente deformables del lado izquierdo y del lado derecho y una zona central plásticamente deformable colocada entre estas dos zonas plásticamente deformables. Las zonas plásticamente deformables derecha e izquierda son de mayor rigidez que la zona central en dirección vertical debido al modo de construcción representado. Por encima del tramo horizontal de las cuadernas se muestra una estructura de armazón.

45 El documento WO 2006/051235 A1 describe y muestra una sección transversal de un fuselaje de aeronave en la que el fuselaje presenta cuadernas anulares que tienen un travesaño que discurre en la zona inferior de la sección transversal del fuselaje. Sobre este travesaño está prevista una estructura de piso que a su vez presenta una pluralidad de largueros de piso que están dispuestos sobre el travesaño del fuselaje y sobre los cuales están dispuestos unos travesaños de piso que a su vez están unidos con las cuadernas, pero no de manera directa. La parte inferior de las respectivas cuadernas y el respectivo travesaño de cuaderna están unidos entre ellos con puntales de forma de zigzag.

**Exposición de la invención**

El cometido de la presente invención consiste en indicar un fuselaje de aeronave con una estructura de deformación integrada absorbedora de energía que, en caso de un impacto de la aeronave con el suelo, haga posible una amortiguación efectiva del impacto y cuya estructura de deformación impida en amplio grado, en caso de un amerizaje de emergencia de la aeronave, la aparición de fisuras en el forro exterior de la aeronave. Otro cometido consiste en indicar una aeronave con un fuselaje de esta clase.

El problema dirigido al fuselaje de la aeronave se resuelve con las características indicadas en la reivindicación 1.

El fuselaje presente cuadernas anulares y largueros de fuselaje que unen las cuadernas una con otra, así como un revestimiento que forma un forro del fuselaje. En el interior del fuselaje está prevista al menos una estructura de piso inferior que presenta una pluralidad de travesaños unidos con una cuaderna asociada y unos largueros de piso que unen estos travesaños uno con otro. La estructura de deformación está formada en una zona de fuselaje inferior colocada por debajo de la estructura de piso inferior. Según la invención, la estructura de deformación presenta una primera zona central inelásticamente deformable y sendas segundas zonas inelásticamente deformables del lado izquierdo y del lado derecho, de mayor rigidez en dirección vertical, es decir, en la dirección del eje vertical de la aeronave, que la de la zona central. Entre los largueros de piso izquierdo interior y derecho interior prolongados hacia abajo está prevista, asociada a cada cuaderna, una respectiva estructura de apoyo que discurre en la dirección transversal de la aeronave y que une una con otra las respectivas zonas inferiores – unidas con la cuaderna asociada – de los largueros de piso interiores prolongados hacia abajo para la transmisión de fuerza en dirección transversal.

La estructura de apoyo, juntamente con los travesaños de la estructura de piso inferior, conduce las fuerzas transversales entre los dos tramos inferiores de la cuaderna a la izquierda y a la derecha del plano medio longitudinal vertical de la aeronave. De este modo, la parte inferior de la respectiva cuaderna está excluida en su mayor parte de la transmisión de fuerza en el área de la primera zona central inelásticamente deformable, de modo que una deformación de esta zona no conduce al derrumbamiento del sistema estático del fuselaje formado por las cuadernas y los largueros.

Las deformaciones que tienen lugar en las dos zonas deformables durante un choque, por ejemplo un aterrizaje con fractura o un amerizaje de emergencia, son irreversibles. Si la estructura de deformación está formada de metal o presenta piezas metálicas deformables, se deforman entonces plásticamente las piezas metálicas. Sin embargo, si la estructura de deformación está formada por un material compuesto fibroso, por ejemplo un material compuesto de fibra de carbón (CFK) o un material compuesto de fibra de vidrio (GFK), o bien presenta piezas deformables de material compuesto fibroso, estas piezas sufren entonces una rotura en forma de migajas (“crushing”) durante un choque.

**Ventajas**

En un aterrizaje de emergencia o un amerizaje de emergencia se hunde inicialmente hacia dentro la primera zona deformable central antes de que la aeronave se apoye sobre las dos segundas zonas inelásticamente deformables colocadas a la izquierda y a la derecha de la misma (con respecto al plano medio longitudinal vertical de la aeronave).

En el caso de un aterrizaje de emergencia sobre suelo firme, la aeronave resbala entonces sobre las segundas zonas inelásticamente deformables lateralmente colocadas que se erosionan paulatinamente por la energía de rozamiento o que, en caso de un impacto vertical más fuerte, se deforman también inelásticamente para degradar más energía cinética.

En el caso de un amerizaje de emergencia se hunde también inicialmente hacia dentro la primera zona central deformable de la estructura de deformación. Dado que en esta zona no están previstas vigas que soporten las cuadernas del fuselaje rígidamente hacia arriba, el hundimiento hacia dentro puede producirse sustancialmente sin ningún impedimento, con lo que es pequeño el peligro de una rotura del forro del fuselaje. Por tanto, en un amerizaje de emergencia el fuselaje sigue siendo estanco en esta zona, pero al menos se dificulta la penetración de agua en el fuselaje por esta zona.

Después del hundimiento hacia dentro de la primera zona central de la estructura de deformación las dos segundas zonas laterales inelásticamente deformables forman una estructura a manera de patín que actúa de forma semejante a los dos fuselajes de un catamarán y que estabiliza la aeronave en su movimiento de avance sobre el agua.

Otras características de ejecución preferidas y ventajosas del fuselaje de aeronave según la invención son objeto de las reivindicaciones 2 a 9.

Preferiblemente, la respectiva zona inelásticamente deformable de mayor rigidez en dirección vertical presenta al

- menos un larguero de piso prolongado hacia abajo hasta más allá de los travesaños de la estructura de piso inferior, cuyo larguero está unido en su zona superior con los travesaños de la estructura de piso y se halla unido en su zona inferior con las cuadernas del fuselaje. Esta forma de realización crea una estructura integrada en la que el larguero de piso configurado en esta forma pasa a ser parte de la estructura de deformación. Este larguero de piso – análogamente al estado de la técnica – puede estar configurada como un componente absorbedor de energía y asume, por un lado, la función de larguero para la estructura de piso y, por otro lado, la función de absorbedor de energía en el caso de una colisión o impacto (“choque”). Este doble uso del larguero de piso reduce el peso, los costes y la complejidad de montaje en comparación con el elemento de deformación de larguero previsto por separado en el estado de la técnica.
- 5
- 10 En una forma de realización preferida la primera zona inelásticamente deformable colocada entre las dos segundas zonas inelásticamente deformables está configurada como un componente estructural absorbedor de impulsos. A este fin, se ha previsto preferiblemente en el lado interior del forro del fuselaje una capa absorbidora de impulsos que está configurada de manera especialmente preferida en forma ondulada. Sin embargo, en lugar de la configuración ondulada es imaginable cualquier configuración en forma de un patrón regular de resaltos o depresiones, tal como ya se ha revelado en el documento DE 10 2007 038 634 B3. No obstante, la disposición de un componente estructural absorbedor de impulsos en la zona más inferior del fuselaje de la aeronave como uno de entre varios elementos de choque no es ya conocida por este documento de referencia ni tampoco se sugiere en el mismo.
- 15
- 20 Es ventajoso a este respecto que en el tramo de fuselaje colocado entre las dos segundas zonas inelásticamente deformables y que forma la primera zona inelásticamente deformable no estén previstos largueros de fuselaje que soporten la estructura de piso inferior contra el forro del fuselaje o las cuadernas. Se crea así una estructura especialmente dócil de menor rigidez en la primera zona de la estructura de deformación, es decir, en la panza del fuselaje, que absorbe y amortigua de manera especialmente efectiva el primer impacto de la aeronave con el suelo, al menos en cierto grado, o con el agua. El posicionamiento e inmovilización relativos de las cuadernas del fuselaje en la dirección longitudinal de la aeronave unas con respecto a otras es asumido en esta versión por los largueros de piso exteriores unidos con las cuadernas del fuselaje a través de los travesaños de piso.
- 25
- 30 Preferiblemente, la estructura de apoyo está abombada en forma de arco hacia dentro y hacia el centro de la aeronave y está unida al menos en su tramo central con el travesaño asociado de la estructura de piso inferior. De esta manera, se crea una transmisión de fuerzas transversales especialmente efectiva a través de la unidad constituida por el travesaño de piso y la estructura de apoyo de forma de arco.
- La estructura de apoyo presenta en este caso preferiblemente una armadura de celosía o una viga de forma de arco.
- Es ventajoso también que los largueros de piso exteriores prolongados hacia abajo, los travesaños de piso de la estructura de piso inferior y las cuadernas formen un perfil de cajón rígido a la presión y rígido a la torsión juntamente con el revestimiento del fuselaje unido en esta zona con las cuadernas y eventualmente con placas de piso previstas en esta zona y unidas con la estructura de piso inferior. Este perfil de cajón es especialmente adecuado para convertir energía cinética en trabajo de deformación cuando la aeronave impacta con un suelo duro, sin que entonces se deshaga toda la estática de la estructura del fuselaje.
- 35
- 40 Una forma de realización especialmente ventajosa se caracteriza por que, para unir los travesaños de la estructura de piso inferior con las cuadernas, están previstos unos herrajes que están fijados cada uno de ellos, por un lado, a un extremo lateral de un travesaño y, por otro lado, a la cuaderna asociada. La previsión de estos herrajes crea una transmisión efectiva de fuerzas transversales a través de la unidad constituida por el travesaño de piso y la estructura de apoyo de forma de arco.
- La estructura de apoyo presenta en este caso preferiblemente una armadura de celosía o una viga de forma de arco.
- 45 Es ventajoso también que los largueros de piso exteriores prolongados hacia abajo, los travesaños de piso de la estructura de piso inferior y las cuadernas formen un perfil de cajón rígido a la flexión y rígido a la torsión juntamente con el revestimiento del fuselaje unido en esta zona con las cuadernas y eventualmente con placas de piso previstas en esta zona y unidas con la estructura de piso inferior. Este perfil de cajón es especialmente adecuado para convertir energía cinética en trabajo de deformación cuando la aeronave impacta con un suelo duro, sin que entonces se deshaga toda la estática de la estructura de fuselaje.
- 50 Una forma de realización especialmente ventajosa se caracteriza por que, para unir los travesaños de la estructura de piso inferior con las cuadernas, están previstos unos herrajes que están fijados cada uno de ellos, por un lado, a un extremo lateral de un travesaño y, por otro lado, a la cuaderna asociada. La previsión de estos herrajes crea una transmisión de fuerza especialmente fiable entre la respectiva cuaderna del fuselaje y el travesaño de la estructura de piso inferior asociado a ésta.
- 55 Es especialmente ventajoso a este respecto que los herrajes estén provistos de unos respectivos nervios dispuestos a manera de celosía que discurren en la dirección de las componentes de las fuerzas que se deben transmitir por el

5 herraje. Los nervios absorben entonces la mayor parte de las fuerzas que se deben transmitir, de modo que la parte plana del herraje, que está unida con el respectivo travesaño o con la respectiva cuaderna, puede ser de construcción sensiblemente más delgada que la de los herrajes convencionales. De esta manera, se puede lograr un ahorro de peso en los herrajes. Como alternativa, se puede emplear – sin ahorro de peso – un material más barato (por ejemplo acero en lugar de titanio) con lo que se reducen netamente los costes de fabricación. Estos herrajes provistos de nervios pueden estar configurados con sus dimensiones adaptadas al respectivo caso de aplicación para lograr así una transmisión máxima de fuerza con una masa mínima del herraje. Estos herrajes especialmente configurados representan una invención autónoma y, con independencia de su aplicación en el presente fuselaje de aeronave con una estructura de deformación integrada absorbidora de energía, pueden emplearse en cualquier otro fuselaje de aeronave para unir, por ejemplo, cuadernas y travesaños de piso unas con otros.

10 Por tanto, la presente invención se extiende también a un herraje con nervios dispuestos a manera de celosía que discurren en la dirección de las componentes de las fuerzas que se deben transmitir por el herraje. En este caso, los nervios están orientados en su extensión longitudinal, por ejemplo, en direcciones que se determinan como direcciones principales de transmisión de fuerza al descomponer las fuerzas por medio de un paralelogramo de fuerzas o por medio de elementos finitos. La altura y/o el espesor de los respectivos nervios pueden estar configurados entonces análogamente a la magnitud de las distintas componentes de fuerza. El herraje está construido preferiblemente en una sola pieza, por ejemplo como una pieza fundida, una pieza prensada o una pieza forjada y puede presentar entre los nervios unos tramos de superficie integrados que sirven, por ejemplo, para fijar el herraje, a cuyo fin éstos están provistos, por ejemplo, de agujeros de paso para tornillos, remaches u otros bulones de fijación.

15 Tales herrajes provistos de nervios poseen además, en caso de una colisión o un impacto, la ventaja de que los herrajes pueden deformarse también y convertir así energía cinética en trabajo de deformación, lo que no es posible o al menos no es posible en un grado apreciable con los herrajes macizos empleados hasta ahora.

20 La parte del problema dirigida a la aeronave se resuelve con las características indicadas en la reivindicación 10. En particular, el fuselaje según la invención encuentra aplicación en una aeronave de planos de sustentación o en una aeronave de alas giratorias.

25 Ejemplos de realización preferidos de la invención con detalles de ejecución adicionales y otras ventajas se describen y explica seguidamente por mayor pormenor haciendo referencia a los dibujos adjuntos.

### Breve descripción de los dibujos

30 Muestran:

La figura 1, una representación seccionada en perspectiva de un segmento inferior de un fuselaje de aeronave según la invención;

La figura 2, una representación seccionada del segmento de fuselaje de la figura 1 en la dirección de la flecha II;

La figura 3, una representación ampliada del detalle III de la figura 2;

35 La figura 4, la representación en sección según la figura 2 con un montante central adicional;

La figura 5, una forma de realización alternativa respecto de la forma de realización representada en la figura 2 con una viga de celosía de forma de arco;

La figura 6, la forma de realización de la figura 5 con un montante central adicional;

La figura 7, una sección a través de la forma de realización de la figura 2 después de un amerizaje de emergencia;

40 La figura 8, la forma de realización según la figura 2 después de un impacto o choque con suelo duro, por ejemplo en un aterrizaje de emergencia;

La figura 9, otra forma de realización alternativa del fuselaje según la invención en una aeronave de carga de gran capacidad; y

La figura 10, otra forma de realización alternativa del fuselaje de aeronave según la invención para un helicóptero.

### 45 Exposición de ejemplos de realización preferidos

En la figura 1 se muestra la mitad inferior de un segmento de un fuselaje de aeronave 1 que, según la invención, está provisto de una estructura de deformación 2 en su zona más inferior, es decir, en la panza de la aeronave. El fuselaje presenta una pluralidad de tales elementos de fuselaje con cuadernas anulares 10, de las cuales solamente se muestra una en el segmento de fuselaje representado en la figura 1. Las cuadernas 10 están dispuestas de la

manera convencional una tras otra en la dirección longitudinal de la aeronave y distanciadas una de otra. Unos largueros 12 de fuselaje discurren en la dirección longitudinal de la aeronave y unen las distintas cuadernas una con otra. Un gran número de largueros 12 del fuselaje se extienden distanciados uno de otro a lo largo del perímetro del fuselaje. Un revestimiento 14 fijado exteriormente sobre las cuadernas 10 y los largueros 12 del fuselaje forma el forro 16 del fuselaje.

En la zona inferior del recinto interior del fuselaje está prevista una estructura de piso inferior 3. La estructura de piso inferior 3 comprende una pluralidad de largueros 4, 5, 30 y travesaños 32 unidos con éstos. Cada travesaño 32 está unido en sus extremos con una cuaderna de fuselaje asociada 10. Sobre la estructura de piso formada por los travesaños 32 y los largueros 4, 5, 30 están montadas unas placas de piso 34 que forman el piso de un recinto inferior en el fuselaje de la aeronave. La estructura de piso 3 está provista de dos clases diferentes de largueros. Los largueros de piso centrales 30 están configurados de la manera convencional y presentan una altura que corresponde aproximadamente a la altura de los travesaños 32. La fijación de los largueros 30 a los travesaños 32 se efectúa por medio de angulares de fijación 31 en sí conocidos que están fijados tanto a los largueros 30 como a los travesaños 32 por medio de uniones de bulones, por ejemplo por medio de remaches.

Los largueros de piso laterales 4, 5 están unidos de la misma manera con los respectivos travesaños 32 por medio de angulares de fijación 33. Sin embargo, en dirección vertical, es decir, en la dirección del eje vertical de la aeronave, los largueros laterales 4, 5 se extienden hacia abajo hasta el lado interior del forro 16 del fuselaje. Se describen más abajo con mayor pormenor, haciendo referencia a la figura 2, la constitución y el funcionamiento de los largueros de piso laterales 4, 5 en el caso de un impacto durante un aterrizaje de emergencia o un amerizaje de emergencia.

Entre los dos largueros de piso interiores 5 prolongados hacia abajo está formada una primera zona central inelásticamente deformable 20 de la estructura de deformación 2. En esta zona central 20 un tramo 16' del forro 16 del fuselaje de la aeronave está provista, en el lado interior orientado hacia el centro del fuselaje, de una capa 22 absorbadora de impulsos que presenta un patrón regular de resaltes y depresiones y que en el ejemplo mostrado posee la forma de un perfil ondulado en el que los valles y las crestas de las ondulaciones se extienden en la dirección longitudinal de la aeronave. Este tramo central 16' del forro de la aeronave forma juntamente con la capa 22 absorbadora de impulsos montada en el lado interior una pieza estructural 24 absorbadora de impulsos que se extiende siempre entre dos cuadernas contiguas 10 en la dirección longitudinal de la aeronave. Las cuadernas 10 mantienen la forma del forro del fuselaje en esta zona y garantizan el contorno exterior deseado del fuselaje. Dado que el perfil ondulado se extiende en la dirección longitudinal de la aeronave, se puede prescindir de largueros de fuselaje adicionales 12 en esta primera zona central inelásticamente deformable 20, de modo que en el tramo de fuselaje colocado entre los dos largueros de piso interiores 5 prolongados hacia abajo y que forma la primera zona inelásticamente deformable 20 no están previstos largueros de fuselaje que soporten la estructura de piso inferior 3 contra el forro 16 del fuselaje o las cuadernas 10.

Entre los largueros de piso interiores izquierdo y derecho 5 prolongados hacia abajo está prevista, asociada a cada cuaderna 10, una estructura de apoyo 6 de forma de arco que discurre en la dirección transversal de la aeronave. Esta estructura de apoyo 6 de forma de arco une las respectivas zonas inferiores – unidas con la cuaderna 10 – de los largueros de piso interiores 5 prolongados hacia abajo y está unida en esta zona con la cuaderna 10 y el larguero de piso 5 a través de unos herrajes correspondientes 64. La estructura de apoyo 6 de forma de arco presenta una viga 60 de forma de arco abombada hacia dentro y hacia el centro de la aeronave, la cual hace contacto mediante su tramo central con el travesaño 32 de la estructura de piso 3 y está unida aquí, en la zona del larguero de piso central, con el travesaño 32. Unos montantes 61, 62 unen la viga 60 de forma de arco con los dos largueros de piso contiguos que discurren a la izquierda y a la derecha del larguero de piso central en la zona de su unión con el travesaño 32. De esta manera, entre la cuaderna 10 y la estructura de apoyo 6 de forma de arco está formada en la zona central del tramo inferior del fuselaje, entre los dos largueros de piso interiores 5 prolongados hacia abajo, una cavidad libre 21 hacia dentro de la cual, al producirse un aterrizaje de panza, puede colapsarse sin ningún impedimento el tramo de fuselaje – configurado como componente estructural 24 absorbador de impulsos – de la primera zona inelásticamente deformable 20, tal como se muestra, por ejemplo, en la figura 7.

En la figura 2 se representa en sección transversal la parte inferior del segmento de fuselaje mostrado en la figura 1. A la izquierda y a la derecha, por encima de la conexión de la estructura de piso inferior 3 a la cuaderna de fuselaje 10, se muestran unos montantes verticales izquierdo y derecho 18, 19 de una estructura de piso superior (no mostrada).

A la izquierda y a la derecha de la primera zona central inelásticamente deformable 20 están formadas en la zona de los dos largueros de piso 4, 5 prolongados hacia abajo dos segundas zonas laterales inelásticamente deformables 26, 28 cuya constitución y funcionamiento se explica con más detalle ayudándose de la segunda zona inelásticamente deformable 26 y haciendo referencia a la figura 3. La otra zona lateral inelásticamente deformable 28 está construida simétricamente a la zona antes citada y, por tanto, no se describe con detalle.

Un larguero de piso exterior 4 está montado en la proximidad inmediata del extremo frontal del travesaño de piso 32

5 de la estructura de piso inferior 3 por medio de angulares de fijación convencionales 40 y se extiende desde el travesaño 32 hacia abajo hasta el lado interior del forro 16 del fuselaje, en donde dicho larguero está unido de manera en sí conocida con el forro 16 del fuselaje, por ejemplo por medio de remaches. El larguero de piso lateral 4 está unido también, por ejemplo remachado, con la cuaderna 10 de una manera convencional, por ejemplo por medio de angulares de fijación adecuados 41, 42.

10 En el lado frontal del travesaño 32 está montado un herraje 7 provisto de nervios 70 dispuestos a manera de celosía, el cual está fijamente unido de manera convencional, por ejemplo remachado, con el travesaño 32, el larguero de piso exterior 4 y la cuaderna 10. Los nervios 70 del herraje 7 discurren en este caso como unos resaltes en una base de herraje plana en la dirección de las componentes de fuerza que deben ser transmitidas por el herraje 7 entre el travesaño 32 y la cuaderna 10, con lo que el herraje 7 combina una alta capacidad de carga en las direcciones de fuerza necesarias con un pequeño peso.

15 Entre dos travesaños de piso contiguos 32 está prevista una respectiva placa de cubierta 80 que está unida de manera convencional, por ejemplo por medio de angulares y fijaciones remachadas adecuados, con el travesaño 32, los dos largueros de piso laterales 4, 5 prolongados hacia abajo y el herraje 7. Los travesaños 32, las placas de cubierta 80, las cuadernas 10, los largueros de piso 4 y 5 y el forro 16 del fuselaje forman de esta manera un perfil de cajón estable 8 que a su vez forma la segunda zona inelásticamente deformable 26.

20 En particular, los montantes verticales formados por los largueros de piso laterales 4, 5 confieren a la respectiva zona lateral inelásticamente deformable 26, 28 una mayor resistencia (rigidez) en dirección vertical, es decir, en la dirección del eje vertical de la aeronave, que la que posee la zona central inelásticamente deformable 20. Por este motivo, durante un aterrizaje de panza se hunde primeramente hacia dentro la zona central inelásticamente deformable 20, tal como se representa en la figura 7, antes de que entonces, en el caso de un impacto más duro de la aeronave con un suelo firme, las zonas laterales inelásticamente deformables 26, 28 absorban energía y la conviertan en trabajo de deformación, tal como se muestra, por ejemplo, en la figura 8.

25 El material empleado para las zonas deformables 20, 26, 28 está ajustado especialmente a la tarea de absorber el máximo de energía y convertirla en trabajo de deformación. Así, por ejemplo, la capa 22 absorbidora de impulsos consiste en un material compuesto fibroso, preferiblemente un material compuesto de fibra de carbón (CFK), una mezcla de fibras de vidrio y CFK o solamente un material compuesto de fibra de vidrio. El material de fibra de vidrio empleada en este caso presenta un alto alargamiento a la rotura de más de un 5% para poder convertir la mayor cantidad posible de energía en trabajo de deformación.

30 El tramo central 16' del forro del fuselaje en la zona central inelásticamente deformable 20 y preferiblemente también en las dos zonas laterales inelásticamente deformables 26, 28 puede consistir en un metal ligero, un material compuesto de metal-fibra, CFK o una mezcla de CFK con una proporción de fibras de vidrio, empleándose aquí también fibras de vidrio con un alargamiento a la rotura de más de un 5%.

35 Los dos largueros de piso laterales 4, 5 prolongados hacia abajo pueden consistir en metal ligero, por ejemplo aluminio, o un material compuesto de metal-fibra, CFK o bien CFK con una proporción de fibras de vidrio. Se emplean aquí también fibras de vidrio con un alargamiento a la rotura de más de un 5%.

40 La figura 4 muestra una forma de realización alternativa con respecto a la figura 2, en la que está previsto un puntal vertical central blando 35 que se extiende entre el travesaño de piso 32 y el componente estructural 24 absorbedor de impulsos formado por el tramo 16' del forro del fuselaje y la capa 22 absorbidora de impulsos y que proporciona una estabilización adicional. Sin embargo, el puntal vertical 35 es de una construcción tan dócil que puede asumir ciertamente estas funciones de estabilización, pero, en el caso de un aterrizaje de panza, no dificulta el hundimiento hacia dentro ya descrito del componente estructural 24 absorbedor de impulsos y especialmente no ocasiona ninguna rotura del segmento central 16' del forro del fuselaje. El puntal vertical 35 puede estar configurado como un puntal a manera de barra que discurre en dirección vertical u oblicuamente con respecto al eje longitudinal de la aeronave o bien puede estar configurado como un componente plano dócil que se extiende en un plano vertical en la dirección longitudinal de la aeronave.

45 En la figura 5 se representa una forma de realización alternativa con respecto a la forma de realización mostrada en la figura 2, en la que la estructura de apoyo 6' de forma de arco no está formada por una viga en forma de arco como en el ejemplo de la figura 2, sino por una armadura de celosía 65 que está unida en su superficie superior, en toda la anchura entre las dos largueros de piso verticales interiores 5, con el travesaño de piso 32 de la estructura de piso inferior 3 y cuya cabeza de celosía inferior 66 está configurada en forma de arco.

50 La figura 6 muestra una forma de realización modificada con respecto a la variante mostrada en la figura 5 con una estructura de apoyo 6' de forma de arco definida por la armadura de celosía 65, en la que, como en el ejemplo de la figura 4, está previsto un puntal vertical central dócil 36 que se extiende entre el travesaño de piso 32 y el componente estructural 24 absorbedor de impulsos formado por el tramo central 16' del forro de fuselaje y la capa 22 absorbidora de impulsos y que proporciona una estabilización adicional. El puntal vertical 36 corresponde en sus propiedades y en su configuración al puntal vertical 35; por tanto, puede estar configurado como un puntal a manera

de barra o como un componente plano.

La figura 7 muestra la forma de realización según la figura 4 después de un amerizaje de emergencia. Puede apreciarse que la primera zona central inelásticamente deformable 20 de la estructura de deformación 2 se ha colapsado hacia dentro de la cavidad 21 por efecto del impacto de la aeronave con la superficie W del agua. El tramo central inferior 16' del forro del fuselaje se ha hundido en este caso hacia dentro y hacia el centro de la aeronave, pero no se ha roto, de modo que no se ha producido ninguna fuga en el forro 16 del fuselaje. Como puede apreciarse bien en la figura 7, el puntal vertical 35 se ha colapsado y no supone estorbo alguno para el hundimiento hacia dentro del componente estructural 24 absorbedor de impulsos. La cuaderna 10 se ha roto en partes sueltas 10' en el área de la zona central inelásticamente deformable 20. La transmisión de fuerza entre los dos extremos rotos de la parte remanente no dañada de la cuaderna 10 se produce ahora a través de la estructura de apoyo 6 de forma de arco y el travesaño 32 de la estructura de piso inferior 3, de modo que no falla el armazón estático del fuselaje de la aeronave. Incluso aunque en este caso se rompa el revestimiento exterior 14 en el tramo central inferior 16' del forro del fuselaje, la capa 22 absorbidora de impulsos solo se deforma entonces y garantiza la estanqueidad del forro 16 del fuselaje.

Las dos zonas laterales inelásticamente deformables 26, 28 no han sido afectadas por el impacto de la aeronave con la superficie W del agua y forman una especie de patines o flotadores que estabilizan la aeronave en su movimiento longitudinal sobre el agua.

La figura 8 muestra un fuselaje de aeronave según la invención, que corresponde en su constitución al fuselaje mostrado en la figura 4, después de un impacto con un suelo firme G. En la figura 8 se puede apreciar que el fuselaje de la aeronave está equipado con una estructura de piso superior 9 que está construida de manera convencional con largueros de piso (no mostrados) y travesaños de piso 92. En la cubierta inferior del fuselaje de la aeronave formada entre la estructura de piso inferior 3 y la estructura de piso superior 9 están previstos asientos 94 de pasajeros.

En el estado del fuselaje de aeronave representado en la figura 8 después de un impacto con el suelo no solo se ha colapsado hacia dentro de la cavidad 21 – como en el amerizaje de emergencia mostrado en la figura 7 – el componente estructural central 24 absorbedor de impulsos de la zona central inelásticamente deformable 20, sino que también las dos zonas laterales inelásticamente deformables 26, 28 han absorbido energía de impacto y han sido deformadas por ella. No solo la cuaderna 10 se ha descompuesto en sus partes sueltas 10' debido a este impacto con el suelo en la zona entre los dos herrajes 7 a manera de celosía con los que el travesaño 32 de la estructura de piso inferior 3 está fijado a la cuaderna 10, sino que también la viga 60 de forma de arco se ha roto en partes sueltas 60'. En este caso, la estabilidad estática del fuselaje en dirección periférica se conserva todavía debido a la zona restante de la cuaderna 10 y al travesaño de piso inferior 32, así como al travesaño de piso inferior 92.

La figura 9 muestra en representación esquemática la parte inferior de un segmento de un fuselaje de aeronave según la invención para, por ejemplo, un avión de transporte en una forma de realización modificada. El travesaño de piso inferior 132 y la parte inferior 111 de la cuaderna 110 están configurados como un componente estructural integral. Además de los dos largueros de piso exteriores 104, 105 de la estructura de piso inferior 103 está prevista una pluralidad de largueros verticales 135 que soportan el travesaño de piso inferior 132 contra la parte inferior de la cuaderna 110 y el forro 116 del fuselaje. Estos largueros 135 están contruidos como sensiblemente más dóciles (más blandos) que los largueros de piso laterales 104 y 105, de modo que los largueros 135 pueden soportar ciertamente las fuerzas que actúan sobre la estructura de piso inferior 103 por efecto de la carga aplicada, pero, en caso de un aterrizaje de panza sobre el agua o sobre suelo firme, se colapsan juntamente con la estructura de deformación 102.

La estructura de deformación 102 presenta aquí también una zona central inelásticamente deformable 120 que está provista de un componente estructural 124 absorbedor de impulsos que presenta también una capa 122 absorbidora de impulsos que está prevista en el lado interior del tramo central 116' del fuselaje y que está configurada como en los ejemplos anteriores. Asimismo, la estructura de deformación 102 comprende, como en los ejemplos anteriores, dos zonas laterales inelásticamente deformables 126, 128 que están constituidas en principio exactamente igual que se ha descrito en combinación con los ejemplos precedentes y que presentan especialmente los largueros de piso laterales muy rígidos 104, 105 de la estructura de piso inferior 103.

En lugar de la estructura de apoyo de forma de arco se han previsto en el ejemplo mostrado en la figura 9 dos vigas de celosía laterales 106 que se extienden entre el travesaño de piso 132 y el tramo de cuaderna inferior 111 y que están dispuestas en los lados en posición contigua al larguero de piso lateral interior 105. Las dos vigas de celosía 106 discurren en su lado inferior desde el tramo de cuaderna inferior 111 hacia arriba hasta el travesaño de piso 132 y están bastante distanciadas lateralmente una de otra, de modo que entre el tramo de cuaderna inferior 111, el larguero de piso inferior 132 y las dos vigas de celosía 106, así como los largueros de piso laterales 105, queda una cavidad 121 hacia dentro de la cual, en caso de un impacto de la aeronave con una superficie de agua o con un suelo firme, pueden colapsarse el componente estructural 124 absorbedor de impulsos y el tramo de cuaderna



central 111.

La figura 10 muestra una forma de realización modificada del segmento de fuselaje representado en la figura 9 con un contorno exterior de forma de cajón, tal como éste es típico para helicópteros, especialmente para helicópteros de carga. La cuaderna 210 forma también aquí con su tramo de cuaderna central inferior 211 y el travesañ de piso 232 de la estructura de piso inferior 203 un perfil integral con una cavidad 221 prevista entre el travesañ de piso inferior 232 y el tramo de cuaderna inferior central 211.

Los largueros de piso laterales 204, 205 están configurados de la misma manera que en los ejemplos anteriores y forman los componentes de núcleo de las zonas laterales inelásticamente deformables 226, 228. La zona central inelásticamente deformable 220 está construida también exactamente igual que en los ejemplos anteriores y presenta especialmente un componente estructural 224 absorbedor de impulsos que posee una capa 222 absorbidora de impulsos que está prevista en el lado interior del tramo central inferior 216' del forro 216 del fuselaje y que está configurada como la capa 22 absorbidora de impulsos de los ejemplos descritos al principio.

En el ejemplo de la figura 10 están previstas también dos vigas de celosía laterales 206 que se extienden entre el travesañ de piso inferior 232 y el tramo de cuaderna inferior 211 y que están bastante distanciadas una de otra, quedando cada una de ellas contigua al lado interior del larguero de piso inferior 205. En estas dos vigas de celosía laterales 206 la cabeza de viga inferior, al igual que en las vigas de celosía 106 del ejemplo de la figura 9, discurre también hacia el centro y oblicuamente hacia arriba, de modo que está disponible una cavidad 221 suficiente hacia dentro de la cual se puede colapsar la zona central inelásticamente deformable 220.

Un larguero central dócil 235 se extiende desde el travesañ de piso 232 hasta el tramo de cuaderna inferior 211 y hasta el tramo 216' del forro del fuselaje y, al igual que los largueros adicionales 135 en el ejemplo de la figura 9, cuida de que la carga apoyada sobre la estructura de piso 203 sea soportada óptimamente en la cuaderna 210 del fuselaje. Sin embargo, el larguero central adicional 235 es tan dócil que, en el caso de un aterrizaje de panza, dicho larguero no opone ninguna resistencia apreciable al hundimiento de la zona central inelásticamente deformable 220 hacia dentro de la cavidad 221 y, en particular, no provoca una rotura del tramo inferior 216' del forro del fuselaje.

Por tanto, todos los ejemplos mostrados están concebidos de modo que, en caso de un amerizaje de emergencia, únicamente la zona central inelásticamente deformable 20, 120, 220 sea hundida hacia dentro de la cavidad 21, 121, 221 formada detrás de ella, sin que se dañe entonces el forro del fuselaje, es decir que no se presenta fuga alguna en el forro del fuselaje. Únicamente en el caso de un impacto más fuerte, tal como el que se presenta en un aterrizaje de emergencia sobre suelo firme, se deforman también las zonas laterales inelásticamente deformables 26, 28; 126, 128; 226, 228 para absorber las fuerzas de impacto más altas producidas por el suelo firme menos dócil en comparación con una superficie de agua. En este caso de impacto sobre un suelo firme ya no está en primer plano el criterio de la estanqueidad del forro del fuselaje, de modo que también aquí una destrucción del forro del fuselaje contribuye a la absorción de energía.

Los símbolos de referencia en las reivindicaciones, la descripción y los dibujos sirven únicamente para la mejor comprensión de la invención y no deberán restringir el alcance de la protección.

#### Lista de símbolos de referencia

Designan:

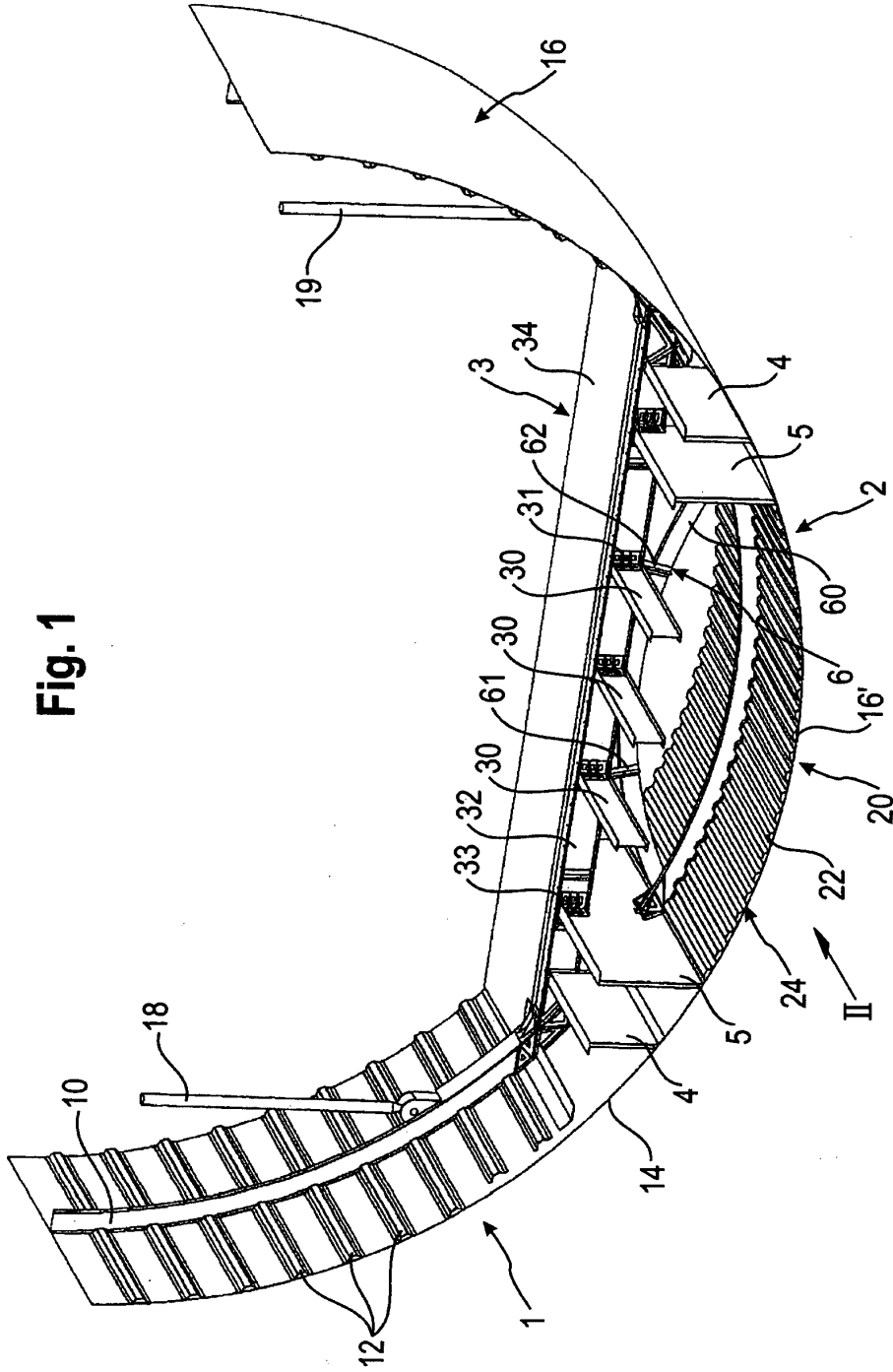
	1	Fuselaje de aeronave
	2	Estructura de deformación
40	3	Estructura de piso inferior
	4	Larguero
	5	Larguero
	6	Estructura de apoyo
	6'	Estructura de apoyo
45	7	Herraje
	8	Perfil de cajón
	9	Estructura de piso superior
	10	Cuaderna
	10'	Partes sueltas de la cuaderna 10
50	10''	Partes sueltas de la cuaderna 10
	12	Larguero de fuselaje
	14	Revestimiento
	16	Forro de fuselaje
	16'	Tramo de forro de fuselaje
55	18	Montante vertical
	19	Montante vertical
	20	Zona central inelásticamente deformable

	21	Cavidad
	22	Capa absorbedora de impulsos
	24	Pieza estructural absorbedora de impulsos
	26	Zona lateral inelásticamente deformable
5	28	Zona lateral inelásticamente deformable
	30	Larguero
	31	Angular de fijación
	32	Travesaño
	33	Angular de fijación
10	34	Placa de piso
	35	Puntal vertical
	36	Puntal vertical
	40	Angular de fijación
	41	Angular de fijación
15	42	Angular de fijación
	60	Viga de forma de arco
	60'	Partes sueltas de la viga de forma de arco
	61	Montante
	62	Montante
20	65	Armadura de celosía
	66	Cabeza de celosía
	70	Nervio
	80	Placa de cubierta
	92	Travesaño de piso
25	94	Asientos de pasajeros
	102	Estructura de deformación
	103	Estructura de piso
	104	Larguero de piso
	105	Larguero de piso
30	106	Viga de celosía
	110	Cuaderna
	111	Tramo de cuaderna inferior
	116	Forro de fuselaje
	116'	Tramo de forro de fuselaje central
35	120	Zona central inelásticamente deformable
	121	Cavidad
	122	Capa absorbedora de impulsos
	124	Componente estructural absorbedor de impulsos
	126	Zona lateral inelásticamente deformable
40	128	Zona lateral inelásticamente deformable
	132	Travesaño de piso
	135	Larguero vertical
	203	Estructura de piso
	204	Larguero de piso
45	205	Larguero de piso
	206	Viga de celosía lateral
	210	Cuaderna
	211	Tramo de cuaderna central inferior
	216	Forro de fuselaje
50	216'	Tramo de forro de fuselaje inferior
	220	Zona central inelásticamente deformable
	221	Cavidad
	222	Capa absorbedora de impulsos
	224	Componente estructural absorbedor de impulsos
55	226	Zona lateral inelásticamente deformable
	228	Zona lateral inelásticamente deformable
	232	Travesaño de piso
	235	Larguero central adicional
	G	Suelo firme
60	W	Superficie de agua

**REIVINDICACIONES**

1. Fuselaje de aeronave con una estructura de deformación integrada absorbidora de energía,
- en el que el fuselaje (1) presenta cuadernas anulares (10; 110; 210) y largueros de fuselaje (12) que unen las cuadernas (10; 110; 210) una con otra, así como un revestimiento (14) que forma un forro de fuselaje (16; 116; 216),
- 5 - en el que está prevista en el interior del fuselaje (1) al menos una estructura de piso inferior (3; 103; 203) que presenta una pluralidad de travesaños (32; 132; 232) unidos con una cuaderna asociada (10; 110; 210) y de largueros de piso (4, 5, 30; 104, 105; 204, 205) que unen estos travesaños uno con otro, y
- en el que la estructura de deformación está construida en una zona de fuselaje inferior colocada debajo de la estructura de piso inferior (3; 103; 203),
- 10 - en el que la estructura de deformación presenta una primera zona central inelásticamente deformable (20; 120; 220) y unas respectivas segundas zonas inelásticamente deformables (26, 28; 126, 128; 226, 228) del lado izquierdo y del lado derecho, de mayor rigidez en dirección vertical que la de la zona central, **caracterizado** por que
- entre los largueros de piso (5) interior izquierdo e interior derecho prolongados hacia abajo está prevista, asociada a cada cuaderna (10), una respectiva estructura de apoyo (6; 6') que discurre en la dirección transversal de la aeronave y que une una con otra las respectivas zonas inferiores – unidas con la cuaderna asociada (10) – de los largueros de piso interiores (5) prolongados hacia abajo para la transmisión de fuerza en dirección transversal.
- 15
2. Fuselaje de aeronave según la reivindicación 1, **caracterizado** por que la respectiva zona inelásticamente deformable (26, 28; 126, 128; 226, 228) de mayor rigidez en dirección vertical presenta al menos un larguero de piso (4, 5; 104, 105; 204, 205) prolongado hacia abajo hasta más allá de los travesaños (32; 132; 232) de la estructura de piso inferior (3; 103; 203), cuyo larguero está unido en su zona superior con los travesaños (32; 132; 232) de la estructura de piso (3; 103; 203) y se halla unido en su zona inferior con las cuadernas (10; 110; 210) del fuselaje (1).
- 20
3. Fuselaje de aeronave según la reivindicación 1 o 2, **caracterizado** por que la primera zona inelásticamente deformable (20; 120; 220) colocada entre las dos segundas zonas inelásticamente deformables (26, 28; 126, 128; 226, 228) está configurada como un componente estructural absorbedor de impulsos, para lo cual está prevista preferiblemente en el lado interior del forro (16; 116; 216) del fuselaje una capa (22; 122; 222) absorbidora de impulsos que presenta también preferiblemente un patrón regular de resaltos y depresiones, a cuyo fin esta capa está configurada, por ejemplo, en forma ondulada.
- 25
4. Fuselaje de aeronave según la reivindicación 3, **caracterizado** por que en el tramo de fuselaje que está colocado entre las dos zonas inelásticamente deformables (26, 28; 126, 128; 226, 228) y que forma la primera zona inelásticamente deformable (20; 120; 220) no están previstos largueros de fuselaje que soporten la estructura de piso inferior contra el forro del fuselaje o las cuadernas.
- 30
5. Fuselaje de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** por que la estructura de apoyo (6; 6') que discurre en la dirección transversal de la aeronave está abombada en forma de arco hacia dentro en dirección al centro de la aeronave y está unida al menos en su tramo central con el travesaño asociado (32) de la estructura de piso inferior (3).
- 35
6. Fuselaje de aeronave según la reivindicación 5, **caracterizado** por que la estructura de apoyo (6; 6') presenta una armadura de celosía (65) o una viga (60) de forma de arco.
7. Fuselaje de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 2 a 6, **caracterizado** por que los largueros de piso (4, 5) prolongados hacia abajo, los travesaños (32) de la estructura de piso inferior (3) y las cuadernas (10) forman un perfil de cajón (8) rígido a la flexión y rígido a la torsión juntamente con el revestimiento (14) del fuselaje (1) unido en esta zona con las cuadernas (10) y eventualmente con placas de piso (34) previstas en esta zona y unidas con la estructura de piso inferior (3).
- 40
8. Fuselaje de aeronave según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, **caracterizado** por que, para unir los travesaños (32) de la estructura de piso inferior (3) con las cuadernas (10), están previstos unos herrajes (7) que están fijados cada uno de ellos, por un lado, a un extremo lateral del travesaño (32) y, por otro lado, a la cuaderna asociada (10).
- 45
9. Fuselaje de aeronave según la reivindicación 8, **caracterizado** por que los herrajes (7) están provistos de nervios (70) dispuestos a manera de celosía que discurren en la dirección de las componentes de las fuerzas que se deben transmitir por el herraje (7).
- 50
10. Aeronave, especialmente aeronave de planos de sustentación o aeronave de alas giratorias, con un fuselaje que está configurado según cualquiera de las reivindicaciones anteriores.

Fig. 1



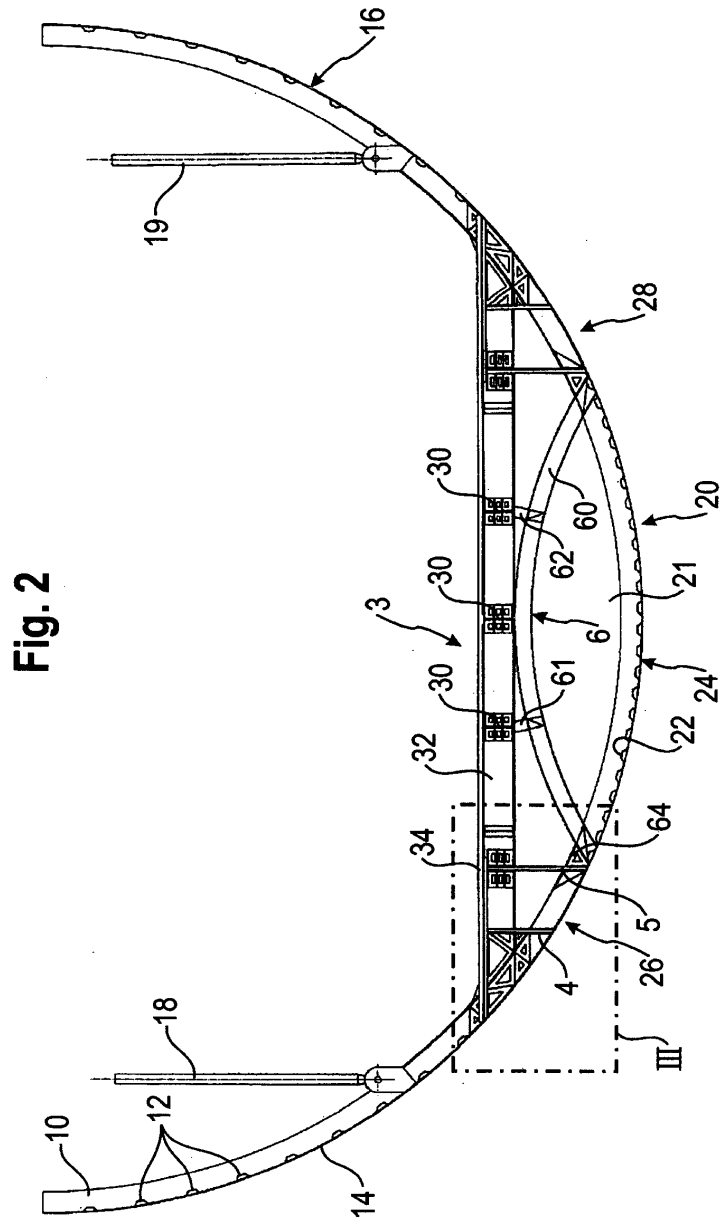
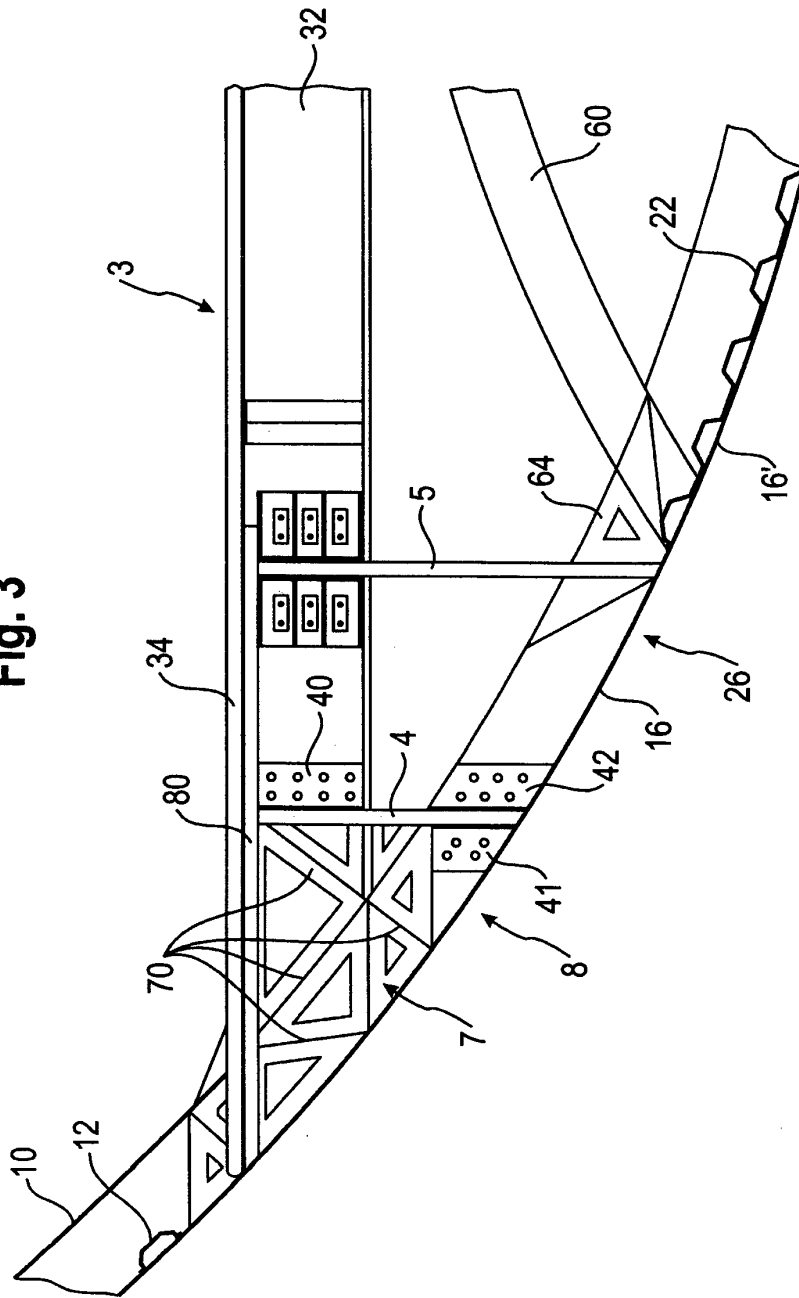


Fig. 2

Fig. 3



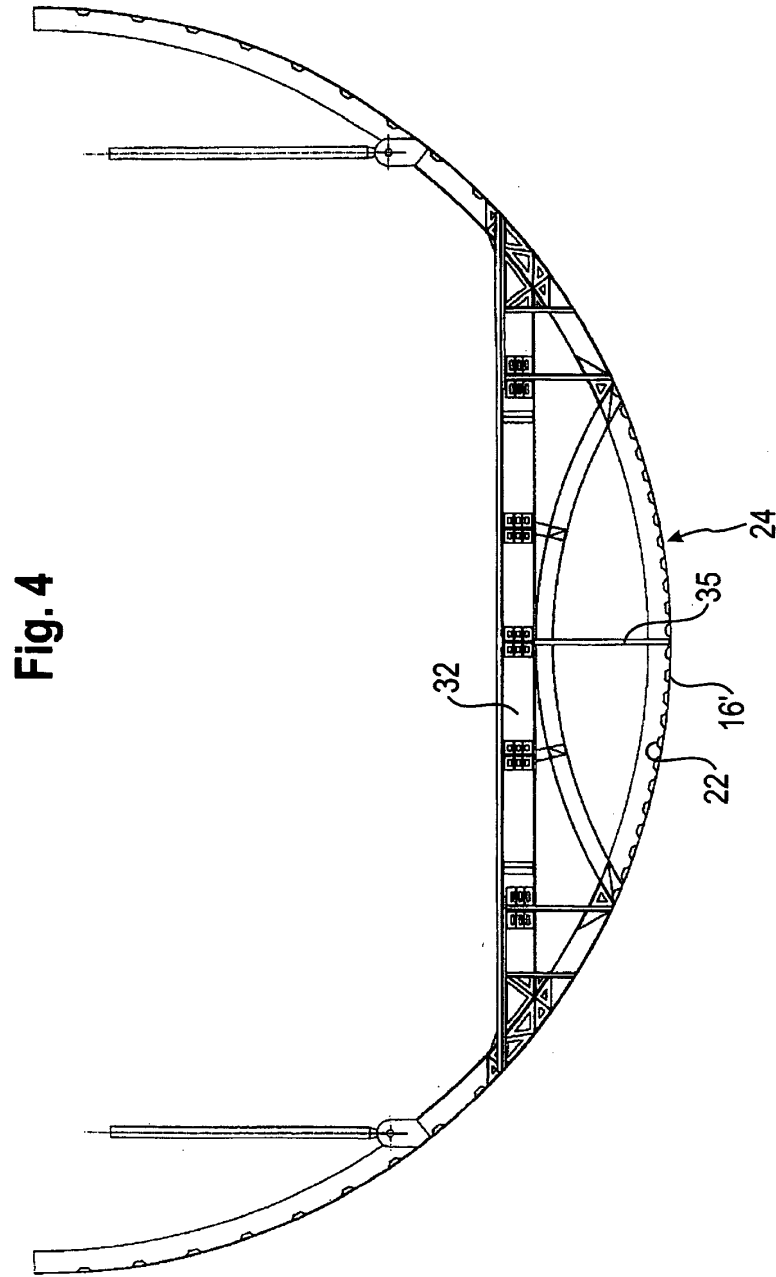


Fig. 4

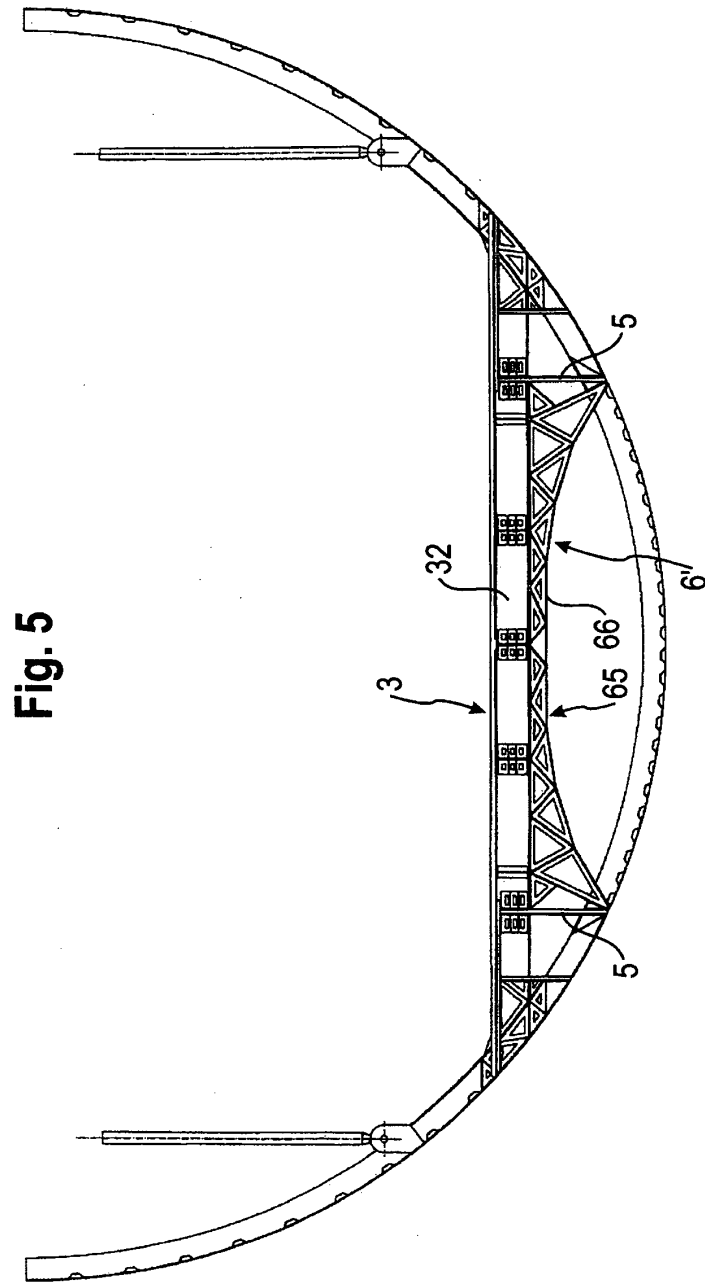
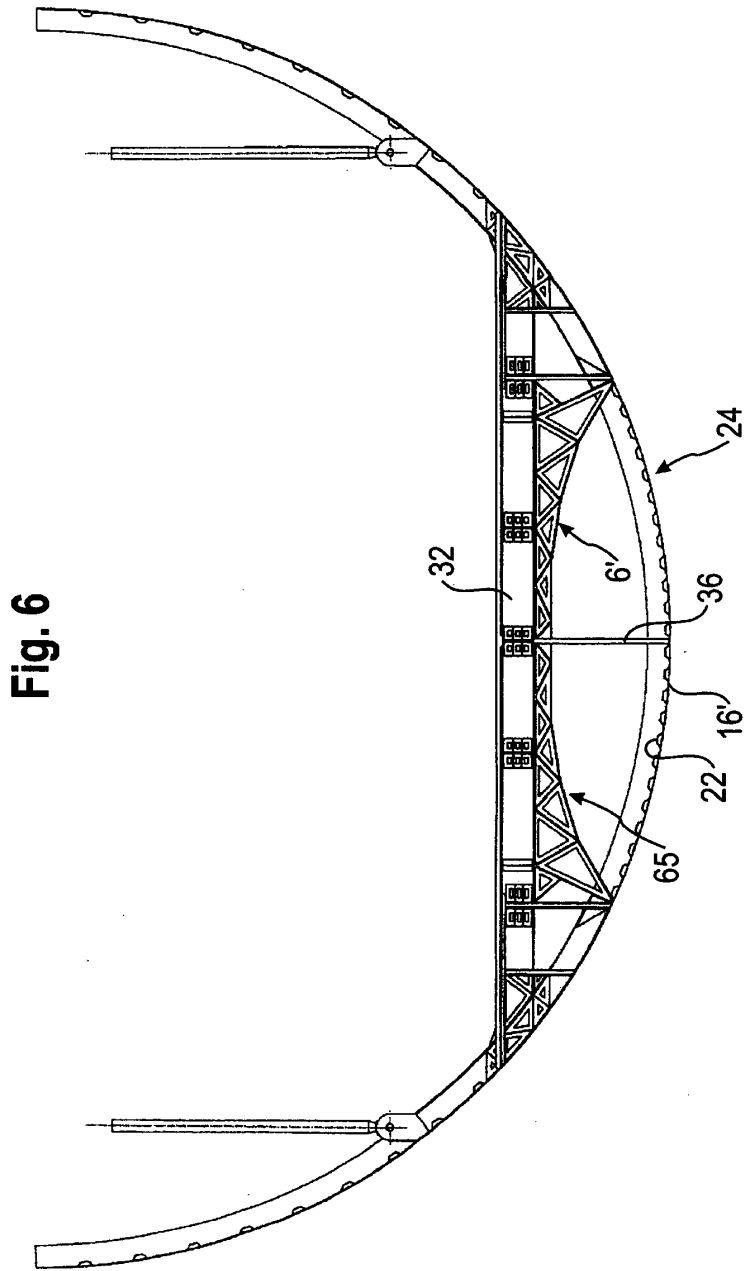


Fig. 5





**Fig. 6**



Fig. 8

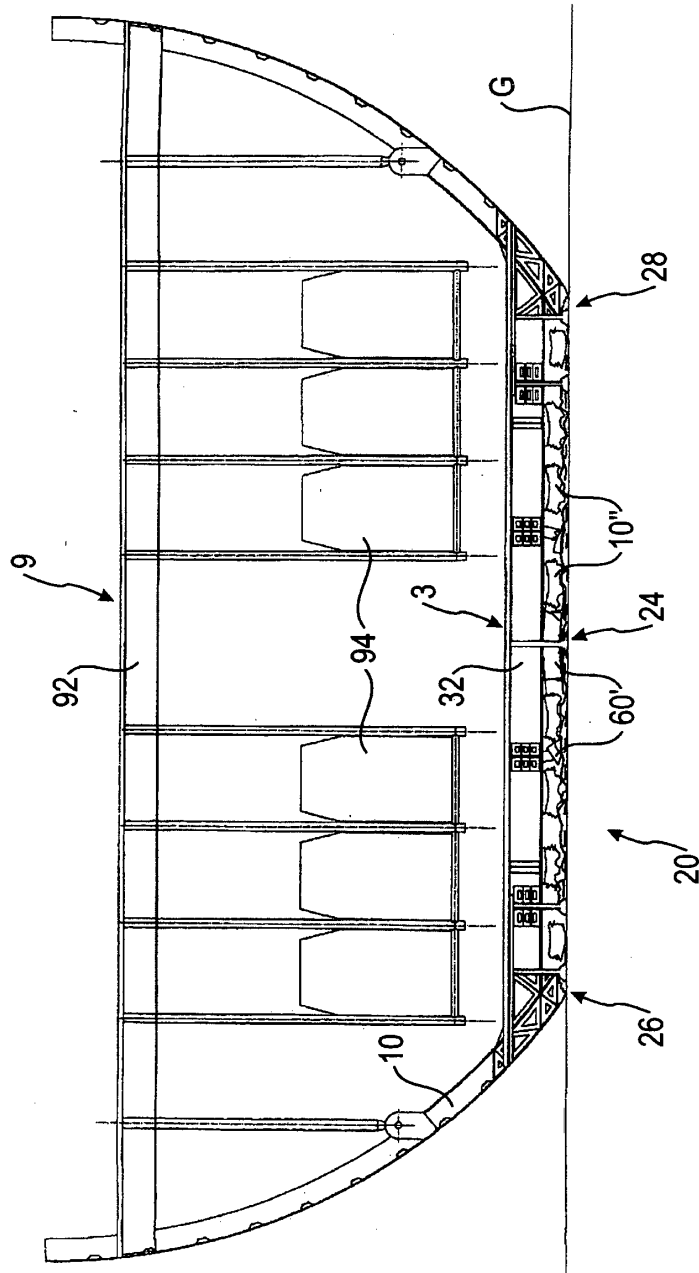
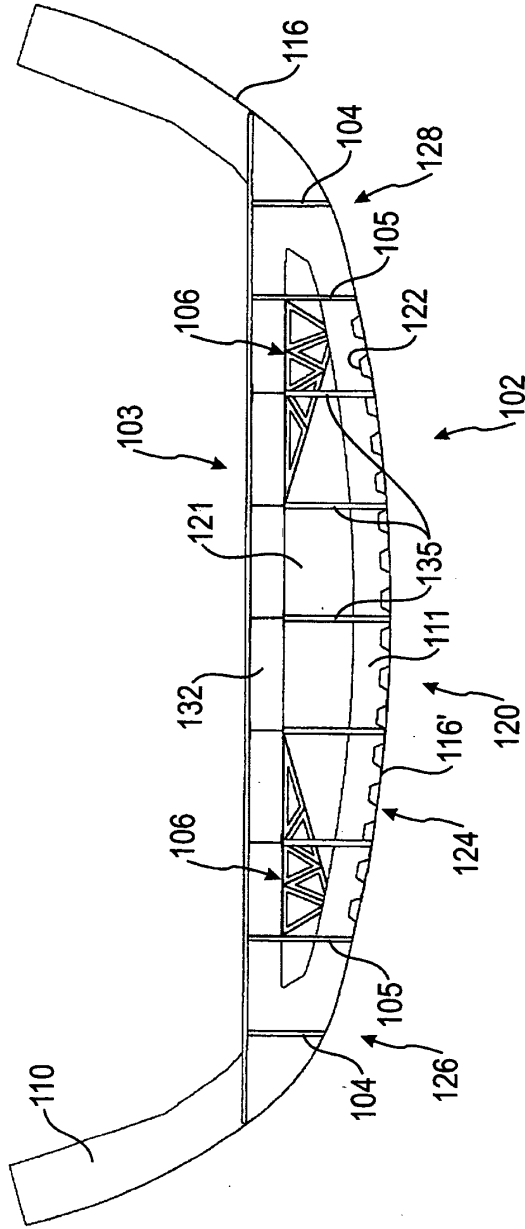


Fig. 9



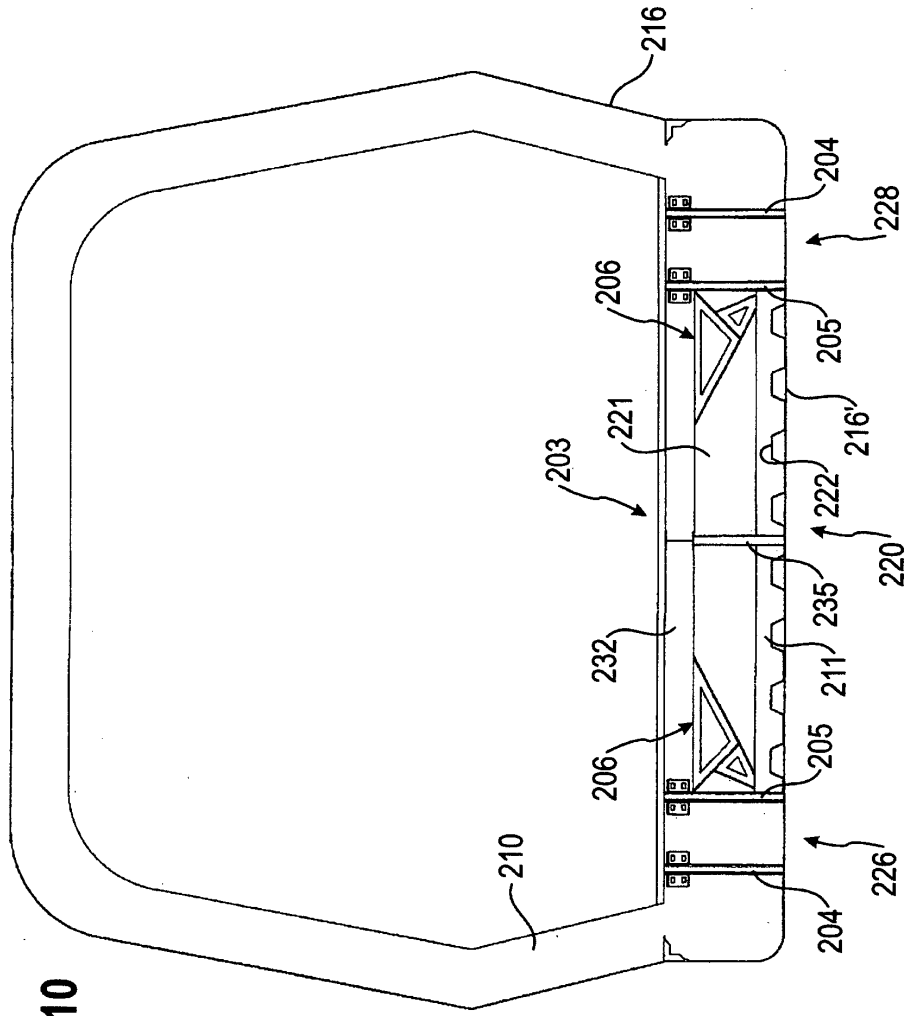


Fig. 10