

P - 40.189

361012

Nº 11587  
HL 29.238

Memoria descriptiva



1973

para solicitar PATENTE DE INVENCION por 20 años

a nombre de AEREON CORPORATION

entidad / ~~de nacionalidad~~ norteamericana

con domicilio en 66 Witherspoon Street, Princeton, Nueva Jersey, Estados Unidos de América

por: "UNA AERONAVE" (Clase Internacional B64b)

14-2-69

- 1 -



La presente invención se refiere a aeronaves, y en particular a una aeronave llena de gas movida por fuerza motriz, adecuada para transportar grandes cantidades de carga y que aprovecha tanto la fuerza ascensional o sustentación proporcionada por un gas más ligero que el aire como la sustentación aerodinámica.

Ya en el pasado se han efectuado diversos intentos de suplementar una con otra la sustentación aerodinámica y la aerostática. Sabido es, por ejemplo, que las aeronaves llenas de gas, tanto rígidas como no rígidas, que son normalmente más ligeras que el aire, son capaces de despegar aun cuando estén sobrecargadas hasta el punto de que resulten, de hecho, más pesadas que al aire. Ahora bien, tales aeronaves han venido presentando en general la forma de elipsoides alargados hacia sus extremos, y la sustentación aerodinámica comunicada a tales aeronaves es mínima en comparación con la de un perfil de ala que tenga la misma área de forma en planta.

Como la sustentación en las aeronaves usuales es principalmente aerostática, la capacidad de transporte de carga de las mismas viene limitada por la envolvente de gas disponible, y la sustentación total, en el mejor de los casos, corresponde a poco más que el peso del aire desplazado por la envolvente de gas. En las aeronaves usuales, además, en las que se transporta cargamento, se tropieza con el problema de dispersar las cargas concentradas. Las dificultades que trae consigo la distribución de la carga en las aeronaves usuales da lugar a que su explotación sea antieconómica, por resultar de ella unos tiempos de espera de retorno relativamente largos, duran



te los cuales la aeronave debe permanecer en su terminal.

Las aeronaves vienen teniendo sus sistemas de propulsión dispuestos a lo largo de sus costados, o debajo del cuerpo o fuselaje. Estas disposiciones producen un momento de cabeceo hacia arriba, y en general no permiten un control eficaz de la capa o lámina límite, a la que se debe la resistencia aerodinámica al avance.

Las aeronaves más ligeras que el aire, además, son incapaces de rodar por sus propios medios sobre los campos de aterrizaje, y los procedimientos de despegue y toma de tierra son, por consiguiente, muy complejos, exigen un costoso equipo y el empleo de gran número de hombres del servicio de tierra. Por otra parte, los aeroplanos de transporte usuales, si bien son capaces de rodar en pista por sus propios medios, tienen velocidades de despegue y de aterrizaje muy elevadas, que les dan relativamente poca seguridad.

Conforme al presente invento, se habilita un vehículo cuyo cuerpo tiene forma de ala triangular o deltoides de baja relación de aspecto, y que se infla con helio. En el interior del casco hay dispuesto un compartimiento de cargamento y combustible, suspendido de numerosos cables de acero de alta resistencia, que distribuyen la carga concentrada del compartimiento de cargamento por toda la gran área de la envoltura o forro superior del cuerpo. El sistema de propulsión está dispuesto en la parte posterior del cuerpo, de manera que los sistemas de propulsión y de resistencia aerodinámica están efectivamente en tandem, con lo que la pérdida de impulso de la corriente, debida a la deceleración del sistema de resis



tencias es compensada por la acción aceleratriz del sistema de propulsión, restableciéndose así la velocidad primitiva del fluido. Mediante el uso del sistema de propulsión a popa, se obtiene una gran economía de fuerza motriz

5           Por su excedente de peso bruto, y por estar provisto de tren de aterrizaje, el vehículo de esta invención es capaz de rodar por sus medios sobre el suelo de igual manera que un aeroplano de tipo usual de varios motores. El vehículo está provisto de un puesto de control de rodadura en su popa, de manera que pueden evitarse la rodadura a favor del viento y las vueltas de 180° haciendo rodar la aeronave en sentido inverso (marcha atrás).

10           El tren de aterrizaje es ajustable de manera que la aeronave puede mantener una actitud de "morro bajo" en el suelo. Para el despegue, es posible levantar la proa. Cuando se eleva la proa de la aeronave para el despegue, el ángulo de ataque inicial de éste permite la formación de una almohadilla de aire efectiva durante la carrera de despegue, lo que quita carga de las ruedas y reduce el rozamiento en la rodadura. El efecto del suelo amortigua también la toma de tierra durante el aterrizaje. La aeronave posee velocidades de despegue y de aterrizaje relativamente reducidas. El tren de aterrizaje puede oscilar o girar libremente en torno a ejes verticales, de manera que las unidades de ruedas actúan como tren de aterrizaje con viento de través, lo que permite despegar y aterrizar sin tener que alinear la aeronave con la pista.

15           Para una mejor comprensión del presente invento se hace referencia a la descripción que sigue, en unión de



Los dibujos adjuntos, en los cuales:

- la figura 1 es una vista en planta de una aeronave conforme al presente invento;

5 - la figura 2 es una sección tomada por la línea 2-2 de la fig. 1;

- la figura 3 es una sección tomada por la línea 3-3 de la fig. 2;

- la figura 4 es una perspectiva de la aeronave;

10 - la figura 5 es un alzado frontal esquemático que ilustra las intersecciones de unos planos verticales paralelos y equidistantes, con el casco de la aeronave, estando las posiciones de estos planos indicadas por los puntos a a i inclusive en la fig. 1;

15 - la figura 6 es una perspectiva fragmentaria del interior del casco de la aeronave, e ilustra el armazón de refuerzo y los cables de suspensión conectados a los puntos de intersección de los miembros de esta armazón;

20 - la figura 7 es una sección vertical de la popa de la aeronave, y muestra el sistema de "flap" dividido, y un corredor de acceso;

- la figura 8 es un alzado frontal de un elevador de cargamento;

25 - la figura 9 es una perspectiva fragmentaria de parte del borde de ataque de la aeronave, que muestra los tirantes de refuerzo; y

- la figura 10 es una perspectiva en despiece ordenado que muestra un par de paneles de casco, e ilustra la manera en que van fijados.

30 Con referencia a la fig. 1, se muestra en ella el casco 2 que comprende una parte o sección de morro 4 en



la que se encuentran y unen dos bordes de ataque 6 y 8. El 64% trasero de la longitud de cuerda de cada borde de ataque es sensiblemente cónico, en tanto que el 36% delantero de la longitud de cuerda de cada borde de ataque comprende una curvatura compuesta que efectúa la transición hasta la parte o sección de morro. En la parte posterior de cada borde de ataque se disponen unas placas de extremidad 10 y 12, que se representan con mayor detalle en la fig. 4, las cuales comprenden unas superficies estabilizadoras fijas 14 y 16, dispuestas con ligera convergencia, para dar estabilidad contra la guiñada. Unas superficies de control 18 actúan de timones, previniéndose en 20 unas aletas o "tabs" de compensación. Las ruedas, que actúan como parte del tren de aterrizaje, están dispuestas en 22.

Volviendo a la fig. 1, hay un arco de popa, designado en general con el número 24, de forma poligonal, y una montura de motor 26 en cada esquina. En cada montura 26 va dispuesta una góndola de motor 28, que contiene un motor de turbo-hélice.

A lo largo de la popa hay dispuestos unos conjuntos de superficies deflectoras o "spoilers", que incluyen los deflectores superiores 30 y que ilustran con mayor detalle en la fig. 7. Entre las envolturas superior e inferior, 34 y 36, del casco hay dispuesto un mamparo de gas 32, a lo largo de cuya parte exterior se habilita un corredor de acceso 38. El spoiler o deflector superior 30 está engoznado en 40, habiendo un deflector o spoiler inferior 42 semejante, engoznado en 44. El deflector superior 30 está gobernado por un dispositivo hidráulico de



accionamiento 46, y el deflector inferior 42 lo está por otro dispositivo hidráulico de activación similar 48. El deflector superior 30 está representado en posición de ligeramente levantado, pero como se apreciará de modo evidente, por estar estos deflectores o spoilers biselados en 50, pueden llegar a juntarse formando un borde relativamente afilado.

Volviendo de nuevo a la fig. 1, para facilitar el movimiento de rodadura de la aeronave por sus medios en marcha atrás, se dispone en el centro de la popa un puesto de control de rodadura 52, a cuyo interior se tiene acceso por el corredor o pasillo 38. A uno y otro lado del puesto de control 52 hay previstos otros deflectores o spoilers 54 y 56 que, excepto en su menor anchura, son semejantes a los deflectores 30 y están controlados de igual modo. Los deflectores 54 y 56 van asociados a unos deflectores o spoilers inferiores (que no se representan).

A continuación se hará referencia a la fig. 2, que ilustra la mitad inferior 36 del casco de la aeronave, provista de aberturas 60 y 62 a través de las cuales pueden pasar unas ruedas de aterrizaje retráctiles 64 y 66. Hay previstas varias de estas aberturas, una por cada uno de los conjuntos de ruedas de aterrizaje 68 adicionales que se representan en la fig. 1. Estas aberturas pueden estar cerradas en vuelo, por medio de puertas 69. Cada conjunto de ruedas de aterrizaje está soportado por un puntal, el cual incluye un émbolo 70 hidráulicamente accionable que se extiende por el interior de un cilindro hidráulico 72. Por cada juego de ruedas hay dis



5 puesto un compartimiento 73 de ruedas de aterrizaje, y el tabique superior de cada compartimiento 73 está provisto de un cierre hermético (no ilustrado) en torno al cilindro que hace de puntal, para prevenir el escape de gas. Cada conjunto de ruedas puede girar u oscilar libremente en torno a un eje vertical y, como puede muy bien apreciarse esta disposición facilita el aterrizaje con viento de traves, ya que permite a la aeronave tomar tierra sin que su eje esté alineado con la pista. Puede disponerse un sistema de bombeo de tipo usual (no representado en la figura) para introducir un fluido hidráulico selectivamente en los diversos cilindros 72, a fin de producir la retracción y la salida del tren de aterrizaje hasta la posición vertical deseada respecto a la aeronave, y ajustar también la actitud de esta última mientras está en el suelo.

10 Una envolvente, que encierra el compartimiento de carga, incluye unas paredes verticales 74 y una cubierta horizontal 76, todas ellas estancas a los gases.

15 Entre los extremos superiores de los cilindros hidráulicos 72 alineados hay dispuesta una viga rígida y horizontal 82 de compresión, conectando los puntos de suspensión 84 y 86. Una pluralidad de cables 88 sostiene la cubierta del compartimiento de carga desde el punto de suspensión 84, y la envoltura o forro de la mitad inferior del cuerpo está suspendida del punto 84 por medio de cables 90. Entre el punto de suspensión 84 y diversos puntos de la envoltura de la mitad superior 34 van conectados asimismo unos cables 92. Otros cables semejantes irradian del punto de suspensión 86, y del punto de suspensión



que hay en los extremos superiores de los demás cilindros hidráulicos 72.

5 Con referencia a las figs. 2 y 8, hay un compartimiento de carga 94 provisto de carriles 96 que se extienden a través de la cubierta 76, fijados a ésta, y que corren a lo largo de la aeronave. Las ruedas 102 de un elevador o grúa indicado en 104 ruedan apoyándose en los bordes inferiores 105 de los carriles. Hay unos cables 106 dispuestos para que la grúa tire de ellos, y conectados a un recipiente de cargamento 108 que puede ser, por ejemplo, un gran remolque.

10 Unos cables 110 conectan los extremos superiores 112 de los carriles a los puntos de suspensión.

15 Con referencia a la fig. 3, el interior del morro 4 se representa separado del espacio de gas por un mamparo 114. En 116 y 118 se disponen unas cubiertas, utilizándose este espacio como puesto de vuelo. En el compartimiento de carga, debajo de la cubierta 76, se representan en posición unos cuerpos o cajas de remolque 108, viéndose otro cuerpo de remolque 120 en posición para ser elevado por medio de grúas desde el suelo y a través de la abertura 122 que, por conveniencia, está provista de puertas, una de las cuales se designa con el número 124 en la fig. 4. Hay una rueda de proa 126 soportada por el montante o tornapunta 128. Este tornapunta 128 es un émbolo, deslizable en el cilindro hidráulico 130 sostenido en el mamparo delantero 114. El tornapunta 128 puede usarse además para anclar la aeronave. En la cubierta 76 se prevé un punto de suspensión 132 delantero, del cual irradian unos cables de suspensión 134 a diversos puntos de



la mitad superior del forro del casco.

5 Con referencia a las figs. 1 y 3, entre los mamparos 32 y 140 se extienden unos miembros de quilla 136 y 138 que forman una quilla en Y, la cual transmite parte del empuje proporcionado por los motores a diversos medios que encierran el compartimiento de carga. Es ésta una característica importante, especialmente a bajas velocidades y durante el despegue, ya que las principales fuerzas antagonistas son las debidas a la inercia de la masa concentrada en el compartimiento de carga, y al rozamiento de rodadura del tren de aterrizaje. El empuje de los motores es también transmitido por el arco de popa a las vigas de los bordes de ataque, y al gas del interior a través del mamparo 32. Los mástiles del tren de aterrizaje están inclinados hacia atrás en unos 10° respecto a la vertical, para que la fuerza resultante del rozamiento de rodadura y de la carga, así como el vector de choque del aterrizaje, queden alineados con los ejes geométricos de los mástiles.

10  
15  
20 El casco, como se ilustra en sección longitudinal en la figura 3, tiene un perfil sensiblemente simétrico respecto al eje longitudinal de la aeronave, si bien puede presentar una ligera caída o inclinación si así conviene.

25 La longitud de la cuerda del perfil (longitud de cuerda máxima) es de 4,5 veces la máxima dimensión vertical, dando así a la aeronave una relación de finura o esbeltez de 4,5; y la posición de la máxima dimensión vertical está a una distancia comprendida entre el 40% y el 30 45% de la longitud de cuerda a partir del morro.



La máxima envergadura está en la popa de la aeronave, entre las placas de extremidad, y es de aproximadamente un 75% de la longitud de cuerda entre la proa y la popa. La relación de aspecto, es decir, el cuadrado de la envergadura máxima dividido por el área de la forma en planta, está aproximadamente comprendida entre 1,0 y 2,0, y convenientemente es de alrededor de 1,23.

La posición de la máxima sección recta transversal está del morro a una distancia que es el 60% de la longitud de cuerda de la proa a la popa.

El centro de gravedad del volumen de la aeronave está situado del morro a una distancia igual aproximadamente al 54% de la máxima longitud de cuerda.

El centro de gravedad de la superficie del casco, suponiéndola desarrollada en un plano, está del morro a una distancia igual al 59% de la máxima longitud de cuerda.

El centro de gravedad de la forma en planta, es decir, de la proyección vertical de la aeronave sobre un plano, está del morro a una distancia aproximadamente igual al 62% de la máxima longitud de cuerda.

La longitud de cuerda media aerodinámica es aproximadamente el 73% de la máxima longitud de cuerda, y está separada del eje geométrico de la aeronave por una distancia aproximada del 14% de la máxima longitud de cuerda.

El aplanamiento gradual de la sección recta transversal de la nave, de delante a atrás, está ilustrado en la fig. 5 por unas curvas elipsoidales que representan las intersecciones entre el casco de la aeronave y una pluralidad de planos paralelos y equidistantes, perpendi-



5                   culares al eje de la nave. Se ilustran nueve de estas intersecciones, designadas con las letras "a" a "i" inclusive en ambas figuras, 1 y 5. De ellas se desprende que el frente de la nave es aproximadamente circular, en tanto que en las proximidades de la parte posterior de la nave la sección recta es aproximadamente elíptica. El borde de ataque, indicado entre las líneas 141 y 143 (figs. 1, 5 y 9) es cónico en todo el 64% posterior o trasero de la máxima longitud de cuerda, esto es, desde un lugar entre los puntos c y d hasta el punto h. El 36% delantero tiene una curvatura compuesta.

                  Con referencia a la fig. 9, se ilustra en ella una porción del borde de ataque 6 que tiene unos elementos de refuerzo longitudinales 142 y otros en anillo 144.

15                   Unas columnas verticales 146 conectan los extremos de los elementos de refuerzo en anillo, y unos cables diagonales 148 unen entre sí las intersecciones opuestas de las columnas 146 y los elementos de refuerzo en anillo 144. El borde de ataque obtiene así una rigidez lateral y la torsión suficiente para permitir su empleo transitorio como plantilla de construcción durante el montaje.

20                   El casco de la aeronave consta de una pluralidad de paneles metálicos 150, preferiblemente de aluminio, conectados entre sí del modo que se ilustra en la vista en despiece ordenado de la fig. 10, mediante piezas o secciones perpendiculares 152 a tope. Se prevé un miembro tubular 154 dotado de prolongaciones opuestas 156 en ángulo recto, que se aplica a las secciones 152 y las sujeta fuertemente entre sí. El miembro 158 está dispuesto a lo largo de la abertura entre paneles contiguos 150 por



el exterior del casco de la nave, yendo los miembros 158 y 154 convenientemente asegurados a los paneles 150 del casco por medio de uniones con adhesivos.

5                   Sujetando entre sí una pluralidad de paneles 150 mediante los miembros 154 se construye una armazón rígida, que transmite al punto de fijación de los cables de suspensión más próximo una carga de compresión aplicada al forro metálico de la aeronave. Estos puntos de fijación están representados en la fig. 6 en 160, en la intersección entre los miembros 154 y unos miembros similares 10                   162 que se extienden formando ángulo recto con los miembros 154.

                  Volviendo a la fig. 1, se prevén unos compartimientos de combustible en 164, a uno y otro lado del compartimiento de carga. Dentro de los compartimientos de combustible se disponen unos carriles 166 semejantes a los 15                   del compartimiento de carga, así como unas grúas o aparatos elevadores (no representados) para elevar los recipientes de combustible a través de una abertura cerrada por unas puertas 168 (fig. 4). El depósito de combustible 20                   izado a un compartimiento 164 puede convenientemente comprender la parte entera de remolque de un camión cisterna. Entre estos depósitos de combustible y los motores de turbopropulsión pueden establecerse unas conexiones apropiadas. 25                   

                  El forro exterior de la aeronave está convenientemente hecho de paneles de aluminio, dispuestos y sujetos entre sí como se ilustra en las figs. 6 y 10, formando un recipiente de helio, hermético a los gases. El forro 30                   de la mitad superior de la envolvente está sostenido en



parte por el armazón que comprende los miembros 162 y 154, y en parte por la presión de gas. La mitad inferior de la envolvente está sostenida por el armazón, suspendida a su vez de unos cables que irradian desde unos puntos de suspensión hasta unos puntos situados en las intersecciones de los miembros 154 y 162.

Las mitades de envoltura superior e inferior tienen por conveniencia una curvatura prácticamente constante en la mayor parte de cualquier sección recta transversal de la aeronave. La curvatura de los bordes de ataque, naturalmente, es distinta. Debido a la curvatura constante de las envolturas, es posible construir cada sección del casco a base de paneles 150 idénticos de babor a estribor.

El forro metálico se abulta hacia fuera ligeramente bajo la presión del gas, transmitiendo la carga del área de cada panel a las intersecciones o nudos del armazón, quienes transmiten la carga por los cables de suspensión hasta los puntos de suspensión. Los cables de suspensión van hasta las envolturas de las mitades superior e inferior, y mantienen la forma elíptica de la sección recta del casco. Como el casco está sometido a presión, el forro se mantiene en tensión, y no hay necesidad de pesados elementos estructurales que sostengan el casco contra el aplastamiento.

El arco de popa 24, ilustrado en la fig. 1, constituye el borde de salida de la aeronave, y conecta las puntas de las secciones cónicas de borde de ataque en ambas placas de extremidad. Como el arco de popa es poligonal, con una góndola de motor montada en cada esquina, el



105

arco de popa se halla sometido a un efecto de cuña merced  
al empuje de las hélices. El arco de popa funciona como  
viga distribuidora de carga para los cuatro vectores de  
empuje localizados. El área de mamparos es tal que, en  
5 las condiciones normales de crucero, la presión a que es-  
tá sometido el casco basta para equilibrar el empuje to-  
tal. En cambio, cuando la aeronave está en aceleración,  
el empuje es directamente transmitido por la quilla en Y  
a la envoltura y el armazón del compartimiento de carga,  
10 así como también a los bordes de ataque. Al aumentar la  
velocidad, la resistencia aerodinámica sustituye gradual-  
mente al rozamiento de rodadura, y una parte del empuje  
se transmite, tanto desde el compartimiento de carga como  
desde los bordes de ataque, a través de los cables de sus-  
15 pensión, a la envolvente.

Como el sistema de propulsión está dispuesto a lo  
largo del arco de popa, los sistemas de resistencias y  
de empujes quedan efectivamente en tandem, y no son inde-  
pendientes como sucedería en el caso de una disposición  
20 colateral. La pérdida de impulso de la corriente o flujo  
de aire, debida a la deceleración del sistema de resis-  
tencias, queda compensada por la acción aceleratriz del  
sistema de propulsión, que así restablece la velocidad  
primitiva del fluido. De ello resulta una gran economía  
25 de fuerza motriz, respecto a la que se necesitará para  
propulsar una aeronave semejante, si el sistema de pro-  
pulsión y el de resistencias estuvieran dispuestos uno al  
lado del otro. La convexidad de la popa permite una cir-  
culación de aire aerodinámicamente favorable.

30 El tren principal de aterrizaje consta de ocho uni-



dades de ruedas múltiples, ilustradas en la fig. 1 en forma de unidades 64, 66 y 68. Estas unidades de ruedas están dispuestas a lo largo de ambos lados del compartimiento de cargamento, para que la transmisión de cargas sea eficaz. Las unidades de ruedas están dispuestas sucesivamente cada vez más lejos, hacia la parte posterior de la nave, para mayor estabilidad lateral.

5

El sistema de accionamiento hidráulico para los mástiles del tren de aterrizaje permite un control de la actitud del eje principal de la aeronave en el suelo, y de la retracción del tren de aterrizaje mientras la nave está en vuelo. Mientras la nave se halla estacionaria en el suelo, el tren de aterrizaje, incluida la rueda de proa, se ajustan selectivamente de manera que la nave se inclina hacia adelante. Durante el despegue, en cambio, la proa de la nave puede ajustarse igualmente al ángulo de ataque deseado, sacando el tren de aterrizaje de delante y de proa y retrayendo el tren de aterrizaje de detrás.

10

15

El sistema hidráulico que gobierna el tren de aterrizaje es por conveniencia de tipo hidroneumático, en el que un fluido hidráulico llena los cilindros de los puntales del tren de aterrizaje. Los espacios del interior de los cilindros comunican con unas cámaras individuales que contienen un fluido neumático, el cual permite la absorción de choques de largo recorrido en el tren de aterrizaje. El control de la posición del tren de aterrizaje individual se logra mediante la introducción de fluido hidráulico en los cilindros de los puntales. También se efectúa la absorción de choques de aterrizaje por transmisión al casco, a través de los cables de suspen-

20

25

30



sión

Las ruedas 22 suspendidas de las aletas estabiliza-  
doras protegen los estabilizadores y las hélices con fuer-  
tes ángulos de ataque, especialmente durante el despegue.

5

El tren de aterrizaje de proa impide que la aeronave vuel-  
que a consecuencia de las fuerzas de inercia. Este tren  
de proa, además, da un punto de fijación para el ancláje  
al suelo, y permite a la nave orientarse a modo de vele-  
ta con fuertes vientos. Como el punto de giro está en la  
región de la puerta de carga, un movimiento moderado de  
este tipo, con vientos racheados, no ha de impedir las  
operaciones de carga y descarga.

10

Dentro del espacio de gas pueden disponerse peque-  
ños globos compensadores de tipo usual, que pueden llenar-  
se por medio de cucharas de aire usuales. Estos globos  
pueden distribuirse por todo el interior del casco donde  
lo permita la ausencia de aparejos o irradiación de ca-  
bles, y permiten el desplazamiento del helio por el inte-  
rior del espacio de gas, por medio de aire, a fin de re-  
regular la presión interior y controlar la sustentación o  
fuerza ascensional aerostática.

15

20

La sustentación aerostática del helio constituye  
una apreciable ventaja económica, especialmente en naves  
muy grandes. Puede, en cambio, plantear un problema cuan-  
do se esté descargando la nave, ya que ésta puede llegar  
a hacerse demasiado ligera para operar con seguridad en  
tierra. Por lo tanto, es preciso tomar precauciones espe-  
ciales para mantener la aeronave parcialmente lastrada  
con combustible o cargamento, o con ambos, especialmente  
donde las condiciones locales del viento sean regurosas.

25

30



Los carriles de los compartimientos de carga y de combustible están suspendidos por cables de los diversos puntos de suspensión que hay en las extremidades superiores de los mástiles del tren de aterrizaje. Los compartimientos de carga y combustible, por lo tanto, quedan efectivamente suspendidos de los mástiles mientras la nave está en tierra, en tanto que cuando la nave está en vuelo se hallan suspendidos de la mitad superior de la envoltura. Como el cargamento está suspendido de los puntos de suspensión, y no apoyado en el piso o suelo del compartimiento de carga, se evita la presencia de fuertes cargas específicas sobre el piso y la consiguiente necesidad de refuerzo. Además, no es necesario transmitir la carga del piso hacia arriba por medio de estructuras adicionales de vigas y columnas, que obstruirían el espacio dedicado al cargamento. Mediante el empleo del sistema de suspensión del cargamento se obtiene una gran reducción de peso.

Las puertas laterales independientes que abren hacia los compartimientos de combustible permiten izar los recipientes de combustible, con independencia de las operaciones de manipulación del cargamento.

Si bien se prevé que solamente es necesario habilitar una puerta 124 que conduzca al compartimiento de carga, en una forma de realización alternativa podría preverse una pluralidad de puertas, que abrieran a diversos puntos del compartimiento de carga para poder tener fácil acceso a cualquier artículo del cargamento.

Los diversos elementos estructurales del compartimiento de carga reciben el empuje a través de los miembros



bros 136 y 138 de la quilla en Y, y lo transmiten a su vez al casco por medio de los cables de suspensión.

5 La carga y descarga del cargamento se efectúan a través de la puerta 124, utilizándose los diversos elevadores o grúas 104 para subir los recipientes de cargamento pasándolos por la puerta, y llevarlos hacia la parte posterior del espacio de cargamento. Por preverse dos vías de sustentación de cargamento, es posible mantener un mínimo de excedente de peso de la nave siguiendo un procedimiento que comprende las etapas de descargar primero una de las vías, volver a cargar esa vía, descargar luego la otra vía y volver a cargar esta otra. De ese modo hay siempre una de las vías cargada con cargamento.

10 Por su excedente de peso bruto, la aeronave es capaz de rodar en tierra por sus propios medios como si fuera un aeroplano de varios motores de tipo usual, empleando el control de paso de las hélices para las maniobras de giro. También pueden adoptarse medidas para efectuar los cambios de dirección mediante volante. La rodadura a favor del viento y las vueltas de 180° pueden evitarse haciendo retroceder la nave y guiándola desde el puesto de control de rodadura 52 de popa. Esta operación es particularmente conveniente con vientos fuertes, caso en el que la proa de la nave ha de mirar al viento con una actitud de morro ligeramente bajo.

15 La aeronave es capaz de despegar y aterrizar en una pista relativamente corta. Durante el calentamiento de motores, el tren de aterrizaje posterior estará parcialmente retraído, y el tren de aterrizaje anterior sacado o extendido, para dar a la nave una actitud de levantada



de proa. Con este ángulo inicial de ataque, la nave coge una eficaz almohadilla de aire durante la carrera de despegue, lo que reduce en gran parte la carga aplicada a las ruedas, a velocidades moderadas. Esta almohadilla de aire disminuye considerablemente el rozamiento de rodadura, y permite a la aeronave acelerar muy deprisa, hasta alcanzar su velocidad de despegue a plena carga.

En vuelo, como la nave tiene un perfil simétrico, el ángulo de ataque necesario para dar la sustentación es proporcionado por los compensadores de elevación.

Durante el procedimiento de aterrizaje, la nave se "engalla" en actitud de ligeramente levantada de proa, y el efecto del suelo amortigua la toma de tierra. Durante el aterrizaje puede regularse el tren ajustable, para orientar la nave en actitud de proa baja, más segura.

Debido a las grandes fuerzas de inercia que actúan sobre la aeronave, es difícil alinear el eje de ésta con la pista durante el aterrizaje. Ahora bien, como los elementos del tren de aterrizaje pueden girar libremente en torno a ejes verticales, no hay necesidad de alinear exactamente la aeronave con la pista.

Aun cuando la robustez estructural de la nave depende, en parte, de la presión del helio en el interior del casco, es evidente que en naves de menor tamaño y la misma construcción en general, podría utilizarse con ventaja el acondicionamiento de aire a presión, aunque se redujera algo la capacidad de transporte de carga.

Como se apreciará evidentemente, conforme a la invención es posible construir aeronaves extremadamente grandes, con longitudes del orden de los 300 metros, y



5      tales aeronaves poseerán enormes capacidades de carga de pago y de autonomía, de manera que es posible transportar económicamente grandes cargas de pago, hasta de 1000 toneladas o más, en largas distancias. La economía del transporte se verá además reforzada por las posibilidades de breve tiempo de demora de las naves construidas conforme a la invención.

10      La selección de la forma deltoides en planta pone el centro aerodinámico aproximadamente en medio de la nave, permitiendo así obtener la estabilidad aerodinámica por compensación de la nave de tal manera que el centro de gravedad efectivo quede situado delante del centro aerodinámico. Esto viene facilitado por el hecho de que el centro de sustentación está también situado en el área del medio de la nave.

15      La presente solicitud que corresponde a la presentada en Estados Unidos de América, con fecha 4 de Diciembre de 1.967, bajo el Nº 687.845, se acoge a los beneficios del artículo 51 del vigente Estatuto sobre Propiedad Industrial.

#### REIVINDICACIONES

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

1.- Una aeronave que comprende un casco que tiene



18

forma de delta derivada por expansión lateral de un cuerpo aerodinámico gutiforme, de tal manera que su forma en planta es sustancialmente de delta, siendo la máxima dimensión lateral del casco menor que la máxima dimensión longitudinal, caracterizada por un espacio de gas dentro del casco, un compartimiento de carga, medios que separan el compartimiento de carga del espacio de gas, medios para suspender carga dentro del compartimiento de carga, y medios que suspenden del casco los medios de suspensión de la carga.

2.- Una aeronave según la reivindicación 1, caracterizada porque el casco tiene sustancialmente de forma de una ala en delta que tiene secciones transversales en forma de elipse en toda su longitud, una relación de aspecto comprendida entre 1 y 2, un coeficiente de finura de, aproximadamente, 1 a 4,5 y que tiene su máxima dimensión vertical a una distancia comprendida entre el 40 y el 45% de su longitud de cuerda desde su proa.

3.- Una aeronave según las reivindicaciones 1 ó 2, caracterizada por un borde de salida que comprende una pluralidad de segmentos sustancialmente rectilíneos, cada uno de los cuales encuentra al segmento siguiente adyacente con un ángulo menor de 180° para formar un borde de salida convexo.

4.- Una aeronave según la reivindicación 3, caracterizada por una pluralidad de medios para propulsar el casco, cada uno posicionado en la intersección de un par de segmentos adyacentes.

5.- Una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, caracterizada porque los medios para sus



5 pender la carga incluyen carriles que se extienden a lo largo de la parte superior del compartimiento de carga y un dispositivo elevador movable a lo largo de los carriles para levantar carga al compartimiento de carga y para hacerla descender del mismo, y para colocar y sujetar la carga suspendida durante el vuelo, incluyendo, los medios para suspender la carga, medios de suspensión que incluyen cables que conectan los carriles al casco.

10 6.- Una aeronave según la reivindicación 5, caracterizada por medios de propulsión situados en la popa, y medios capaces de soportar las fuerzas de compresión, que conectan los medios de propulsión a los carriles, estando dispuesta una pluralidad de los cables para transmitir las fuerzas de propulsión desde los carriles al  
15 casco.

20 7.- Una aeronave según las reivindicaciones 5 o 6, caracterizada porque los carriles se extienden longitudinalmente dentro del casco, y porque los medios capaces de soportar las fuerzas de compresión, comprenden, al menos, dos vigas que tiene cada una un extremo conectado al extremo posterior del carril respectivo, y su extremo opuesto a un punto situado en la popa del casco a cierta distancia del punto al cual está conectada otra de dichas vigas.

25 8.- Una aeronave según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizada porque los medios que suspenden los medios de suspensión de carga incluyen una pluralidad de puntos de suspensión, cables que irradian desde cada uno de dichos puntos de suspensión a puntos en la superficie interior del casco, y cables que  
30



irradiar de cada uno de dichos puntos de suspensión puntas en los medios de suspensión de carga, y que incluyen, al menos, dos puntales de tren de aterrizaje unidos a y que se extienden hacia abajo de, al menos, dos de los puntos de suspensión.

9.- Una aeronave según la reivindicación 8, caracterizada porque cada uno de dichos puntales de tren de aterrizaje comprende un cilindro unido a uno, al menos, de dichos puntos de suspensión, y un pistón que se extiende dentro de una abertura en cada cilindro y que soporta el tren de aterrizaje, e incluye medios que definen un espacio dentro del casco para el tren de aterrizaje, medios que cierran el espacio del tren de aterrizaje respecto del espacio del gas, y medios que controlan la posición de los pistones con respecto a los cilindros.

10.- Una aeronave.

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

La presente Memoria consta de veinticuatro hojas, escritas a máquina por una sola de sus caras.

Madrid, 10 FEB 1969

P. A.

Alfonso de Echevarría  
Ingeniero

*White*

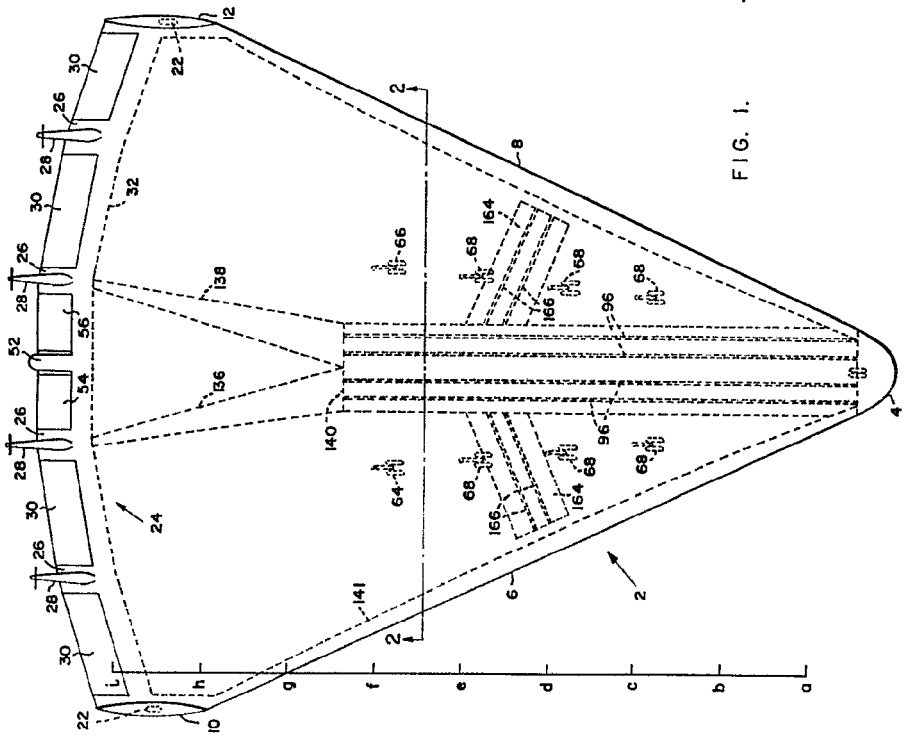


FIG. 1.

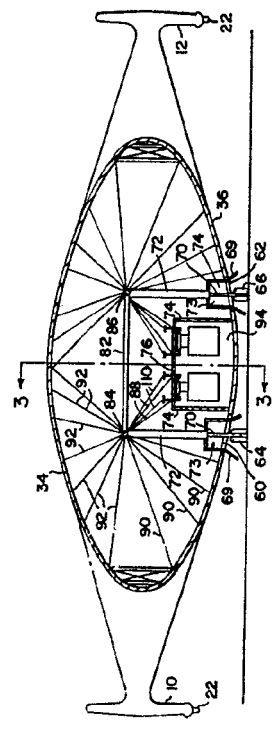


FIG. 2.

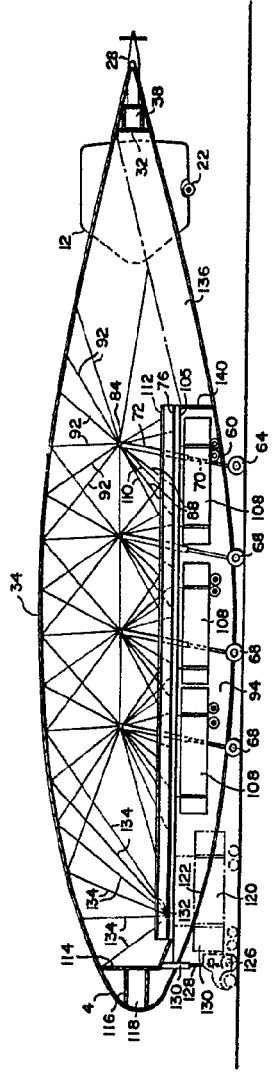


FIG. 3.

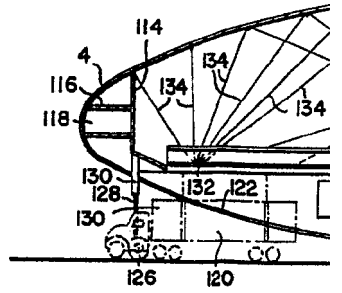
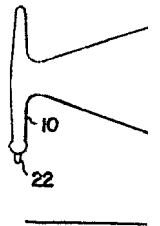
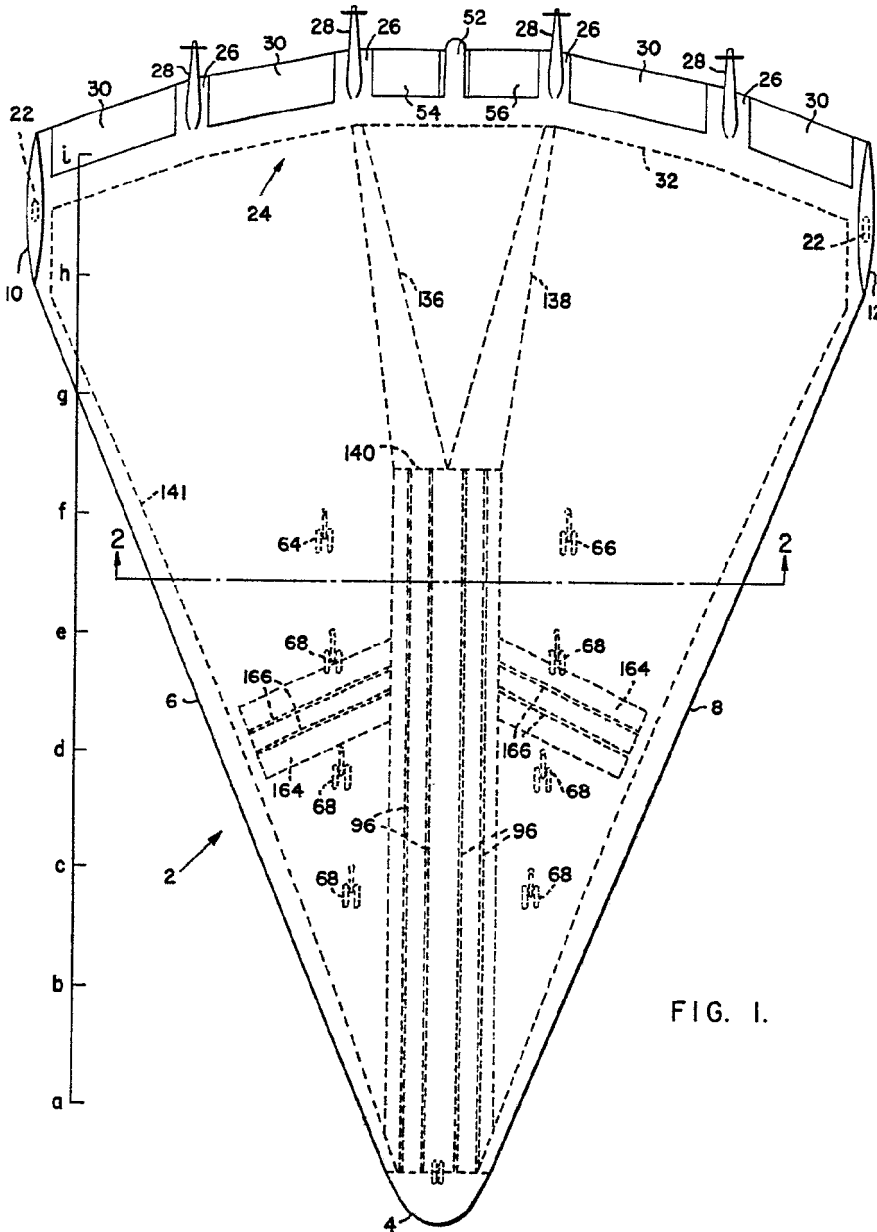


FIG. 1.

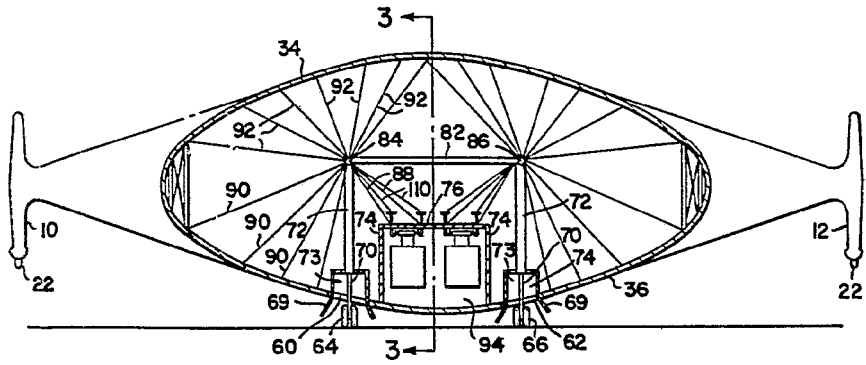


FIG. 2.

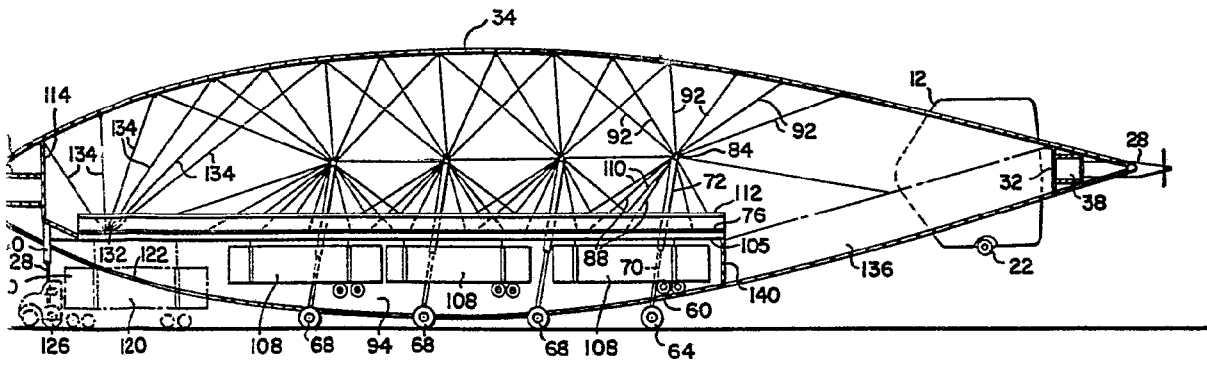


FIG. 3.

*White*



*Art*

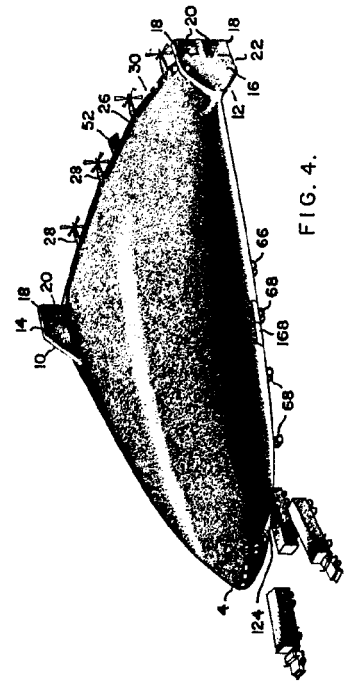


FIG. 4.

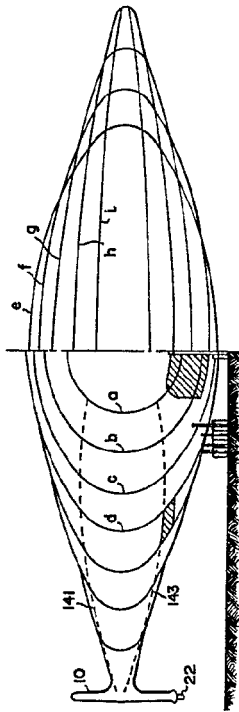


FIG. 5.

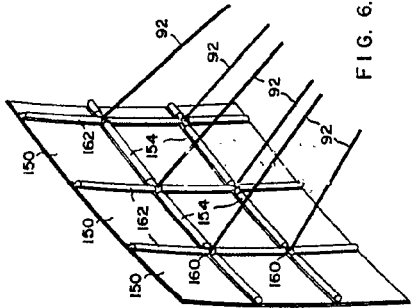


FIG. 6.

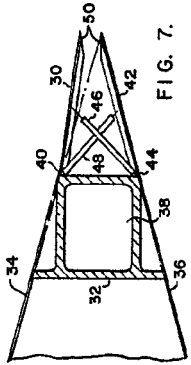


FIG. 7.

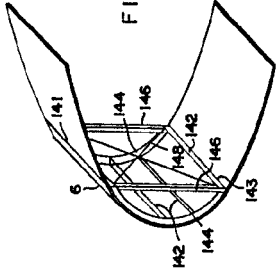


FIG. 9.

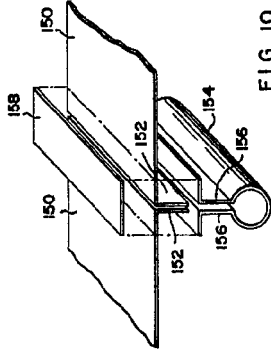


FIG. 10.

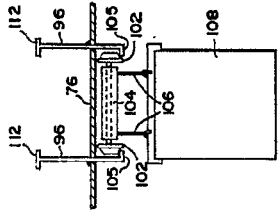


FIG. 8.

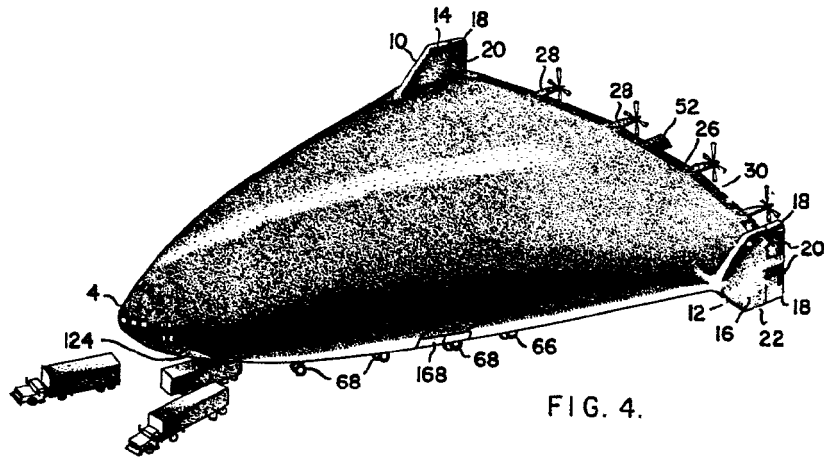


FIG. 4.

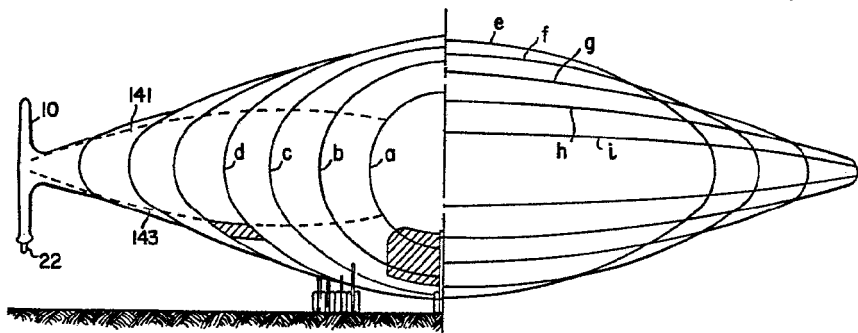
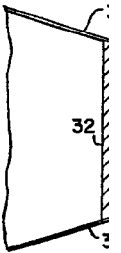


FIG. 5.



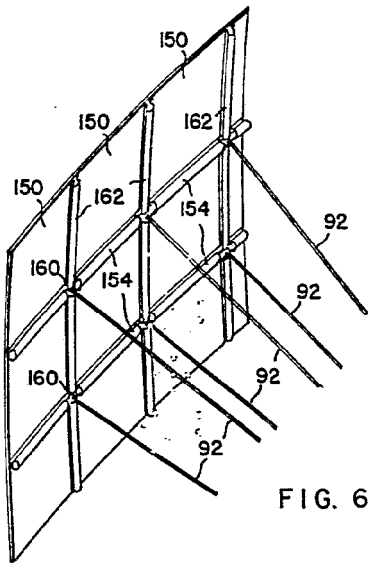


FIG. 6.

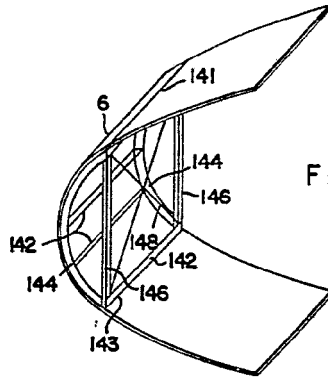


FIG. 9.

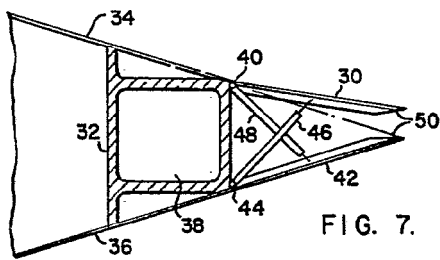


FIG. 7.

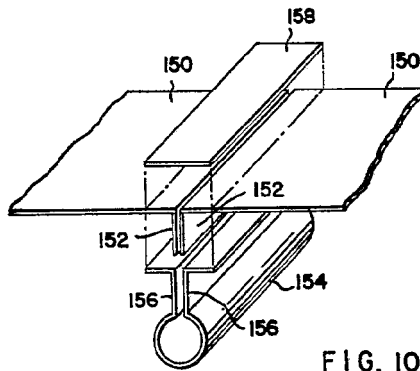


FIG. 10.

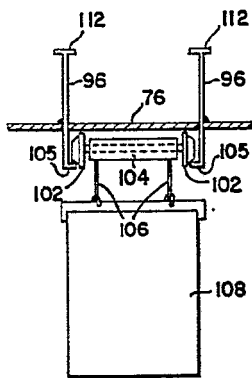


FIG. 8.

*Handwritten signature or initials in the bottom right corner.*