

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4804541号
(P4804541)

(45) 発行日 平成23年11月2日(2011.11.2)

(24) 登録日 平成23年8月19日(2011.8.19)

(51) Int.Cl. F I
B 6 4 C 1/10 (2006.01) B 6 4 C 1/10

請求項の数 8 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2008-551267 (P2008-551267)	(73) 特許権者	500520743
(86) (22) 出願日	平成18年12月13日(2006.12.13)		ザ・ボーイング・カンパニー
(65) 公表番号	特表2009-523655 (P2009-523655A)		The Boeing Company
(43) 公表日	平成21年6月25日(2009.6.25)		アメリカ合衆国、60606-1596
(86) 国際出願番号	PCT/US2006/047460		イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
(87) 国際公開番号	W02007/084227	(74) 代理人	100109726
(87) 国際公開日	平成19年7月26日(2007.7.26)		弁理士 園田 吉隆
審査請求日	平成20年8月11日(2008.8.11)	(74) 代理人	100101199
(31) 優先権主張番号	11/335, 275		弁理士 小林 義教
(32) 優先日	平成18年1月19日(2006.1.19)	(72) 発明者	アンダーソン, バーニー・ビー
(33) 優先権主張国	米国 (US)		アメリカ合衆国、67037 カンザス州、ダービー、バレー・ビュー、403

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機のための変形可能な前方圧力隔壁

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

外部物体の衝突によって生じる衝撃エネルギーのしきい値に応じて変形するよう構成され、これにより衝撃エネルギーの少なくとも一部を吸収し、放散する可鍛性ドーム(210)を含む航空機前方圧力隔壁(200)であって、

前記可鍛性ドーム(210)は、

外周(222)と、

前記可鍛性ドーム(210)の表面全体に及ぶ第1の全体層(216)と、

前記第1の全体層(216)に結合された第2の全体層(218)であって、前記可鍛性ドーム(210)の表面全体に及ぶ第2の全体層(218)と、

前記第2の全体層(218)に結合された部分層(220)であって、前記外周(222)の周りに位置して第2の全体層(218)の周囲を囲むリング層を形成している前記部分層(220)と、

を含み、

前記航空機前方圧力隔壁(200)は、前記外周(222)の周りで前記可鍛性ドーム(210)に結合されてリング形状を形成した外側翼弦(228)であって、前記航空機前方圧力隔壁(200)のための強固な取付機構を提供する前記外側翼弦(228)を更に含み、

前記航空機前方圧力隔壁(200)には強固な変形不能な補強部材がなく、アルミニウムまたはその合金からなる、航空機前方圧力隔壁(200)。

10

20

【請求項 2】

前記部分層(220)は、前記可鍛性ドーム(210)の中心に向かって減少する可変厚を有する、請求項1に記載の航空機前方圧力隔壁(200)。

【請求項 3】

前記部分層(220)は、前記外周(222)に向かって位置する外縁と、前記可鍛性ドーム(210)の中心に向かって位置する内縁とを有しており、前記外縁は前記部分層(220)の最大厚さに対応し、前記内縁は前記部分層(220)の最小厚さに対応している、請求項2に記載の航空機前方圧力隔壁(200)。

【請求項 4】

前記可鍛性ドーム(210)は、凸状の前面と凹状の背面とを含む、請求項1に記載の航空機前方圧力隔壁(200)。

10

【請求項 5】

前記可鍛性ドーム(210)は、実質的に球形のキャップとして形作られている、請求項4に記載の航空機前方圧力隔壁(200)。

【請求項 6】

前記可鍛性ドーム(210)は、前記凸状の前面に晒される周囲空気圧力と比べて前記凹状の背面に加えられる加圧された空気荷重に耐えるよう構成されている、請求項4に記載の航空機前方圧力隔壁(200)。

【請求項 7】

前記可鍛性ドーム(210)は、

20

前記第1の全体層(216)に結合された、可鍛性があり、かつ変形可能な少なくとも1つの補強材(304)とを含み、前記可鍛性があり、かつ変形可能な補強材(304)は、前記可鍛性ドーム(210)のフェイルセーフティを高めるよう構成されている、請求項1に記載の航空機前方圧力隔壁(200)。

【請求項 8】

前記可鍛性ドーム(210)は、

前記第1の全体層(216)に結合されたクモの巣状層(306)とを含み、前記クモの巣状層(306)は、そこに規定された、可鍛性があり、かつ変形可能な少なくとも1つの補強材を有し、前記クモの巣状層(306)は、前記可鍛性ドーム(210)のフェイルセーフティを高めるよう構成されている、請求項1に記載の航空機前方圧力隔壁(200)。

30

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

この発明は一般に、航空機構造に関する。より特定的には、この発明は航空機圧力隔壁に関する。

【背景技術】

【0002】

背景

航空機における前方の圧力隔壁は機体の先端に位置しており、それは加圧された内部機室環境用の障壁として機能する。前方圧力隔壁の前側は通常、航空機のレードームまたは「ノーズコーン」によって包囲されており、それは航空機用のアンテナおよび/または他の機器を収容している。レードームの内部は加圧されておらず、すなわち、それは周囲空気条件に晒されている。レードームは通常、ファイバガラスといった軽量の電磁透過性材料から形成されている。したがって、前方圧力隔壁は、航空機の先端に衝突する恐れがある鳥などの外部物体に対し、付加的な防護を提供するよう設計されている。

40

【0003】

従来前方圧力隔壁は、「レンガ壁」防護モードを提供することによって衝撃に強固に耐えるよう設計されている。言い換えれば、従来前方圧力隔壁は、非常に少ない構造的撓みで鳥の貫通に抵抗するよう設計されている。この点に関し、そのような前方圧力隔壁

50

は、主隔壁パネルを支持する強固な補強梁、リブ、または他の構成要素を利用する。したがって、そのような前方圧力隔壁は通常、所望の構造を形成するために溶接され、リベット留めされ、または他の態様で接続された多くの別個の構成要素から作製される。結果として生じる構造は多くの部品数を含む場合があり、それは前方圧力隔壁のコストを増加させる。

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

したがって、先行技術の設計よりも価格が低く、必要な部品が少なく、軽量である航空機前方圧力隔壁を有することが望ましい。さらに、この発明の他の望ましい特徴および特性は、以下の詳細な説明および添付された特許請求の範囲を、添付図面および前述の技術分野ならびに背景とともに解釈することにより、明らかとなるであろう。

10

【課題を解決するための手段】

【0005】

簡単な概要

この発明の例示的な一実施例に従った航空機前方圧力隔壁は、重い補強パネルおよび梁構造というよりもむしろ、可鍛性ドーム要素を採用している。ドームは、鳥の衝突の衝撃下で変形するのに十分可撓性があり、このため、塑性変形を通して衝撃エネルギーを吸収し、放散する。一般に、鳥のエネルギーは、衝撃の期間中の隔壁の撓みを乗じた力の積分値によって吸収される。したがって、大きな撓みは、隔壁の撓みにほぼ反比例する力を低減させる。これは隔壁の重量を著しく低減させる。

20

【0006】

実際には、この発明の例示的な実施例に従って構成された航空機前方圧力隔壁は、伝統的な「レンガ壁」アプローチに頼ることなく、外部物体に対して防護を提供しつつ、機室加圧力に対処することができる。球形は有り得る最も軽量の圧力容器であるため、実質的に球形の隔壁も圧力負荷に抵抗する際に自然の構造的利点を保持している、ということが実証され得る。ここに説明する例示的な実施例は、従来の航空機前方圧力隔壁設計に比べ、使用する部品数が少なく、軽量である。

【0007】

この発明の上述のおよび他の局面は、外部物体の衝突によって生じる衝撃エネルギーの大きい値に応じて変形するよう構成され、これにより衝撃エネルギーの少なくとも一部を吸収し、放散する可鍛性ドームを有する航空機前方圧力隔壁によって、ある形で実行されてもよい。航空機前方圧力隔壁には、強固で変形できない補強部材がない。実際の一実施例では、隔壁は衝突エネルギーのかなりの部分を吸収し、放散する。より大きい撓みがより小さい力を作り出すという事実に加え、大きい撓みは、「強固な」隔壁で起こるようなことに比べ、衝突中に鳥がより広い領域にわたって散らばることも可能にする。一例として、強固な隔壁は通常、約0.1~0.2インチ撓む場合があり、一方、この発明に従って構成された隔壁は、ドームが部分的にまたは全体的にひっくり返るため、1~数インチの撓みを有する場合がある。このため、衝突の持続時間は通常1~2桁長く、それにより、鳥のエネルギーの放散、分散が可能になる。

30

40

【0008】

この発明のより完全な理解は、詳細な説明および特許請求の範囲を、以下の図とともに検討することにより、得られるであろう。図全体を通し、同じ参照番号は同様の要素を示す。

【発明を実施するための最良の形態】

【0009】

詳細な説明

以下の詳細な説明は本質的に単なる例示であり、この発明を、またはこの発明の用途および使用を限定するよう意図されてはいない。さらに、前述の技術分野、背景、簡単な概要、または以下の詳細な説明において提示される明示または暗示されたどの理論によって

50

も制約される意図はない。簡潔にするため、航空機設計、航空機構造、航空機製造、および隔壁の他の局面（ならびに隔壁の個々の動作構成要素）に関する従来技術および特徴は、ここでは詳細には説明されない場合がある。

【0010】

以下の説明は、ともに「接続される」または「結合される」要素または構成に言及している。ここで使用されているように、特に明記しない限り、「接続される」とは、1つの要素/構成が別の要素/構成に、必ずしも機械的というわけではなく、直接的に接合されている（または直接的に連通している）ことを意味する。同様に、特に明記しない限り、「結合される」とは、1つの要素/構成が別の要素/構成に、必ずしも機械的というわけではなく、直接的にまたは間接的に接合されている（もしくは直接的にまたは間接的に連通している）ことを意味する。

10

【0011】

図1は、先行技術の航空機前方圧力隔壁100の斜視正面図である。隔壁100は、加圧されていないノーズドームに隣接する航空機の前部に設置される。隔壁100は、鳥などの外部物体からの衝突に対して物理的な防護の対策を提供しつつ、航空機機室内の加圧を維持する。この点に関し、隔壁100は、概して平坦で円板形状の面板（フェイスプレート）102を含む。面板102は、通常の飛行条件下において堅固で「貫通できない」壁を提供するように、強固で、変形できないよう、かつ可鍛性がないよう設計されている。特に、面板102は複数の補強リブ104によって支持されており、それらは面板102に強固な補強を提供する。補強リブ104は、面板102の露出した表面に物理的に結合されている。（視界から隠された）追加の補強リブも、面板102の反対面上に位置している。これらの補強リブ104は、隔壁100用の変形できず可鍛性がない構造支持部材であるよう、意図的に設計されている。実際の配備では、補強リブ104の使用は、隔壁100の全体的な部品数、費用、重量、および製造複雑性を増大させる。

20

【0012】

図2は、航空機202に設置されるような、この発明の例示的な一実施例に従った前方圧力隔壁200の概略側面図であり、図3は前方圧力隔壁200の概略背面図であり、図4は前方圧力隔壁200の斜視正面図であり、図5は前方圧力隔壁200の背面図であり、図6は、図5の線A-Aに沿って見たような前方圧力隔壁200の断面図である。隔壁200は一般に、航空機202の加圧されていないノーズドーム204に隣接する前方圧力隔壁として使用されるよう構成されている。隔壁200は、航空機機室が航空機外部の周囲空気圧力に対して加圧される場合に、圧力負荷に耐えるように好適に構成されている。隔壁200は、図1に示すような重い補強「パネルおよび梁」構造というよりもむしろ、軽量の可鍛性膜を用いて、気圧を一定に保つ力を保持するためにドーム形状の自然の特性を活用する。ドーム要素は、鳥の衝突の衝撃下で変形するのに十分可撓性があり、このため、塑性変形を通して衝撃エネルギーの少なくとも一部を吸収し、放散する。隔壁200のこの特性は、伝統的な「レンガ壁」アプローチに頼ることなく、外部物体に対して防護を提供しつつ、航空機加圧のための軽量構造に対する必要性に対処する。実際には、隔壁200は、機室圧力によって加えられる自然の加圧力に対応する実質的に球形の形状を呈している。このため、隔壁200のドームは純粋な張力モードで耐えるだけでよく、非常に効率的な態様でそれを行なう。鳥を「捕まえる」のに十分寛容でありながら、貫通は許さないことにより、隔壁200は、撓みを収容するのに必要な少量の追加空間を少々犠牲にして、効果的な防護を提供する。その追加空間も、従来アプローチにおいて補強材を収容するのに必要とされるスペースによって幾分相殺される。

30

40

【0013】

図2は、隔壁200のための典型的な設置場所を示している。この例示的な実施例では、隔壁200は、航空機202の前部に対して若干前方向に傾けられている。この例示的な設置については、隔壁200は垂直面に対して約5～7度傾けられてもよい。ドームを傾けることは、鳥がより広い領域にわたって散らばるようにより大きなエネルギー吸収を可能にするものの、この発明の必要な特徴ではない。隔壁200は外側翼

50

弦 206 と結合されている。外側翼弦 206 の目的は、リングにおけるフープ圧縮により、隔壁膜の加圧による引張荷重に反作用を及ぼすことである。他の実施例では、圧力負荷は、ドーム自体または航空機構造の他の部分によって反作用を及ぼされてもよい。実際には、隔壁 200 は、隔壁 200 の外側翼弦 206 が静止したままとなるように、航空機 202 の支持構造および / またはフレーム構造に結合されてもよい。たとえば、隔壁 200 は、隔壁 200、乗員用フロア、レードーム 204 と航空機外板との間の界面を提供する強固なフレーム 208 に取付けられてもよい。フレーム 208 は、アルミニウムといった任意の好適な材料から形成されてもよい。例示的な実施例では、フレーム 208 は、厚さ 3 インチの 1 枚のアルミニウムプレートから機械加工された一体型のサブ構造として実現される。フレーム 208 の特定の設計、構成、および構造は、所与の航空機の必要性に適合するよう変更可能である。

10

【0014】

図 4 ~ 図 6 を参照すると、図 2 の隔壁 200 は一般に、外部物体の衝突によって生じる衝撃エネルギーのしきい値に応じて変形するよう好適に構成された可鍛性ドーム 210 を含む。このように、ドーム 210 は衝撃エネルギーの少なくとも一部を吸収および放散することができ、残りは下層の航空機構造によって吸収される。特に、隔壁 200 およびドーム 210 には (補強部材を利用する従来の設計とは異なり) 強固な補強部材がない。さらに、ドーム 210 は、隔壁 200 の周縁近傍の締結具の位置以外に、孔も貫通部も含んでいない。例示的な実施例では、ドーム 210 は、2024-T3 アルミニウムといったアルミニウム合金から形成される。もちろん、ドーム 210 は、ケブラー (KEVLAR)、スペクトラ (SPECTRA)、ザイロン (ZYLON)、ファイバガラス、熱可塑性物質 (たとえば PEEK および PEEKK)、または実質的に任意の実用材料を含む、他の好適な材料、合金、および合成物から形成されてもよい。故障に対するより高い塑性歪みとより高い強度とを有する材料は通常、より多くのエネルギーを吸収する場合があるが、隔壁 200 は、ドーム 210 の弾性撓みおよび塑性撓みを通してかなりのエネルギー吸収を可能にするよう構成されてもよい。実際に、ドーム 210 は概して、凸状の前面 212 と凹状の背面 214 とを有する実質的に球形のキャップ (すなわち、球形のシェルの一部) として形作られ得る。この例では、ドーム 210 は約 120 インチの球半径を有して形成され、ドーム 210 のベースでの直径は約 85.4 インチであり、ドーム 210 の深さは約 8 インチである。ドーム 210 は、凸状の前面 212 に晒される周囲空気圧力と比べて凹状の背面 214 に加えられる加圧された空気荷重に耐えるよう構成されている。そのような差がある圧力条件は、航空機の通常運行中に発生する。

20

30

【0015】

ドーム 210 は材料の単一のシートから形成されてもよい。多層はこの発明の必要な特徴ではないものの、実際の実施例では、ドーム 210 は、隔壁 200 のためのフェイルセーフ対策を提供するために、多層の構成要素として実現されている。この例では、ドーム 210 は、第 1 の全体層 216 と、第 1 の全体層 216 に結合された第 2 の全体層 218 と、第 2 の全体層 218 に結合された部分層 220 とを含む。これらの層は、低温接合、高温接合、機械的締結具、溶接、クランプなどの任意の好適な機構または手法を用いて、ともに付着され得る。第 1 および第 2 の層は、ドーム 210 の全面にわたってはいない部分層 220 と比べて「全体」的である。言い換えれば、第 1 の層 216 および第 2 の層 218 は、各々概して実質的に球形のキャップを規定しているため、「冗長な」層である。しかしながら、部分層 220 は概して、頂部が切断された実質的に球形のキャップ、または実質的に球形の輪郭を有するリング形状の層を規定している。ドーム 210 は、概してその円形の縁によって規定された外周 222 を含む。図 5 および図 6 に示すように、部分層 220 は外周 222 に隣接して位置している。言い換えると、部分層 220 は、第 2 の全体層 218 の周囲を囲むリング層を形成している。このため、第 1 の全体層 216 の露出した外面は凸状の前面 212 を表わし、一方、第 2 の全体層 218 の露出した外面は、部分層 220 の露出した外面とともに、凹状の背面 214 を表わしている。このため、第 1 の全体層 216 は隔壁 200 の前側にほぼ対応しており、部分層 220 は隔壁 200 の

40

50

後ろ側にほぼ対応している。

【 0 0 1 6 】

第1の全体層216、第2の全体層218、および部分層220は各々、延性がありかつ変形可能な材料から形成されており、それは、上述のような隔壁200の衝突エネルギーを吸収して放散する性質を促進する。実際の一実施例では、第1の全体層216および第2の全体層218は各々、厚さが約0.063インチのアルミニウムシートから形成される。特に、これらの全体層は、2024-T3アルミニウム合金のシームレスシートから形成されてもよい。部分層220も、2024-T3アルミニウム合金のシームレスシートから形成されてもよい。例示的な実施例では、部分層220は、ドーム210の中心に向かって減少する可変厚を有する。製造を容易にするため、この可変厚は、図6に示すように別々の段で形成されてもよい（が形成される必要はない）。この点に関し、部分層220は、外周222に向かって位置する外縁224と、ドーム210の中心に向かって位置する内縁226とを有する。内縁226は、この実施例では外縁224から約1.4~1.7インチである（実際の一実施例では、部分層220は幅が約15.7インチである）。外縁224は約0.125インチの厚さを有していてもよく、内縁226は約0.031インチの厚さを有していてもよい。実際には、部分層220は、外縁224と内縁226との間に、厚さが減少する任意の数の中間段を含んでいてもよい。外周222近傍でのドーム210の比較的厚い部分は、隔壁200の取付のための追加の強度を提供するのに望ましい。ドーム210のシェル厚さの変化はまた、ドーム210の縁近傍での衝撃応力に対する追加の耐性も提供する。応力は、縁に向かってより高くなる。これは、それらの領域におけるドーム210の追従性が低減するためである。

10

20

【 0 0 1 7 】

ドーム210（およびその任意の層）は、任意の好適な製造手法を用いて形成されてもよい。たとえば、ドーム210は、平坦なシートに圧力を加えて実質的に球形のキャップを形作るバルジ成形手法を用いて製造されてもよい。また、これに代えて、ドーム210は、平坦なシートを、成形ツールを用いて圧力を加えながら回転させて皿形状を作り出すスピン成形手法を用いて製造されてもよい。ドーム210はまた、打抜き手法またはプレス手法を用いて形成されてもよい。

【 0 0 1 8 】

隔壁200は、外周222の周りでドーム210に結合された外側翼弦228も含む。この実施例では、外側翼弦228は、その断面が、ドーム210の輪郭と一致する1つの脚と機体の輪郭と一致する第2の脚とによって形成される山形部（アングル）であるように形成された、7075-T73アルミニウムの多数の区分から構成されている。この山形部（アングル）の目的は、ドーム210を機体に一体化すること、および、外側翼弦228に剛性を加えて、それがドーム210における膜張力によって生じる圧縮荷重に耐えるようにすることである。

30

【 0 0 1 9 】

外側翼弦228は、隔壁200のための強固な取付機構を提供するよう好適に構成されている。図2および図3を再度参照すると、外側翼弦228は、フレーム208、風除け支持体、および/または航空機202の他の構造に隔壁200を取付けるために利用可能である。外側翼弦228はまた、航空機機体外板の取付に対処するよう構成されてもよい。図2および図4に示すように、外側翼弦228はまた、アンテナ支持アセンブリ229用の取付点を提供してもよい。特に、アンテナ支持アセンブリ229は、ドーム210自体に取付けられる必要はない。むしろ、アンテナ支持アセンブリ229は、好ましくは、ドーム210にかかる「ブリッジ」を形成する。実際、隔壁200は、好ましくは、強固な補強材または補強部材がドーム210のいずれの面にも直接取付けられないように構成され、これにより、外部物体の衝突に応じてドーム210が自由に撓み、変形するようにする。

40

【 0 0 2 0 】

実際の一実施例では、外側翼弦228は、たとえばアルミニウム合金7075-T73

50

5 1 またはアルミニウム合金 7 0 5 0 - T 7 4 5 1 といった任意の好適な材料から形成可能である。製造および組立を容易にするため、外側翼弦 2 2 8 は、継ぎ合わされる区分化された構成要素として実現されてもよい。図 5 は、3 つの継ぎ合わせ要素 2 3 0 によって接合された、3 つの区分に分かれた外側翼弦 2 2 8 を示している。外側翼弦 2 2 8 は、ボルト、鋸、クランプ、接合、溶接などの好適な締結具または締結手法を用いてドーム 2 1 0 に結合される。次に、隔壁 2 0 0 は、ボルト、鋸、クランプ、接合、溶接などの好適な締結具または締結手法を用いて（外側翼弦 2 2 8 を介して）航空機 2 0 2 に結合される。

【 0 0 2 1 】

この発明の代替的な一実施例に従って構成された航空機前方圧力隔壁は、（上述のような）可鍛性ドームに結合された、可鍛性があり、かつ変形可能な少なくとも 1 つの引裂きストラップ層を採用してもよい。他の実施例では、引裂きストラップ層は、可鍛性があるかまたは変形可能な補強材からも構成され得る。可鍛性があり、かつ変形可能な引裂きストラップ層または補強材層は、隔壁の衝撃エネルギーを吸収および放散する特性に対処するのに十分な可撓性を保ちつつ、可鍛性ドームに対する疲労および動的変化を遅らせるよう構成されている。図 7 は、そのような代替的な一実施例に従った前方圧力隔壁 3 0 0 の斜視正面図である。隔壁 3 0 0 は隔壁 2 0 0 と多数の特徴を共有しており、そのような共通の特徴および局面は、ここでは重複して説明されない。隔壁 3 0 0 は、少なくとも第 1 の全体層 3 0 2 と、全体層 3 0 2 に結合された、可鍛性があり、かつ変形可能な少なくとも 1 つの引裂きストラップ層 3 0 4 とを有する可鍛性ドーム 3 0 1 を含む。この例示的な実施例では、隔壁 3 0 0 は、全体層 3 0 2 に結合されたクモの巣状層 3 0 6 を含み、ここで、少なくとも 1 つの引裂きストラップ層 3 0 4 は、クモの巣状層 3 0 6 によって規定される。言い換えると、クモの巣状層 3 0 6 は引裂きストラップ層 3 0 4 を含み、このためクモの巣に似ている。クモの巣状層 3 0 6 自体は変形可能でかつ可鍛性があり、それにより、隔壁 3 0 0 は上述の態様で衝撃エネルギーを吸収および放散することができる。このため、クモの巣状層 3 0 6 は、強固で変形できない「レンガ壁」構成に頼っている先行技術の手法とは対照的な寛容な態様で、隔壁 3 0 0 の構造的完全性を高めるために採用されてもよい。

【 0 0 2 2 】

ここに説明する航空機前方圧力隔壁の実際の一実施例は、連邦航空規則（Federal Aviation Regulation）2 5 . 5 7 1 条によって要求されるような、海水面での巡航速度（Vc）または 8 0 0 0 フィートでの 0 . 8 5 Vc のどちらか危険なほうで移動する 4 ポンドの物体からの衝突に耐えるよう設計されている。この発明のこのおよび他の実施例は、要件に依存して、異なる鳥の重量および速度に耐えるようになっていてもよい。実際には、隔壁は、衝撃に応じて隔壁ドームが変形し、撓むかどうかを判断するしきい値衝撃エネルギー等級を有する。隔壁の湾曲して角度がついた表面は、物体がドームから離れるようにそれるかもしれない可能性を高めている。物体が、少なくともそのしきい値衝撃エネルギーを付与せずに隔壁に衝突した場合、物体はドームに当たって跳ね返るか、またはドームから離れるようにそれるかもしれない。そのような条件下では、ドームは一時的に内側に撓み、次にその元の形状へと跳ね返ってもよい。しかしながら、物体が、少なくともしきい値衝撃エネルギーを有して隔壁に衝突した場合、ドームは物体を「捕まえ」、内側に撓み、そして、衝撃エネルギーを吸収して放散するよう変形するかもしれない。この点に関し、ドームは物体の衝撃力の下で座屈し、物体はドームとの接触後、後ろ方向に短距離移動する。ドームの可鍛性がある性質により、隔壁は、（強固で固い隔壁に比べて）より長い衝撃時間にわたって衝撃力を放散することができる。衝撃後、ドームは屈曲または湾曲した形状のままであってもよく、またはその元の形状へと跳ね返ってもよい。内部圧力が隔壁の元の形状を回復させないかもしれない場合には、それは物理的操作によって回復されてもよく、またはそれは、変形の重症度に依存して交換されてもよい。

【 0 0 2 3 】

前述の詳細な説明において、少なくとも 1 つの例示的な実施例が提示されてきたが、莫大な数の変形が存在することが理解されるべきである。また、ここに説明された例示的な

10

20

30

40

50

実施例はこの発明の範囲、利用可能性、または構成を限定するよう全く意図されていないことが理解されるべきである。むしろ、前述の詳細な説明は、説明された実施例を実現するための便利な道路地図を当業者に提供するであろう。添付された特許請求の範囲およびその法的均等物において述べられるようなこの発明の範囲から逸脱することなく、要素の機能および配置にさまざまな変更が加えられ得ることが理解されるべきである。

【図面の簡単な説明】

【0024】

【図1】 先行技術の航空機前方圧力隔壁の斜視正面図である。

【図2】 航空機に設置されるような、この発明の例示的な一実施例に従った前方圧力隔壁の概略側面図である。

【図3】 図2に示す前方圧力隔壁の概略背面図である。

【図4】 図2に示す前方圧力隔壁の斜視正面図である。

【図5】 図2に示す前方圧力隔壁の背面図である。

【図6】 図5に示す、線A - Aに沿って見たような前方圧力隔壁の断面図である。

【図7】 この発明の代替的な一実施例に従った前方圧力隔壁の斜視正面図である。

【図1】

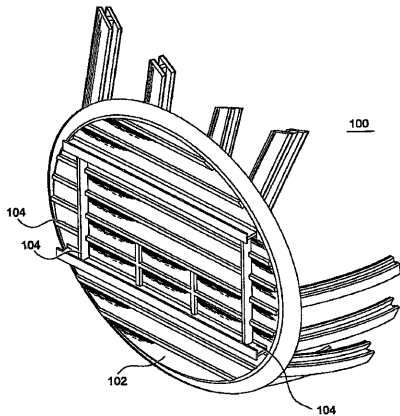


FIG. 1-PRIOR ART

【図2】

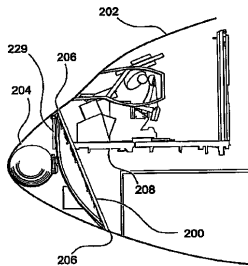


FIG. 2

【図3】

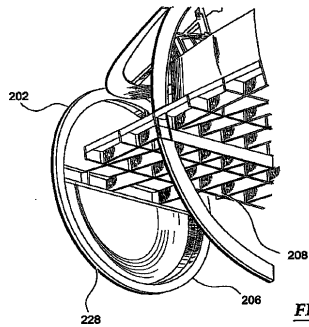


FIG. 3

【図4】

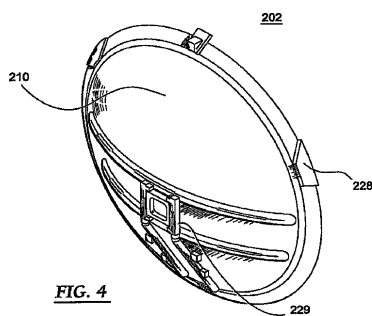
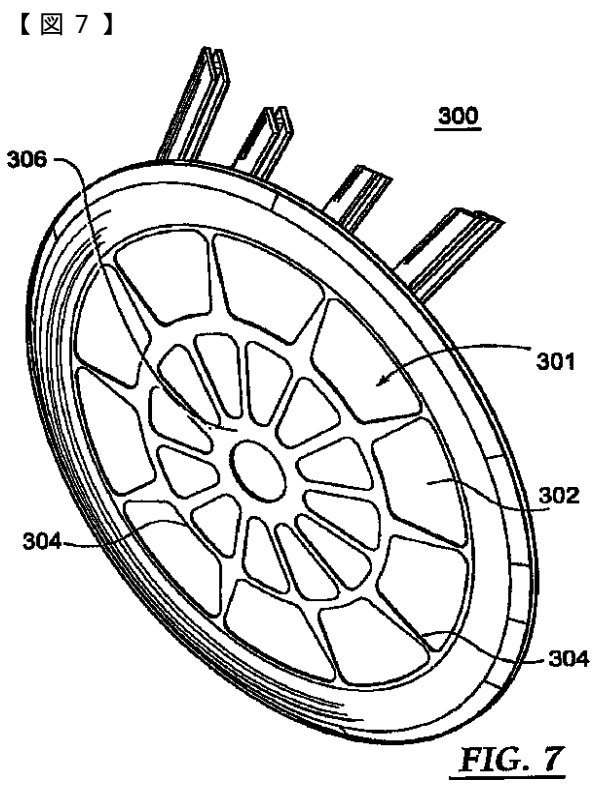
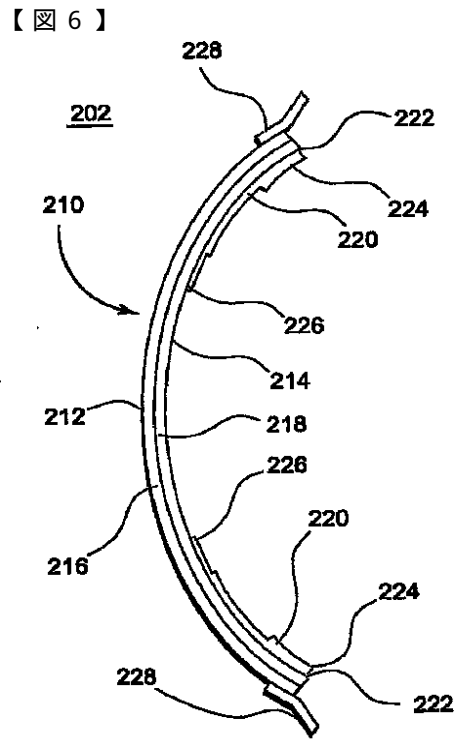
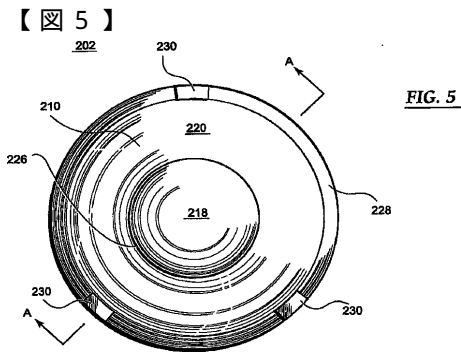


FIG. 4



フロントページの続き

- (72)発明者 スワダ, ジェフリー・アール
アメリカ合衆国、67133 カンザス州、ローズヒル、ティンバー・トレイル、201
- (72)発明者 コック, ウィリアム・ジェイ
アメリカ合衆国、98006 ワシントン州、ベルビュー、サウス・イースト・クーガー・マウン
テン・ドライブ、17113

審査官 水野 治彦

(56)参考文献 特開平02-234897(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64C 1/10