

(19) 日本国特許庁(JP)

## (12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6039175号  
(P6039175)

(45) 発行日 平成28年12月7日(2016.12.7)

(24) 登録日 平成28年11月11日(2016.11.11)

(51) Int.Cl.

B64C 1/06 (2006.01)

F 1

B 64 C 1/06

請求項の数 10 外国語出願 (全 17 頁)

(21) 出願番号	特願2011-245427 (P2011-245427)	(73) 特許権者	500520743 ザ・ボーイング・カンパニー The Boeing Company アメリカ合衆国、60606-2016 イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
(22) 出願日	平成23年11月9日(2011.11.9)		
(65) 公開番号	特開2012-101787 (P2012-101787A)		
(43) 公開日	平成24年5月31日(2012.5.31)		
審査請求日	平成26年10月8日(2014.10.8)		
(31) 優先権主張番号	12/944,113	(74) 代理人	100109726 弁理士 園田 吉隆
(32) 優先日	平成22年11月11日(2010.11.11)	(74) 代理人	100101199 弁理士 小林 義教
(33) 優先権主張国	米国(US)	(72) 発明者	ケニース ハーラン グリース アメリカ合衆国 ワシントン 98031 , ケント, 125番 シーティー エスイー 22229

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】多機能頂部を用いる胴体とその作製方法

## (57) 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

内表面と、頂部を有する上部と、頂部の下に位置する客室と、下部とを含む胴体本体、胴体本体を補強するための構造フレームワークであって、胴体本体の上部の内表面に取り付けられて、頂部を横切って横方向に延びる複数のアーチ形フレーム部材を含み、複数のアーチ形フレーム部材のうちのいくつかの各々がストラクチュラルフォームで充填されていて、フォームによって包囲及び支持されたダクトを備えており、各ダクトは、頂部から客室に向って下方へ延びる胴体本体にユーティリティを導き、上部を強化する、構造フレームワーク、及び、

胴体本体を通って頂部に沿って縦方向に延び、複数のアーチ形フレーム部材のうちのいくつかの各ダクトと連結するユーティリティ供給ダクトであって、バックボーンフレームを形成し、アーチ形フレーム部材と一体形成されているユーティリティ供給ダクト、を備える胴体構造。

## 【請求項 2】

ユーティリティが、  
環境制御システム、  
電気配線、  
無線通信システム、  
無線配電システム、及び  
水分モニタリングシステム

10

20

のうちの少なくとも一つを含む、請求項 1 に記載の胴体構造。

【請求項 3】

各ダクトが電磁エネルギー導波管空洞を形成しており、且つ  
ユーティリティが、導波管空洞を通して電磁信号を伝送する無線データ伝送システムを  
含んでいる、

請求項 1 に記載の胴体構造。

【請求項 4】

ユーティリティ供給ダクトが、アーチ形フレーム部材の各々に統合されて、構造フレームワークの一部を形成している、請求項 3 に記載の胴体構造。

【請求項 5】

胴体本体及び構造フレームワークが複合材料から形成されている、請求項 1 に記載の胴体構造。

【請求項 6】

複数のアーチ形フレーム部材の各々がストラクチュラルフォームで充填されていて、フォームにより包囲及び支持されたダクトを含んでいる、請求項 1 に記載の胴体構造。

【請求項 7】

胴体本体が、複合パネルから形成された側面と頂部とを有する上部を含んでおり、パネルが、内側表面板と外側表面板との間に挟まれたコアを含み、コアは頂部で高い剛性を有している、請求項 1 に記載の胴体構造。

【請求項 8】

コアは、頂部に密度の高い部分を、側面に密度の低い部分を、含んでいる、請求項 7 に記載の胴体構造。

【請求項 9】

航空機の胴体の製造方法であって、  
対のマンドレルの上に複合構造をレイアップすること、  
複合構造を第 1 の外側胴体外板と第 2 の外側胴体外板とに切り離すこと、

第 1 の外側胴体外板及び第 2 の外側胴体外板をそれぞれ第 1 の外側モールド線工具及び第 2 の外側モールド線工具内に配置すること、

第 1 の外側胴体外板及び第 2 の外側胴体外板の各々の上にコアを配置すること、  
各コアの上に複合内側外板をレイアップすること、

各内側外板の上にアーチ形複合フレーム部材をレイアップすることであって、アーチ形複合フレーム部材は、内側外板の頂部を横切って横方向に延びていて、アーチ形フレーム部材のうちのいくつかの各々がストラクチュラルフォームで充填されていて、フォームによって包囲及び支持されたダクトを備えており、各ダクトはユーティリティを導入するために頂部から客室に向かって下方へ延びている、レイアップすること、

2 つの上部胴体部分を形成するためにアーチ形複合フレーム部材と一体化された各内側外板の上に、縦方向に延びる複合バックボーンフレームをレイアップすることであって、各複合バックボーンフレームはそれぞれ上部胴体部分の複数のアーチ形フレーム部材のうちのいくつかのダクトのそれぞれと結合されている、レイアップすること、

各上部胴体部分を硬化させること、並びに  
2 つの低部胴体部分をそれぞれ上部胴体部分に接合して 2 つの胴体セクションを形成すること、

を含む航空機の胴体の製造方法。

【請求項 10】

コアは、頂部に密度の高い部分を、側面に密度の低い部分を、含んでいる、請求項 9 に記載の航空機の胴体の製造方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、概して胴体構造に、特に複合材料から形成された胴体に関し、具体的には多

10

20

30

40

50

機能頂部を有する胴体を扱う。

【背景技術】

【0002】

ポリマー・ベースの複合材料は、好ましい比強度を有するため、航空機構造の製造に使用するために選択される。航空機の胴体の現行の設計には多数の複合材料が用いられており、少数を例に挙げると、それにはサンドイッチパネル、フレーム、及び補強材が含まれる。加工プロセスにおけるこれらの複合コンポーネントのアセンブリは、長時間を要し、且つ労働集約的であるので、これらのコンポーネントを可能な限り一体化して、アセンブリに要する時間及び／又は労働、並びに航空機重量を低減することが望ましい。

【0003】

10

アセンブリに要する時間／労働と航空機の重量は、環境制御システム（ECS）、電機配線、及び通信システムといった航空機に搭載されるサブシステムを単純化することによっても低減することができる。複合構造用コンポーネントの数の低減、及び搭載されるサブシステムの単純化といった問題は、大規模な民間航空機及び軍用航空機の胴体が、セクションごとに製造され、それらを製造プロセスの間に互いに接合しなければならないという事実によって複雑化する。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

20

したがって、アセンブリを必要とするコンポーネントの数が少なく、且つ航空機のサブシステムの少なくとも一部分が統合されていることにより、コスト及び航空機重量を低減させた複合材料による航空機胴体が求められている。また、胴体のセクションを組み立てる間にサブシステムの統合を可能にしながら生産度を向上させる複合材料による航空機胴体の加工方法が求められている。

【課題を解決するための手段】

【0005】

開示される実施形態は、一又は複数の航空機サブシステムを統合する多機能頂部を備えることにより、アセンブリを必要とするコンポーネントの数を減らした複合材料による胴体構造を提供する。多機能頂部は、強度、及び電などの衝突物に対する耐衝撃性が向上した一体式の設計を提供する。航空機のサブシステムを多機能頂部に統合することにより、製造及び構造の効率、エネルギー輸送、並びに構造健全性及び耐湿性の遠隔モニタリングを改善することができる。多機能胴体頂部により、航空機のRF（無線周波数）伝送のために遮蔽された経路が提供される。このような遮蔽経路は、構造健全性モニタリングセンサにRFエネルギーを供給するため、及び／又はデータ通信のために使用することができる。経路は、周囲環境から遮蔽する頂部に統合された一又は複数の導波管空洞により形成され、よって通信リンクの破損が低減される。

30

【0006】

40

統合された導波管空洞による無線通信は、高いデータレート、レンジの拡大、キャパシティの拡大、及び動作電力の低下を実現する。多機能頂部を導波管空洞として使用することにより、一体化された航空機構造の遠隔領域の非破壊評価（NDE）が可能になり、したがって、NDE又は構造健全性モニタリングを行うために航空機の部品を解体することを回避することができる。

【0007】

開示される一実施形態によれば、胴体構造は、内表面を有する胴体本体と、胴体を補強するためのフレームワークとを有している。フレームワークは、内表面に取り付けられて、本体にユーティリティを導入する経路となるダクトを内蔵した少なくとも一つのフレーム部材を含む。ユーティリティには、環境制御システム、電気配線、無線通信システム、無線配電システム、及び水分モニタリングシステムのうちの一又は複数が含まれる。ダクトは電磁エネルギー導波管空洞を形成し、フレーム部材を通る電磁信号の無線データ伝送を可能にする。胴体本体は、頂部を有する上部と、頂部の下に位置する客室と、下部とを

50

含んでいる。フレームワークは、胴体本体の上部に取り付けられて頂部を横断して横方向に延びる複数のアーチ形フレーム部材を含んでいる。フレーム部材の少なくとも一部は、その中に、頂部から客室に向って下方へ延びる一体式の空洞を含んでいる。胴体構造は、更に、頂部の領域において本体を縦方向に通って延び、且つフレーム部材の空洞に連結する給気ダクトを備えることができる。給気ダクトは、アーチ形フレーム部材の各々に統合されてフレームワークの一部を形成することができる。

【0008】

開示される別の実施形態によれば、胴体構造は、客室を画定する内表面を有する本体と、本体を強化するために客室の周囲に延びる複数の複合フレーム部材とを備えている。フレーム部材の各々は、胴体本体の内表面に取り付けられており、且つその中に、ユーティリティサービスを客室に分配するための一のユーティリティサービス分配ダクトを含んでいる。本体は、頂部を有する上部と、上部と接合された下部とを含む複合パネルを備えることができる。フレーム部材の各々は、本体上部のパネルに接合されて、頂部全体にわたっている。胴体構造は、更に、本体を通って縦方向に延びて、フレーム部材の分配ダクトに連結するユーティリティ供給ダクトを備えることができる。ユーティリティ供給ダクトは、フレーム部材と一緒に、頂部と客室との間に配置される。

【0009】

更なる実施形態によれば、胴体構造は、頂部を有する本体と、頂部領域において本体を補強するために、本体を縦方向に通って延びるフレームとを備える。フレームは、その中に、本体にユーティリティを導入する経路となる少なくとも一つのダクトを含んでいる。

【0010】

更なる実施形態によれば、航空機胴体の製造方法が提供される。この方法は、工具の上に複合構造をレイアップすること、及び複合構造を第1の胴体外板と第2の胴体外板とに分離することとを含む。本方法は、更に、それぞれ第1及び第2の外板を使用して、二つの胴体部分を形成することを含む。

【図面の簡単な説明】

【0011】

【図1】図1は、多機能頂部を有する一の航空機胴体セクションの斜視図である。

【図2】図2は、図1の斜視図から外側の本体パネルを除去してフレームワークを示している。

【図3】図3は、図1に示される胴体セクションの上部の斜視図である。

【図4】図4は、図3の線4-4に沿った断面図である。

【図5】図5は、図3の斜視図と類似であるが、本体パネルの構造を示す別の斜視図である。

【図6】図6は、図5において「6」として示された領域を示している。

【図7】図7は、図3に類似であるが、本体パネルの構造の更なる実施形態を示している。

【図8】図8は、図7において「8」として示された領域を示している。

【図9】図9は、図3に類似であるが、本体パネルの構造の別の実施形態を示している。

【図10】図10は、図9において「10」として示された領域を示している。

【図11】図11は、内部補強材により強化された頂部を有する本体上部の斜視図である。

【図12】図12は、図11において「12」として示された領域を示している。

【図13】図13は、多機能頂部を用いた一の胴体セクションの上部の別の実施形態の斜視図である。

【図14】図14は、図13の線14-14に沿った斜視断面図である。

【図15】図15は、多機能頂部の別の形態の端面図である。

【図16】図16は、別の形態の多機能頂部を用いた胴体セクションの上部の斜視図である。

【図17】図17は、図16に示される多機能頂部の斜視図であり、供給ダクトと分配ダ

10

20

30

40

50

クトとの接続を示すためにセクション内の部品が取り外されている。

【図18】図18は、多機能頂部を用いた胴体構造に使用される無線伝送システムの機能的ブロック図である。

【図19】図19は、胴体構造作製方法のステップを示すコンポーネントの斜視図である。

【図20】図20は、図19に示された製造方法のフロー図である。

【図21】図21は、航空機の製造及び整備方法のフロー図である。

【図22】図22は、航空機のブロック図である。

【発明を実施するための形態】

【0012】

まず、図1及び2に示すように、バレル形状の胴体セクション30は、縦方向に延びる継手36に沿って互いに接続された上部胴体部分32と下部胴体部分34とを備えており、これら二つの部分32、34は、継手36によって、一体化されたフロア42と統合されている。航空機(図示しない)を加工する間に、二つ以上のバレル形胴体セクション30は互いの端部で接合されて、完全な胴体(図示しない)を形成する。上部胴体部分32は、側面38と頂部40とを含んでいる。後述で詳細に説明されるように、胴体部分の各々32、34は、互いに接合されて外側本体25を形成する複合サンドイッチパネル(図示しない)から形成することができ、外側本体25は、本体25の内表面を画定する内側外板56と、外側外板64とを含んでいる。他の実施形態では、本体25は、複合サンドイッチパネルではなく、単一の外板56から形成することができる。図示の胴体セクション30は概ね円形断面を有する形状であるが、他の様々な断面形状、及び形状の組み合わせが可能であり、それらには、限定されないが橈円及びその他の形状が含まれる。

【0013】

フロア42は、胴体セクション30の一部を形成する一又は複数のフレーム(図示しない)又は他の支持体(図示しない)によって支持されている。図示の実施形態では、胴体セクション30は、継手36の高さで胴体セクション30を横切って延びて上部客室44を画定する単一のフロア42を含んでいるが、複数のフロア42も可能である。胴体セクション30の上部32は、縦方向に間隔を空けて配置された複数のアーチ形構造フレーム部材48を含む構造フレームワーク46によって強化されており、アーチ型構造フレーム部材48は、内側外板56によって画定される本体25の内表面に接合されている。フレーム部材48は、上部胴体部分32の周囲のほぼ全体にわたって延びているが、側面38の断面内で先端に行くほど細くなる末端50を有することができる。

【0014】

特定の用途及び航空機の形状に応じて、構造フレームワーク46は、胴体セクション30の戸口54などの開口の周囲に追加のアーチ形フレーム部材48aを含むことができる。用途の構造荷重に応じて、アーチ形フレーム部材48の断面の寸法、全体の高さと長さ、及び互いとの間隔を変えることができる。図1及び2には示されていないが、構造フレームワーク46は、頂部40の領域内に縦方向に延びるバックボーンフレーム部材を含むことができ、このバックボーンフレーム部材は、フレーム部材40を互いに構造的に接合させ、航空機の縦方向に沿って胴体セクション30に剛性を付与する。上述の種類の適切な胴体セクション30の更なる詳細は、2010年6月15日発行の米国特許第7735779号に見ることができ、この特許文献の内容全体は参照により本明細書に包含される。

【0015】

図3及び4は、外側本体25を有する上部胴体部分32の一実施形態を示しており、この外側本体25は、ポリマーをベースとする堅固な積層35、限定しないが例え、炭素繊維強化ポキシなどの積層板35から形成されている。側面38及び頂部40は、複合材料からなるアーチ形フレーム部材48によって補強されている。フレーム部材48の各々は、用途に適した断面を有することができる。図示の実施例では、フレーム部材48の各々は、帽子形の断面を有し、同時硬化、接着、及び/又はファスナ(図示しない)によ

10

20

30

40

50

り内側外板 5 6 に固定された外側フランジ 5 8 を含んでいる。簡潔に示すために、フランジ 5 8 は、図 3、5、7、9、11、13、16、及び 17 では省略した。フレーム部材 4 8 は、適切なストラクチュラルフォーム 6 0 で充填することができる。

【 0 0 1 6 】

図 5 及び 6 は、上部胴体部分 3 2 の別の実施形態を示しており、この場合、外側本体 2 5 は、サンドイッチパネル構造物から形成されて、内側表面板 5 6 と外側表面板 6 4 との間に挟まれたコア 5 5 を含んでいる。コア 5 5 は、限定しないが、フルート（図示しない）又はハニカム（図示しない）といった任意の適切な材料と形状を有することができる。図示の実施例では、コア 5 5 は、頂部 4 0 の領域に比較的密度の高い部分 6 6 を、側面 3 8 に比較的密度の低いセクション 6 2 を、それぞれ含んでいる。密度の高いコアセクション 6 6 は、頂部 4 0 に更なる強度と剛性を付与するとともに、航空機が地上又は地上近くにいる間に航空機の頂部（頂部 4 0 ）に当たる雹などの物体に対する耐衝撃性を付与する。コア 5 5 の密度の高いセクション 6 6 と密度の低いセクション 6 2 とは、スカーフ継手 6 8 に沿って互いに接続される。但し、限定しないが、重ね継手、段重ね継手、及び突合せ継手を含め、他の種類の継手も可能である。

【 0 0 1 7 】

図 7 及び 8 は、上部胴体部分 3 2 の更なる実施形態を示しており、この場合、本体 2 5 は、頂部 4 0 の領域に堅固な積層板 7 0 を、側面 3 8 に複合サンドイッチをそれぞれ含んでおり、側面の複合サンドイッチは、内側表面板 5 6 と外側表面板 6 4 との間に挟まれた比較的中程度の密度を有するコア 6 2 を含んでいる。複合サンドイッチ側面 3 8 は、堅固な積層板 7 0 へと、コア 6 2 内の傾斜部 6 9 により形成されるダブルスカーフ継手 6 8 に沿って移行している。他の種類の継手を使用することも可能である。

【 0 0 1 8 】

図 9 及び 10 は上部胴体部分 3 2 の別の実施形態を示しており、この実施形態は図 7 及び 8 に示された実施形態に類似であるが、頂部 4 0 内の堅固な積層板 7 0 には、縦方向に延びる高密度の一体式補強材 7 2 が設けられて、頂部 4 0 の領域内の本体 2 5 に、必要に応じて縦方向の剛性と安定性を付加している。この実施例では、補強材 7 2 は、円周上に互いに間隔を空けて配置され、内側表面板 5 6 と外側表面板 6 4 との間に挟まれている。図 10 では、補強材 7 2 は、内側外板 5 6 と外側外板 6 4 のほぼ中央に位置しているが、補強材 7 2 は、その方が望ましい場合、内側外板 5 6 に近くても、外側外板 6 4 に近くてもよい。更に他の実施形態では、例えば図 11 に示されるように、補強材 7 2 は内側外板 5 6 上に配置されてもよい。

【 0 0 1 9 】

図 11 及び 12 は、上部胴体部分 3 2 の頂部 4 0 を強化及び補強するための別の技術を示している。この実施形態では、円周上に間隔を空けて配置されて縦方向に延びる複合補強材 7 4 が、頂部 4 0 領域の内部外板 5 6 に取り付けられている。図示の実施例では、補強材 7 4 は J 字形の断面を有しているが、他の様々な断面形状が可能である。補強材 7 4 は、接着又はその他の技術により内部外板 5 6 に取り付けることができる。補強材 7 4 は、本体 2 5 に装備品（図示しない）又はサブシステム（図示しない）を取り付ける手段にもなりうる。

【 0 0 2 0 】

図 13 は、上部胴体部分 3 2 の別の実施形態を示しており、この場合、頂部 4 0 には、中央縦方向に、バックボーンフレーム 8 2 が設けられている。このバックボーンフレーム 8 2 は、アーチ形フレーム部材 4 8 を相互接続し、且つアーチ形フレーム部材 4 8 と一体形成されていることにより、内側の構造フレームワーク 4 6 を形成し、このフレームワーク 4 6 は頂部 4 0 の領域において実質的に一体化及び補強されている。この実施例では、バックボーンフレーム 8 2 は、一体形成されて縦方向に延びる一対の内部ダクト 7 8 を含み、これらのダクト 7 8 は中央のパーティション 8 0 により互いに分離されている。バックボーンフレーム 8 2 は、加工プロセスの間にアーチ形フレーム部材 4 8 と一緒に積層されて同時硬化される複合積層板から構成することができる。これについては後述で詳細に

10

20

30

40

50

説明する。図示の実施形態では、ダクト78は、頂部40に沿って航空機の縦方向にソース(図示しない)から空気を運ぶためのポートと右げん給気ダクトとを形成している。

【0021】

図14に示すように、一又は複数のアーチ形フレーム部材48は、フレーム部材48を充填しているストラクチュラルフォーム60によって所定の位置に保持された分配ダクト84を含むことができる。分配ダクト84の各々は、給気ダクト78の一つに接続され、矢印76によって示されるように、82において供給された空気を、客室44に向って外側下方へと導く。後述で詳細に説明するように、バックボーンフレーム82によって形成された一又は複数のダクト78は、頂部40に沿って航空機に他のユーティリティを導くために使用することができ、これらのユーティリティには、限定されないが、他の種類の環境制御システム、無線通信、有形電気配線、無線配電、及び水分モニタリングを含む航空機の構造健全性をモニタリングするための様々なシステムが含まれる。

10

【0022】

図15は、バックボーンフレーム82の下部に取り付けられたトレイ88を示しており、このトレイは、限定しないが、航空機を縦方向に通る電気配線といった機内に搭載されたサブシステムを支持し、且つそれらサブシステムの経路を決めるために使用することができる。

【0023】

図13は一体化されたバックボーンフレーム82によって形成されたダクト78を示しているが、図16及び17に示されるような、頂部40に沿って配置される半一体化された中央供給コンジット85を使用して、フレーム部材にユーティリティサービスを分配することが可能である。この実施例ではコンジット85は概ね橜円形の断面を有しているが、他の断面形状も可能である。コンジット85は、頂部40の下側中央に位置し、上部胴体部分32を通って縦方向に延びている。フレーム部材48の各々は、コンジット85の形状と概ね一致する凹状部分96を含むことができ、それにより、コンジット85はフレーム部材48側に引っ込むので、客室44内へと下方に不要に延びることがない。コンジット85は、比較的剛性の、任意の適切な材料から形成することができ、このような材料には複合材料が含まれるがこれに限定されない。

20

【0024】

コンジット85は、アーチ形フレーム部材48及び本体25の一方又は両方に、ファスナ、接着技術、又は連動式機械機構(すべて図示しない)を用いて取り付けることができる。図17に示されるように、コンジット85は内部空洞90を含み、この空洞を通してユーティリティが導かれる。図示の実施例では、コンジット85には、出口開口92が設けられ、この開口はフレーム部材48の入口開口94に連結される。

30

【0025】

図18を参照する。上述したように、構造フレームワーク46内に形成されたダクト78、84は、種々のユーティリティのいずれかを航空機全体に分配するために使用することができる。図18は、導波管空洞として使用されるフレームワークダクト78、84を示しており、この場合、これらのダクトは、データ又は動力の形態で電磁信号を航空機全体に伝送するために使用される。一実施例では、航空機内に縦方向に間隔を空けて配置された一又は複数の無線トランシーバ100が、導波管空洞98(フレームワークダクト78、84)を通してデータ又は動力信号を伝送するために使用される。例えば、無線トランシーバ100を用いることで、104にまとめて示される任意の数の航空機健全性モニタリングセンサ、エネルギーハーベスター、FRIDタグなどのいずれかを、航空機の別の位置においてモニタリングし、データ信号を伝送することができる。

40

【0026】

無線トランシーバ100の少なくとも一つを、デバイス104への問い合わせ及び/又はデバイス104のモニタリングを行う適切な航空機搭載コンピュータ106に連結することができる。無線トランシーバ100と導波管空洞98との組み合わせを使用して、電源108によって生成された電力を航空機全体に無線伝送することにより、デバイス10

50

4の一つは複数に給電することができる。別の構成では、エネルギー・ハーベスティング・デバイス 104 によって生成された動力が、導波管空洞 98 により、電源 108 の一部を形成しうるバッテリへ伝送される。

【0027】

多機能頂部 40 を有する上部胴体部分 32 は、図 19 及び 20 に示される方法に従って製造することができる。まず 122 において、自動纖維配置マシンを用いて、又は成形された工具上に複合材料をレイアップするためのその他の従来技術を用いて、複合材料を二重マンドレル 113 の上にレイアップする。124 において、積層材 112 を切開し、二つのほぼ同一の外側外板 112a、112b に分割する。126 では、二つのほぼ同一の外側モールド線工具 114、116 の一部の内側に、外側外板 112a、112b を配置する。次に、128 では、発泡コア 118a、118b を、外側外板 112a、112b の上にレイアップする。ステップ 130 では、手動配置技術又は自動纖維配置装備（図示しない）を用いて内側外板 120a、120b を対応するコア 118a、118b の上にレイアップする。上記の方法により、一つの二重マンドレル 113 を使用して、ほぼ同時に二つの胴体部分 32 が加工されるが、必要であれば、二つの別々のマンドレル（図示しない）の上に外側外板 112a、112b をレイアップすることもできる。

【0028】

図 10 に示される加工方法は、プリプレグ纖維プライを積層させることにより実行されるが、乾燥纖維プリフォーム（図示しない）と樹脂注入技術とを用いて胴体の本体部分 32、又はそのセクションを加工することもできる。例えば、限定しないが、アーチ形フレーム部材 48 及びバックボーンフレーム 82 は、図 19 に示される内側外板 120a 上に配置される乾燥プリフォーム（図示しない）を用いて互いに一体に形成した後、樹脂を用いて同時注入することができる。

【0029】

132 では、アーチ形フレーム部材 48 を内側外板 120a、120b の上にレイアップすることにより、二つのほぼ同一の本体部分 32 を形成する。図 20 に示されるステップ 133 では、レイアップされた上部本体部分 32 を真空引きし、処理し、硬化させることにより、同時硬化された一体構造を得る。134 では、硬化された本体部分 32 を外側モールド線工具 114、116 から取り出す。136 では、硬化された本体部分 32 を必要に応じてトリミングした後、上部本体部分 32 を事前に硬化させた下部本体部分 34（図 1）に接合する。

【0030】

次の図 21 及び 22 に示すように、本発明の実施形態は、図 21 に示される航空機の製造及び整備方法 140、及び図 22 に示される航空機 142 に関して使用することが可能である。製造前の段階では、例示的な方法 140 は、航空機 142 の仕様及び設計 144 と、材料調達 146 とを含みうる。製造段階では、航空機 142 のコンポーネント及びサブアセンブリの製造 148 と、システムインテグレーション 150 とが行われる。ステップ 148 の間に、開示される方法と装置を、胴体セクションなどの複合部品を加工するために使用することができ、これらの部品はその後ステップ 150 において組み立てられる。その後、航空機 142 は認可及び納品 152 を経て就航 154 される。顧客により就航される間に、航空機 142 は定期的なメンテナンス及び整備 156（改造、再構成、改修なども含みうる）を受ける。

【0031】

方法 140 の各プロセスは、システムインテグレーター、第三者、及び／又はオペレーター（例えば顧客）によって実施又は実行されうる。本明細書の目的のために、システムインテグレーターは、限定しないが、任意の数の航空機製造者、及び主要なシステム下請業者を含むことができ、第三者は、限定しないが、任意の数のベンダー、下請業者、及び供給業者を含むことができ、オペレーターは、航空会社、リース会社、軍事団体、サービス機関などでありうる。

【0032】

10

20

30

40

50

図22に示されるように、例示的方法140によって製造された航空機142は、複数のシステム160及び内装162を有する機体158を含むことができる。開示される方法と装置は、機体158の一部を形成する胴体セクションを加工するために使用することができる。高レベルのシステム150の例には、推進システム164、電気システム166、油圧システム168、及び環境システム170のうちの一又は複数が含まれる。任意の数の他のシステムが含まれてもよい。航空宇宙産業の例を示したが、本発明の原理は、自動車産業のような他の産業にも適用可能である。

【0033】

本明細書に具現化された装置は、製造及び整備方法140の任意の一又は複数の段階で採用することができる。例えば、製造プロセス148に対応するコンポーネント又はサブアセンブリは、航空機142が就航中に製造されるコンポーネント又はサブアセンブリと同様の方法で加工又は製造することができる。また、一又は複数の装置の実施形態は、例えば、航空機142の組立てを実質的に効率化するか、又は航空機142のコストを削減することにより、製造段階148及び150の間に利用することができる。同様に、一又は複数の装置の実施形態を、航空機142の就航中に、限定しないが、例えばメンテナンス及び整備156に利用することができる。

【0034】

本発明の実施形態を、特定の例示的な実施形態に関連させて説明したが、これらの特定の実施形態は説明を目的としているのであって、限定を目的としているのではなく、当業者であれば他の変形例が想起可能であろう。

【0035】

本発明は、以下の実施形態にも関連している。

1. 内表面を含む胴体本体と、

本体を補強するための構造フレームワークであって、内表面に取り付けられる少なくとも一つのフレーム部材を含み、且つ本体にユーティリティを導くためのダクトを内蔵する構造フレームワークと  
を備える胴体構造。

【0036】

2. ユーティリティが、

環境制御システム、

電気配線、

無線通信システム、

無線配電システム、及び

水分モニタリングシステム

のうちの少なくとも一つを含んでいる、実施形態1に記載の胴体構造。

【0037】

3. ダクトが電磁エネルギーの導波管空洞を形成しており、且つ

ユーティリティが、導波管空洞により電磁信号を伝送する無線データ伝送システムを含んでいる、

実施形態1に記載の胴体構造。

【0038】

4. 胴体本体が、頂部を有する上部と、頂部の下に位置する客室と、下部とを含んでおり、且つ

構造フレームワークが、胴体本体の上部の内表面に取り付けられて、頂部を横切って横方向に延びる複数のアーチ形フレーム部材を含んでおり、フレーム部材の少なくとも一部が、頂部から客室へと下方に向って延びる一体式の空洞を内部に含んでいる、  
実施形態1に記載の胴体構造。

【0039】

5. 頂部の領域において本体を縦方向に通って、フレーム部材の空洞に連結する給気ダクト

10

20

30

40

50

を更に備える、実施形態 4 に記載の胴体構造。

【 0 0 4 0 】

6 . 給気ダクトが各アーチ形フレーム部材に統合されて、構造フレームワークの一部を形成している、実施形態 5 に記載の胴体構造。

【 0 0 4 1 】

7 . 本体及び構造フレームワークが複合材料から形成されている、実施形態 1 に記載の胴体構造。

【 0 0 4 2 】

8 . 構造フレームワークが、胴体本体に取り付けられて頂部を横切って横方向に延びる複数のアーチ形フレーム部材を含んでおり、各アーチ形フレーム部材が、ストラクチュラルフォームで充填され、発泡材によって包囲及び支持されたコンジットを含んでいる、実施形態 1 に記載の胴体構造。 10

【 0 0 4 3 】

9 . 胴体本体が、複合パネルから形成された側面と頂部とを有する上部を含み、パネルが内側表面板と外側表面板との間に挟まれたコアを含んでおり、コアによって頂部の領域の剛性が増している、実施形態 1 に記載の胴体構造。

【 0 0 4 4 】

10 . 客室を画定する本体と、  
本体を強化するために客室を囲む複合材料からなる複数の円形フレーム部材であって、各々が本体に取り付けられており、且つ客室にユーティリティサービスを分配するためのユーティリティ分配ダクトを内蔵しているフレーム部材と  
を備える胴体構造。 20

【 0 0 4 5 】

11 . 本体が、複合パネルから形成されており、頂部を有する上部と、上部に接合された下部とを含んでおり、

各フレーム部材が本体の上部のパネルに接続されて頂部全体にわたっている、  
実施形態 10 に記載の胴体構造。

【 0 0 4 6 】

12 . 本体を縦方向に延びてフレーム部材内の分配ダクトと連結するユーティリティ供  
給ダクト  
を更に備える実施形態 11 に記載の胴体構造。 30

【 0 0 4 7 】

13 . ユーティリティ供給ダクトがバックボーンフレームを形成してフレーム部材と一  
体化している、実施形態 12 に記載の胴体構造。

【 0 0 4 8 】

14 . ユーティリティ供給ダクトが頂部と客室との間に配置されている、実施形態 12  
に記載の胴体構造。

【 0 0 4 9 】

15 . ユーティリティが、  
環境制御、  
無線通信、及び  
電気制御  
のうちの一つである、実施形態 12 に記載の胴体構造。 40

【 0 0 5 0 】

16 . 各フレーム部材がストラクチュラルフォームで充填されており、且つ  
ダクトがストラクチュラルフォームを通って延びている、  
実施形態 12 に記載の胴体構造。

【 0 0 5 1 】

17 . 頂部を有する本体と、  
本体を縦方向に延びて頂部の領域において本体を補強するフレームであって、ユーティ  
50

リティを本体に導く少なくとも一つのダクトを内蔵するフレームとを備える胴体構造。

【0052】

18. 縦方向に間隔を空けて配置された複数のアーチ形フレーム部材であって、本体を補強するために本体に取り付けられており、それらの少なくとも一部が、縦方向に延びるフレーム内のダクトと連結するダクトを内蔵している複数のアーチ形フレーム部材を更に備える、実施形態17に記載の胴体構造。

【0053】

19. アーチ形フレーム部材の各々と、縦方向に延びるフレーム部材とが、複合材料から形成されており、且つ

アーチ形フレーム部材と、縦方向に延びるフレーム部材とが、互いに一体形成されている。

実施形態17に記載の胴体構造。

【0054】

20. ユーティリティが、  
環境制御システム、  
電気配線、  
無線通信システム、  
無線配電システム、及び  
水分モニタリングシステム

のうちの少なくとも一つを含む、実施形態17に記載の胴体構造。

【0055】

21. 本体及び縦方向に延びるフレームが、それぞれポリマーベースの複合材料から形成されている、実施形態17に記載の胴体構造。

【0056】

22. 航空機の胴体の製造方法であって、  
工具の上に複合材料をレイアップすること、  
第1の外側胴体外板と第2の外側胴体外板とに複合構造を分割すること、及び  
それぞれ第1の外側外板と第2の外側外板とを用いて二つの胴体部分を形成することを含む方法。

【0057】

23. それぞれ第1の外側外板と第2の外側外板とを用いて二つの胴体部分を形成することが、

第1の外側外板及び第2の外側外板を、それぞれ第1のモールド線工具及び第2のモールド線工具内に配置すること、

第1の外側外板及び第2の外側外板の各々の上にコアを配置すること、並びに各モールドの上に複合材料からなる内側外板をレイアップすることを含む、実施形態22に記載の方法。

【0058】

24. それぞれ第1の外側外板と第2の外側外板を用いて二つの胴体部分を軽視することが、

各内側外板の上にアーチ形複合フレーム部材をレイアップすること、アーチ形フレーム部材と一体化した各内側外板の上に縦方向に延びるフレームをレイアップすること、並びに各胴体部分を硬化させること

を含む、実施形態23に記載の方法。

【0059】

25. 内側外板と外側外板との間にコアを含む複合サンドイッチパネルから形成された外側本体であって、頂部を有する上部と、縦方向に延びる継手に沿って上部に接合された下部とを含み、コアが頂部の領域内に強度の大きいセクションを有している、外側本体と

10

20

30

40

50

、 縦方向に間隔を空けて配置された複合材料からなる複数のアーチ形フレーム部材であって、本体上部のパネルの内側外板に接合されて頂部の領域内の本体を補強しており、少なくとも一部が頂部の領域から下方に向って給気するためのダクトを内蔵している複数のアーチ形フレーム部材と、

アーチ形フレーム部材と一緒に形成されて、頂部の領域内の内側外板に取り付けられている縦方向に延びる複合バックボーンフレームであって、アーチ形フレーム部材内部のダクトに連結された内側ダクトを含んでいるバックボーンフレームとを備える航空機胴体。

## 【0060】

10

26. 航空機の胴体の製造方法であって、  
二重マンドレルの上に複合構造をレイアップすること、  
複合構造を第1の外側胴体外板と第2の外側胴体外板とに切開すること、

第1の外側外板及び第2の外側外板をそれぞれ第1の外側モールド線工具及び第2の外側モールド線工具内に配置すること、

第1の外側外板及び第2の外側外板の各々の上にコアを配置すること、  
各コアの上に複合内側外板をレイアップすること、  
各内側外板の上にアーチ形複合フレーム部材をレイアップすること、

アーチ形フレーム部材と一緒に化された各内側外板の上に、縦方向に延びる複合フレームをレイアップすることにより、二つの上部胴体部分を形成すること、

上部胴体部分の各々を硬化させること、並びに  
二つの下部胴体部分をそれぞれ上部胴体部分と接合することにより、二つの胴体セクションを形成すること

を含む方法。

## 【符号の説明】

## 【0061】

25 外側本体

30 バレル形状の胴体セクション

32 上部胴体部分

34 下部胴体部分

35 積層板

30

36 繰手

38 側面

40 頂部

42 フロア

44 客室

46 構造フレームワーク

48 アーチ形フレーム部材

50 フレーム部材の末端

54 戸口

40

55 コア

56 内側外板

58 フランジ

60 ストラクチュラルフォーム

62 低密度のコアセクション

64 外側外板

66 高密度のコアセクション

68 スカーフ継手

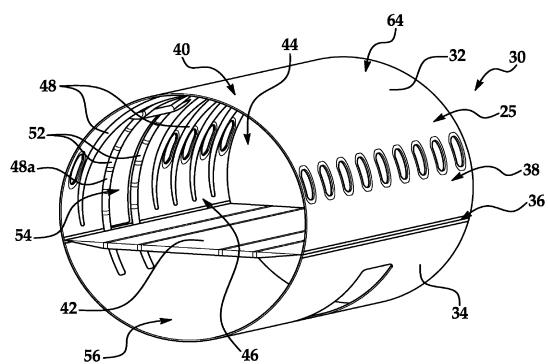
70 堅固な積層板

72、74 補強材

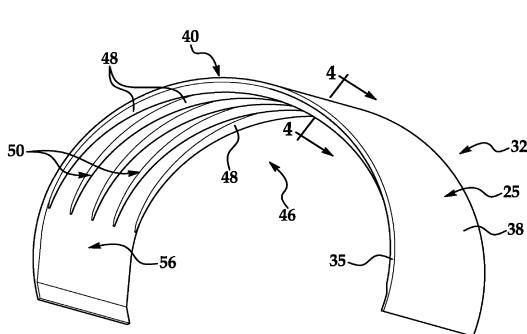
50

7 8	ダクト	
8 0	パーティション	
8 2	バックボーンフレーム	
8 4	分配ダクト	
8 5	コンジット	
8 8	トレイ	
9 0	内部空洞	
9 2	出口開口	
9 4	入口開口	
9 6	凹状部分	10
9 8	導波管空洞	
1 0 0	無線トランシーバー	
1 0 4	デバイス	
1 0 6	機載コンピュータ	
1 0 8	電源	
1 1 2 a、1 1 2 b	外側外板	
1 1 3	二重マンドレル	
1 1 4、1 1 6	外側モールド線工具	
1 1 8 a、1 1 8 b	発泡コア	
1 2 0 a、1 2 0 b	内側外板	20

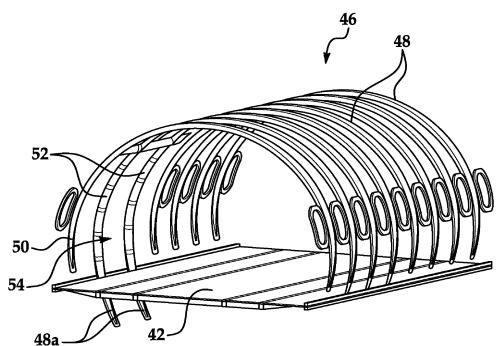
【図1】



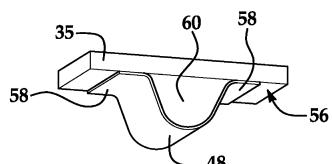
【図3】



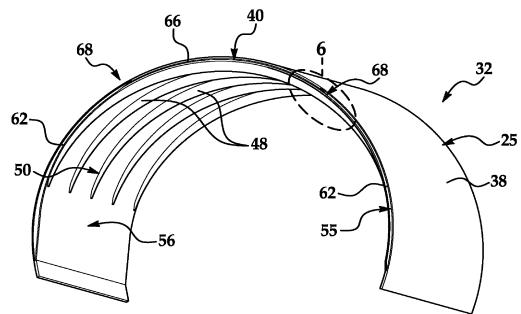
【図2】



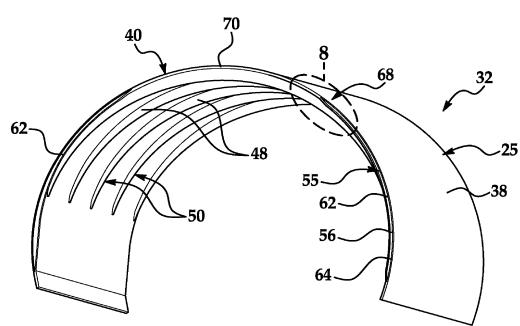
【図4】



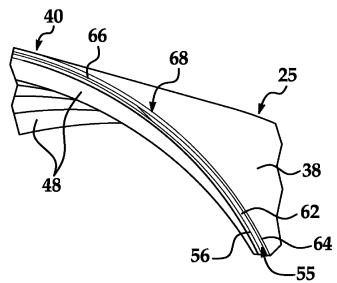
【図5】



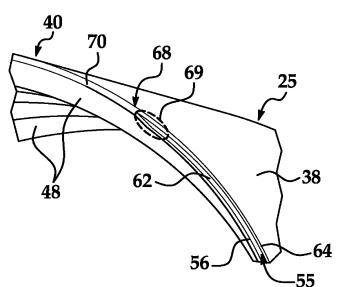
【図7】



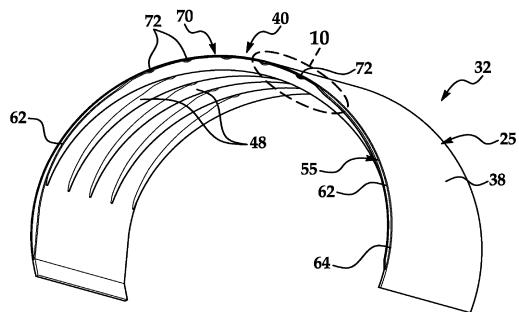
【図6】



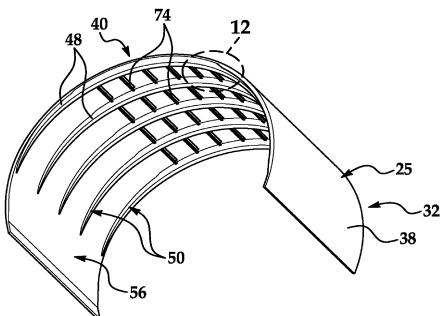
【図8】



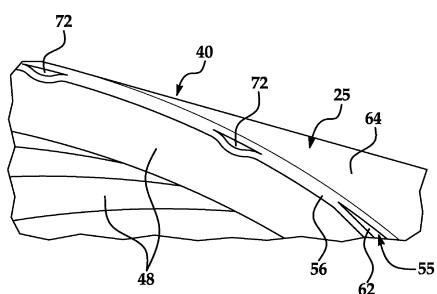
【図9】



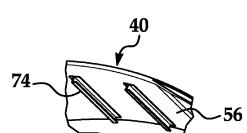
【図11】



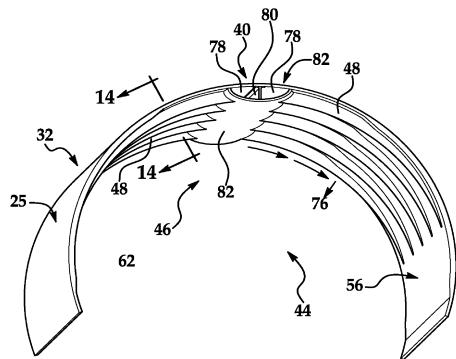
【図10】



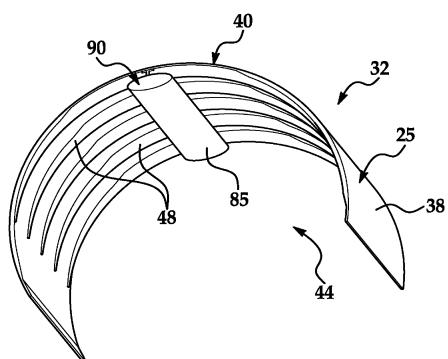
【図12】



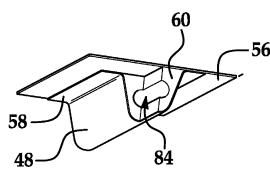
【図13】



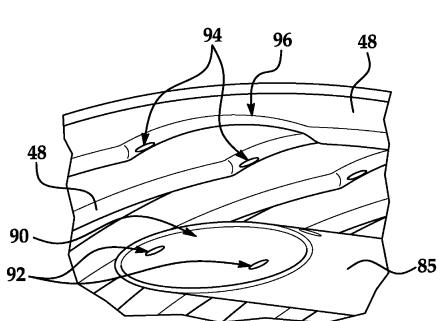
【図16】



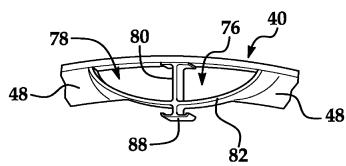
【図14】



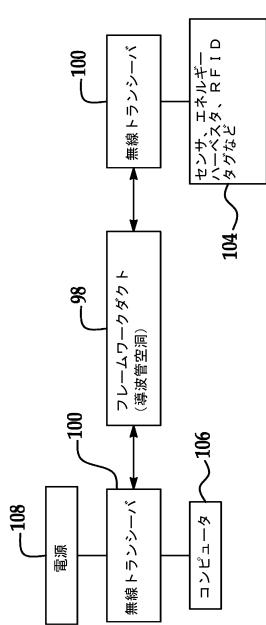
【図17】



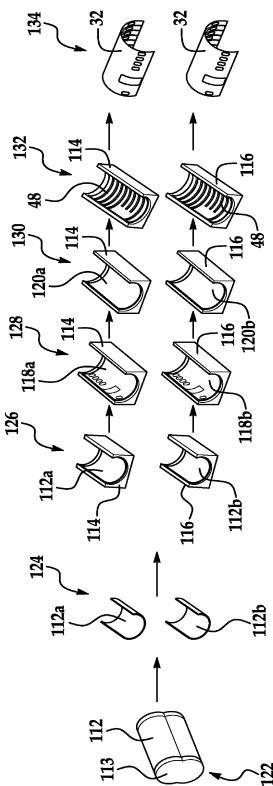
【図15】



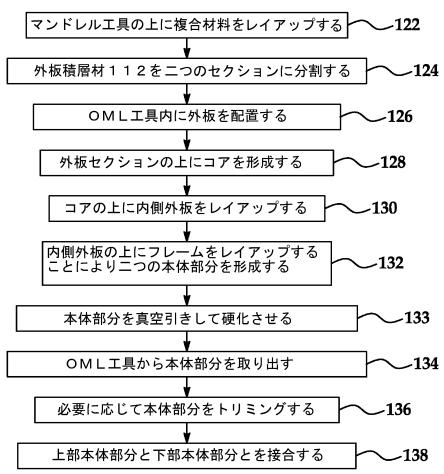
【図18】



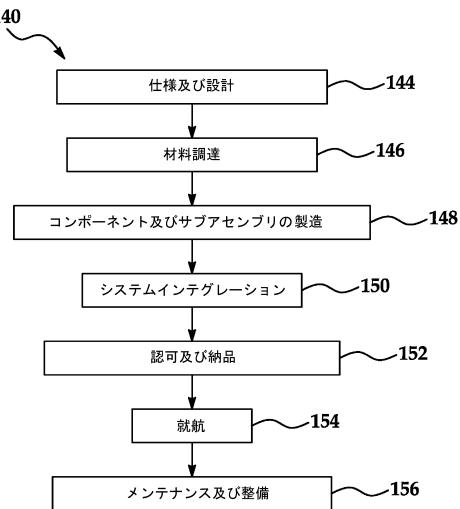
【図19】



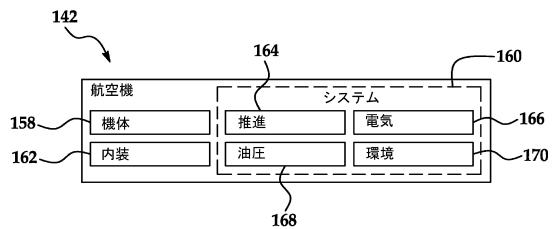
【図20】



【図21】



【図22】



---

フロントページの続き

(72)発明者 ゲアリー イー. ジョージソン  
アメリカ合衆国 ワシントン 98422, タコマ, オルカ ドライブ エヌイー 5333

審査官 諸星 圭祐

(56)参考文献 特表2007-508980 (JP, A)  
特表2009-523644 (JP, A)  
特開2008-028549 (JP, A)  
特開2006-345220 (JP, A)  
米国特許出願公開第2010/0240290 (US, A1)  
米国特許出願公開第2008/0105785 (US, A1)  
特開平04-329125 (JP, A)  
特表2009-515765 (JP, A)  
特開2001-310798 (JP, A)  
米国特許出願公開第2010/0214183 (US, A1)  
特表2007-511404 (JP, A)  
特開2003-191897 (JP, A)  
特開平10-016085 (JP, A)  
特開2006-306388 (JP, A)  
米国特許出願公開第2009/0127393 (US, A1)  
特表2010-501390 (JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64C 1/06 - 1/12  
B64D 13/06 - 13/08  
H01P 3/12 - 3/14