

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4690766号
(P4690766)

(45) 発行日 平成23年6月1日(2011.6.1)

(24) 登録日 平成23年2月25日(2011.2.25)

(51) Int.Cl. F1
B64C 31/02 (2006.01) B64C 31/02 A

請求項の数 8 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2005-136292 (P2005-136292)	(73) 特許権者	000005348
(22) 出願日	平成17年5月9日(2005.5.9)		富士重工業株式会社
(65) 公開番号	特開2006-312408 (P2006-312408A)		東京都新宿区西新宿一丁目7番2号
(43) 公開日	平成18年11月16日(2006.11.16)	(74) 代理人	100090033
審査請求日	平成20年4月4日(2008.4.4)		弁理士 荒船 博司
		(74) 代理人	100093045
			弁理士 荒船 良男
		(72) 発明者	高橋 則之
			東京都新宿区西新宿一丁目7番2号 富士 重工業株式会社内
		審査官	杉山 悟史

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 無人航空機

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

胴体と、前記胴体に設けられた固定翼と、前記胴体の内部に搭載された各種機器と、を備える無人航空機であって、

前記胴体は、

当該無人航空機の落下に伴い所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合に、各種機器が搭載されていない部分で局所的に折曲し、前記所定の閾値を越えない曲げ荷重が加えられた場合は前記部分の折曲が阻止されるように構成されてなることを特徴とする無人航空機。

【請求項2】

前記胴体は、

前記固定翼としての主翼が設けられた前方胴部と、

前記前方胴部の後方に配置されるとともに前記固定翼としての尾翼が設けられた後方胴部と、を有し、

前記前方胴部の後端部と、前記後方胴部の前端部と、を連結して前記胴体の折曲を実現させる連結手段と、

前記連結手段とともに前記胴体の折曲を阻止する一方、当該無人航空機の落下に伴い前記胴体に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合に前記胴体の折曲を許容する折曲阻止許容手段と、

を備えることを特徴とする請求項1に記載の無人航空機。

10

20

【請求項 3】

前記連結手段により実現され前記折曲阻止許容手段により許容される前記折曲の方向は、前記後方胴部の後端が上がる方向であることを特徴とする請求項 2 に記載の無人航空機。

【請求項 4】

前記連結手段は、

前記前方胴部を前記後方胴部に対して所定の回動軸を中心に回動させる回動軸部材であることを特徴とする請求項 2 又は請求項 3 に記載の無人航空機。

【請求項 5】

前記連結手段は、

前記前方胴部を前記後方胴部に対して折曲自在とする可撓性板状部材であることを特徴とする請求項 2 又は請求項 3 に記載の無人航空機。

10

【請求項 6】

前記可撓性板状部材は、

ポリカーボネートで調製されてなることを特徴とする請求項 5 に記載の無人航空機。

【請求項 7】

前記折曲阻止許容手段は、

前記前方胴部と前記後方胴部との連結部分外周に嵌着されることにより通常飛行時において前記前方胴部に対する前記後方胴部の一時固定状態を実現させる一方、落下時に前記胴体に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合に前記一時固定状態を解除する嵌着部材であることを特徴とする請求項 2 から 6 の何れか一項に記載の無人航空機。

20

【請求項 8】

前記折曲阻止許容手段は、

前記前方胴部及び前記後方胴部に各々穿設され前記胴体が非折曲状態にあるときに重ね合わせられる孔部と、

重ね合わせられた前記孔部に挿入されることにより前記前方胴部に対する前記後方胴部の一時固定状態を実現させる一方、落下時に前記胴体に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合に折損して前記一時固定状態を解除する棒状部材と、

を有することを特徴とする請求項 2 から 6 の何れか一項に記載の無人航空機。

30

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、無人航空機に関する。

【背景技術】

【0002】

近年、所定領域内の監視等を目的として、地上からの無線信号等で飛行し、所定の任務終了後に回収されて再使用に供される無人航空機が提案され、実用化されている。

【0003】

かかる無人航空機の回収方法としては、通常の有人航空機と同様に、航法装置や誘導制御コンピュータ等を備える自動着陸装置（例えば、特許文献 1 参照。）を用いて目的地に機体を誘導して着陸させる方法が考えられる。しかし、比較的小型で搭載能力が小さい無人航空機に前記した自動着陸装置を搭載することは困難である。

40

【0004】

このため、従来は、所定の着地領域に網を張り、この網の上空で無人航空機の機首上げを行って失速させることにより、網の上に無人航空機をほぼ垂直に落下させて回収する方法（以下「落下回収方法」という）が採用されていた。

【特許文献 1】実開平 6 - 63500 号公報

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

50

しかし、前記した落下回収方法を採用すると、落下時に加えられる衝撃により、無人航空機の機体の内部に搭載された各種機器（動翼駆動用のサーボ機構や制御回路）が損傷してしまう頻度が高くなっていった。

【0006】

本発明の課題は、落下回収される無人航空機において、落下時に機体に加えられる衝撃を大幅に緩和することにより、機体内部に搭載された各種機器の損傷を低減することである。

【課題を解決するための手段】

【0007】

以上の課題を解決するために、請求項1に記載の発明は、胴体と、前記胴体に設けられた固定翼と、前記胴体の内部に搭載された各種機器と、を備える無人航空機であって、前記胴体は、当該無人航空機の落下に伴い所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合に、各種機器が搭載されていない部分で局所的に折曲し、前記所定の閾値を越えない曲げ荷重が加えられた場合は前記部分の折曲が阻止されるように構成されてなることを特徴とする。

10

【0008】

請求項1に記載の発明によれば、無人航空機の胴体は、落下時に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合に、各種機器（動翼駆動機構や制御回路）が搭載されていない部分で局所的に折曲するように構成されているため、胴体全体に加えられる落下時の衝撃を大幅に緩和することができる。この結果、胴体の他の部分（折曲部分以外の部分）に搭載された各種機器の損傷を低減することができる。

20

【0009】

請求項2に記載の発明は、請求項1に記載の無人航空機において、前記胴体は、前記固定翼としての主翼が設けられた前方胴部と、

前記前方胴部の後方に配置されるとともに前記固定翼としての尾翼が設けられた後方胴部と、を有し、

前記前方胴部の後端部と、前記後方胴部の前端部と、を連結して前記胴体の折曲を実現させる連結手段と、

前記連結手段とともに前記胴体の折曲を阻止する一方、当該無人航空機の落下に伴い前記胴体に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合に前記胴体の折曲を許容する折曲阻止許容手段と、を備えることを特徴とする。

30

【0010】

請求項2に記載の発明によれば、胴体は、主翼が設けられた前方胴部と、この前方胴部の後方に配置されるとともに尾翼が設けられた後方胴部と、を有し、前方胴部の後端部と、後方胴部の前端部と、が連結手段で連結されて、胴体の折曲が実現されるようになっている。

【0011】

そして、通常飛行時においては、折曲阻止許容手段により胴体の折曲を阻止して胴体の剛性を確保することができる。また、落下時において胴体に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合には、折曲阻止許容手段により胴体の折曲を許容することができるので、前方胴部に搭載された各種機器の損傷や、後方胴部に搭載された各種機器の損傷を低減することができる。

40

【0012】

請求項3に記載の発明は、請求項2に記載の無人航空機において、前記連結手段により実現され前記折曲阻止許容手段により許容される前記折曲の方向は、前記後方胴部の後端が上がる方向であることを特徴とする。

請求項4に記載の発明は、請求項2又は請求項3に記載の無人航空機において、前記連結手段は、前記前方胴部を前記後方胴部に対して所定の回転軸を中心に回転させる回転軸部材であることを特徴とする。

【0013】

50

請求項 5 に記載の発明は、請求項 2 又は請求項 3 に記載の無人航空機において、前記連結手段は、前記前方胴部を前記後方胴部に対して折曲自在とする可撓性板状部材であることを特徴とする。

【 0 0 1 4 】

請求項 6 に記載の発明は、請求項 5 に記載の無人航空機において、前記可撓性板状部材は、ポリカーボネートで調製されてなることを特徴とする。

【 0 0 1 5 】

請求項 7 に記載の発明は、請求項 2 から 6 の何れか一項に記載の無人航空機において、前記折曲阻止許容手段は、前記前方胴部と前記後方胴部との連結部分外周に嵌着されることにより通常飛行時において前記前方胴部に対する前記後方胴部の一時固定状態を実現させる一方、落下時に前記胴体に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合に前記一時固定状態を解除する嵌着部材であることを特徴とする。

10

【 0 0 1 6 】

請求項 7 に記載の発明によれば、前方胴部と後方胴部との連結部分外周に嵌着される嵌着部材により、胴体が非折曲状態にある通常飛行時において前方胴部に対する後方胴部の一時固定状態が実現される。一方、落下時に胴体に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合には、前記一時固定状態が解除されて胴体の折曲が許容されることとなる。

【 0 0 1 7 】

請求項 8 に記載の発明は、請求項 2 から 6 の何れか一項に記載の無人航空機において、前記折曲阻止許容手段は、前記前方胴部及び前記後方胴部に各々穿設され前記胴体が非折曲状態にあるときに重ね合わせられる孔部と、重ね合わせられた前記孔部に挿入されることにより前記前方胴部に対する前記後方胴部の一時固定状態を実現させる一方、落下時に前記胴体に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合に折損して前記一時固定状態を解除する棒状部材と、を有することを特徴とする。

20

【 0 0 1 8 】

請求項 8 に記載の発明によれば、前方胴部及び後方胴部に各々設けられ重ね合わせられた孔部に棒状部材が挿入されることにより、胴体が非折曲状態にある通常飛行時において前方胴部に対する後方胴部の一時固定状態が実現される。一方、落下時に胴体に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合には、棒状部材が折損し前記一時固定状態が解除されて胴体の折曲が許容されることとなる。

30

【発明の効果】

【 0 0 1 9 】

本発明によれば、無人航空機の胴体は、落下時に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合に、各種機器が搭載されていない部分で局所的に折曲するように構成されているので、胴体の他の部分に加えられる衝撃を大幅に緩和することができ、搭載された各種機器の損傷を低減することができる。

【発明を実施するための最良の形態】

【 0 0 2 0 】

以下、本発明の実施の形態を、図を用いて詳細に説明する。なお、本実施の形態においては、本発明に係る無人航空機の一例として、「Hand-Launched方式」のグライダー型無人航空機（以下「UAV (Unmanned Air Vehicle)」という）を挙げて説明することとする。

40

【 0 0 2 1 】

〔第 1 の実施の形態〕

まず、図 1 及び図 2 を用いて、本実施の形態に係る UAV 1 の構成について説明する。UAV 1 は、図 1 に示すように、細長の胴体 10 と、胴体 10 の前方部分に固定された主翼 20 と、胴体 10 の後端に固定された垂直尾翼 30 と、垂直尾翼 30 の上端に固定された水平尾翼 40 と、主翼 20 の後方に配置された推進装置 50 と、を備えて構成されている。

【 0 0 2 2 】

50

胴体 10 は、図 2 に示すように、主翼 20 が固定される前方胴部 11 と、前方胴部 11 の後方に配置され垂直尾翼 30 が固定される後方胴部 12 と、から構成されている。前方胴部 11 には、主翼 20 に設けられた補助翼を駆動するサーボ機構、推進装置 50 を駆動するモータ、地上から送信される操縦無線信号を受信する無線受信機、GPS 衛星からの測位情報を受信する GPS 受信機、各種電子機器を制御する制御装置、バッテリー等の各種機器が搭載されている。また、後方胴部 12 には、垂直尾翼 30 に設けられた方向舵や水平尾翼 40 に設けられた昇降舵を駆動するサーボ機構が搭載されている。

【0023】

前方胴部 11 の後端部と、この前方胴部 11 の後端部に連結される後方胴部 12 の前端部と、は図 2 に示すようにそれぞれ円筒形状を有している。また、前方胴部 11 の後端部及び後方胴部 12 の前端部には、各種機器は搭載されていない。前方胴部 11 の後端部上面には、図 2 に示すように、後方に延在して後方胴部 12 の前端部上面を一部覆うような形状を有する突出片 11a が接続されており、この突出片 11a の先端部と、後方胴部 12 の前端部上面と、がヒンジ 13 で繋がれている。ヒンジ 13 によって前方胴部 11 と後方胴部 12 とが連結され、胴体 10 の折曲が実現される。また、ヒンジ 13 は前方胴部 11 を後方胴部 12 対して所定の回転軸を中心に図 2 (a) に示した矢印 R の方向に約 180° 回転させる。すなわち、ヒンジ 13 は本発明における連結手段及び回転軸部材である。

【0024】

また、図 2 (a) に斜線で示した前方胴部 11 の突出片 11a の上面と、後方胴部 12 の前端部の両側面と、を含む環状領域 A (前方胴部 11 と後方胴部 12 との連結部分外周) には、クリップ 14 が嵌着されている。クリップ 14 は略 C 字状に湾曲するように形成されており、図 2 (a) に示すように胴体 10 が非折曲状態にあるときに、前方胴部 11 に対する後方胴部 12 の一時固定状態を実現させるような付勢力を作用させる。一方、所定の閾値を超える曲げ荷重が胴体 10 に加えられた場合には、クリップ 14 が変形して、図 2 (b) に示すように一時固定状態が解除される。

【0025】

すなわち、クリップ 14 は本発明における嵌着部材及び折曲阻止許容手段である。クリップ 14 は、前記した付勢力を作用させることができ、なおかつ、所定の閾値を超える曲げ荷重が胴体 10 に加えられた場合に变形する材料 (例えば合成樹脂や金属) で製作される。また、クリップ 14 の幅 (湾曲方向に対して直角な方向の寸法) は、胴体 10 の大きさや重量に応じて適宜決定することができる。なお、本実施の形態においては 1 個のクリップ 14 を採用したが、2 個以上のクリップ 14 を採用することもできる。

【0026】

次に、本実施の形態に係る UAV 1 を回収する方法について説明する。

【0027】

まず、ユーザは、地上から遠隔操縦装置を用いて UAV 1 の無線受信機に所定の操縦無線信号を送信することにより、UAV 1 の推進装置 50 や各種動翼を駆動制御して UAV 1 を所定の着地領域の上空まで誘導する。なお、UAV 1 の通常飛行時においては、図 2 に示したクリップ 14 の付勢力により胴体 10 の非折曲状態が維持されている。

【0028】

次いで、ユーザは、UAV 1 が所定の着地領域の上空に入った時点で水平尾翼 40 に設けられた昇降舵を駆動して大きな機首上げ操作を行うことにより、図 1 (b) に示すような失速 (ディープストール) 状態に移行させる。かかる失速状態に移行した UAV 1 は、尾翼を下にして落下を開始し、最終的に所定の着地領域に張られた網によって回収される。UAV 1 が網の上に落下すると、落下時の衝撃によって所定の閾値を超える大きな曲げ荷重が胴体 10 に加えられるためクリップ 14 が変形し、胴体 10 は図 1 (c) に示すように (ヒンジ 13 を介して) 折曲することとなる。

【0029】

以上説明した実施の形態に係る UAV 1 においては、主翼 20 が固定され各種機器 (補

10

20

30

40

50

助翼駆動用のサーボ機構や制御回路)が搭載される前方胴部11と、この前方胴部11の後方に配置されるとともに垂直尾翼30及び水平尾翼40が固定され各種機器(方向舵・昇降舵駆動用のサーボ機構)が搭載される後方胴部12と、から胴体10が構成されている。また、前方胴部11と後方胴部12とがヒンジ13で連結されて、胴体10の折曲が実現されるようになっている。

【0030】

そして、胴体10が非折曲状態にある通常飛行時においては、前方胴部11と後方胴部12との連結部分外周に嵌着されるクリップ14の付勢力により、前方胴部11に対する後方胴部12の一時固定状態を実現させて胴体10の折曲を阻止し、胴体10の剛性を確保することができる。また、落下時に胴体10に所定の閾値を超える曲げ荷重(クリップ14の付勢力に抗した曲げ荷重)が加えられた場合には、クリップ14が変形して前記一時固定状態が解除されるため、胴体10の折曲を許容することができる。

10

【0031】

すなわち、以上説明した実施の形態に係るUAV1の胴体10は、落下時に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合に、前方胴部11と後方胴部12との連結部分(各種機器が搭載されていない部分)で局所的に折曲するように構成されているため、胴体10の全体に加えられる落下時の衝撃を大幅に緩和することができる。この結果、前方胴部11及び後方胴部12に搭載された各種機器の損傷を低減することができる。

【0032】

[第2の実施の形態]

20

次に、図3を用いて、本発明の第2の実施の形態に係るUAVについて説明する。本実施の形態に係るUAVは、第1の実施の形態に係るUAV1の胴体10の構造を変更したものであり、その他の構成については第1の実施の形態と実質的に同一である。このため、変更した構成についてのみ説明することとする。

【0033】

本実施の形態に係るUAVの胴体10Aは、図3に示すように、主翼が固定される前方胴部11Aと、前方胴部11Aの後方に配置され垂直尾翼が固定される後方胴部12Aと、から構成されている。これら前方胴部11A及び後方胴部12Aには、それぞれ、サーボ機構を含む各種機器が搭載されている。

【0034】

30

前方胴部11Aの後端部と、この前方胴部11Aの後端部に連結される後方胴部12Aの前端部と、は図3に示すように各々円筒形状を有している。また、前方胴部11Aの後端部及び後方胴部12Aの前端部には、各種機器は搭載されていない。前方胴部11Aの後端部両側面には、図3に示すように、後方に延在して後方胴部12Aの前端部両側面の外側に配置されるように形成された突出片11Aaが接続されている。そして、これら突出片11Aaの先端部が、後方胴部12Aの前端部両側面に回動軸部材13Aを介して回動自在に取り付けられている。回動軸部材13Aによって前方胴部11Aと後方胴部12Aとが連結されることにより、胴体10Aの折曲が実現される。また、回動軸部材13Aは、前方胴部11Aを後方胴部12Aに対して図3(a)に示した矢印 R_1 及び R_2 の方向に各々所定角度回動させる。すなわち、回動軸部材13Aは本発明における連結手段及び回動式連結部材である。

40

【0035】

また、図3(b)に示すように、前方胴部11Aの突出片11Aa及び後方胴部12Aの前端部側面には、それぞれ、孔部11Ab及び孔部12Abが穿設されている。これら2つの孔部11Ab及び孔部12Abは、図3(a)に示すように胴体10Aが非折曲状態にあるときに重ね合わせられるように配置されている。また、本実施の形態においては、図3(a)に示すように

重ね合わせられた2つの孔部11Ab、12Abに挿入されるシアピン14Aを設けている。シアピン14Aは、胴体10Aが非折曲状態にあるときに前方胴部11Aに対する後方胴部12Aの一時固定状態を実現させるとともに、落下時に所定の閾値を超える曲げ荷

50

重が胴体 10A に加えられた場合に折損して前記一時固定状態を解除する。

【0036】

すなわち、シアピン 14 は本発明における棒状部材であり、孔部 11Ab、12Ab 及びシアピン 14 によって本発明における折曲阻止許容手段が構成される。シアピン 14A は、通常飛行時に前記一時固定状態を実現させるような剛性を有するとともに、所定の閾値を超える曲げ荷重が胴体 10A に加えられた場合に折損するような強度を有する金属材料で製作される。

【0037】

以上説明した実施の形態に係る UAV においては、主翼が固定され各種機器が搭載される前方胴部 11A と、この前方胴部 11A の後方に配置されるとともに垂直尾翼及び水平尾翼が固定され各種機器が搭載される後方胴部 12A と、から胴体 10A が構成されている。また、前方胴部 11A と後方胴部 12A とが回動軸部材 13A で連結されて、胴体 10A の折曲が実現されるようになっている。

10

【0038】

そして、前方胴部 11A 及び後方胴部 12A の双方に設けられ相互に重ね合わせられた孔部 11Ab、12Ab にシアピン 14A を挿入することにより、胴体 10A が非折曲状態にある通常飛行時において前方胴部 11A に対する後方胴部 12A の一時固定状態を実現させて胴体 10A の折曲を阻止し、胴体 10A の剛性を確保することができる。また、落下時に胴体 10A に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合には、シアピン 14A が折損して一時固定状態が解除されるため、胴体 10A の折曲を許容することができる。

20

【0039】

すなわち、以上説明した実施の形態に係る UAV の胴体 10A は、落下時に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合に、前方胴部 11A と後方胴部 12A との連結部分（各種機器が搭載されていない部分）で局所的に折曲するように構成されているため、胴体 10A の全体に加えられる落下時の衝撃を大幅に緩和することができる。この結果、前方胴部 11A 及び後方胴部 12A に搭載された各種機器の損傷を低減することができる。

【0040】

なお、第 1 の実施の形態においては、前方胴部 11 の後端部「上面」に突出片 11a を接続し、この突出片 11a の先端部と、後方胴部 12 の前端部「上面」と、をヒンジ 13 で繋げて胴体 10 の折曲を実現させた例を示したが、前方胴部 11 の後端部「下面」（又は「側面」）に突出片を接続し、この突出片の先端部と、後方胴部 12 の前端部「下面」（又は「側面」）と、をヒンジで繋げて胴体 10 の折曲を実現させることもできる。

30

【0041】

また、第 2 の実施の形態においては、前方胴部 11A の後端部「両側面」に突出片 11Aa を設け、これら突出片 11Aa の先端部を、後方胴部 12A の前端部「両側面」に取り付けて、前方胴部 11A を後方胴部 12A に対して上下方向に回動させるように構成した例を示したが、前方胴部 11A の後端部「上下面」に突出片を接続し、これら突出片の先端部を、後方胴部 12A の前端部「上下面」に取り付けて、前方胴部 11A を後方胴部 12A に対して左右方向に回動させるように構成してもよい。

40

【0042】

また、以上の各実施の形態においては、UAV の胴体の前方胴部と後方胴部とを連結する連結手段として回動式連結部材（ヒンジや回動軸部材）を採用した例を示したが、連結手段はこのような回動式連結部材に限られるものではない。例えば、前方胴部の後端部と後方胴部の前端部とを繋ぐ可撓性板状部材を連結手段として採用することもできる。可撓性板状部材は、高い強度及び柔軟性を有する材料（例えばポリカーボネート）で調製されるのが好ましい。

【0043】

また、以上の各実施の形態においては、折曲阻止許容手段として「嵌着部材（クリップ）」を採用したり、「棒状部材（シアピン）及び孔部」を採用したりしたが、折曲阻止許

50

容手段はこのような構成に限られるものではない。すなわち、通常飛行時においてUAVの胴体の折曲を阻止する一方、落下時において胴体に所定の閾値を超える曲げ荷重が加えられた場合に胴体の折曲を許容するような機能を果たす構成であればよい。

【図面の簡単な説明】

【0044】

【図1】(a)は本発明の第1の実施の形態に係る無人航空機の概要図であり、(b)は(a)に示した無人航空機の失速状態を示す図であり、(c)は(a)に示した無人航空機の胴体が折曲した状態を示す図である。

【図2】(a)は図1に示した無人航空機の胴体を構成する前方胴部と後方胴部との連結部分(非折曲状態)の拡大図であり、(b)は(a)に示した連結部分で胴体が折曲した状態を示す拡大図である。

10

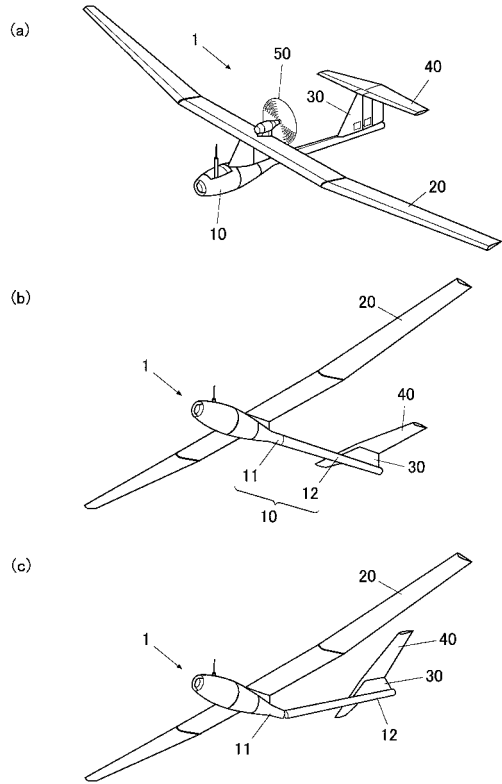
【図3】(a)は本発明の第2の実施の形態に係る無人航空機の胴体を構成する前方胴部と後方胴部との連結部分(非折曲状態)を示す拡大図であり、(b)は(a)に示した連結部分で胴体が折曲した状態を示す拡大図である。

【符号の説明】

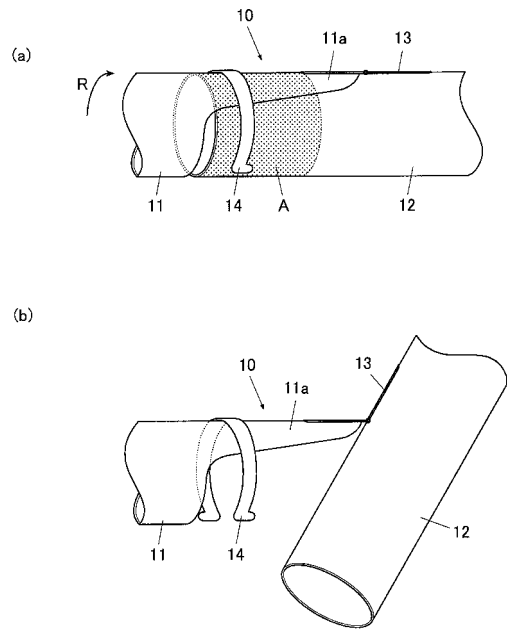
【0045】

1	UAV(無人航空機)	
10、10A	胴体	
11、11A	前方胴部	
11Ab	孔部(折曲阻止許容手段の一部)	20
12、12A	後方胴部	
12Ab	孔部(折曲阻止許容手段の一部)	
13	ヒンジ(連結手段、回動軸部材)	
13A	回動軸部材(連結手段)	
14	クリップ(折曲阻止許容手段、嵌着部材)	
14A	シアピン(折曲阻止許容手段の一部、棒状部材)	
20	主翼(固定翼)	
30	垂直尾翼(固定翼)	
40	水平尾翼(固定翼)	

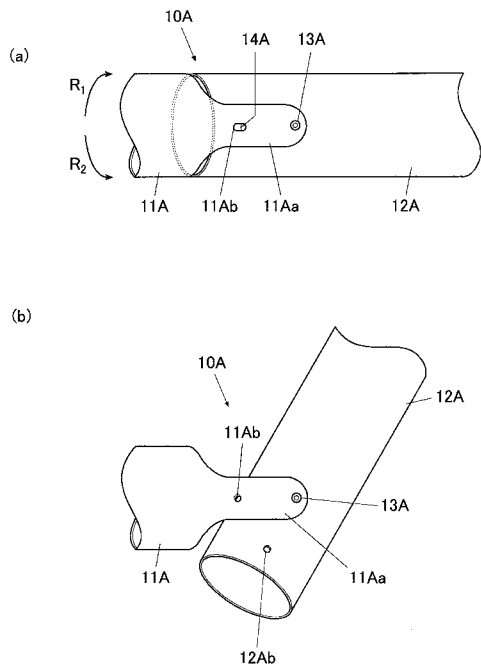
【 図 1 】



【 図 2 】



【 図 3 】



フロントページの続き

- (56)参考文献 米国特許第05863013 (US, A)
米国特許第05056737 (US, A)
国際公開第2004/092013 (WO, A2)
特開昭52-116600 (JP, A)
実開平05-078895 (JP, U)
特開昭51-104800 (JP, A)
特開2002-146735 (JP, A)
実開平06-063500 (JP, U)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B 6 4 C 3 1 / 0 0
B 6 4 C 2 9 / 0 0
B 6 4 C 3 9 / 0 0