

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5123216号
(P5123216)

(45) 発行日 平成25年1月23日(2013.1.23)

(24) 登録日 平成24年11月2日(2012.11.2)

(51) Int.Cl.

F I

B 6 4 C 13/00 (2006.01)

B 6 4 C 13/00

B

B 6 4 C 9/02 (2006.01)

B 6 4 C 9/02

A

請求項の数 12 (全 10 頁)

(21) 出願番号 特願2008-555870 (P2008-555870)
 (86) (22) 出願日 平成19年2月21日(2007.2.21)
 (65) 公表番号 特表2009-527416 (P2009-527416A)
 (43) 公表日 平成21年7月30日(2009.7.30)
 (86) 国際出願番号 PCT/GB2007/000615
 (87) 国際公開番号 W02007/096624
 (87) 国際公開日 平成19年8月30日(2007.8.30)
 審査請求日 平成22年1月22日(2010.1.22)
 (31) 優先権主張番号 0603539.8
 (32) 優先日 平成18年2月22日(2006.2.22)
 (33) 優先権主張国 英国 (GB)

(73) 特許権者 510286488
 エアバス オペレーションズ リミテッド
 AIRBUS OPERATIONS L
 I M I T E D
 イギリス国 ブリストル ビーエス99
 7エイアール ブリストル ニュー フィ
 ルトン ハウス
 (74) 代理人 100147485
 弁理士 杉村 憲司
 (74) 代理人 100134005
 弁理士 澤田 達也
 (74) 代理人 100151677
 弁理士 播磨 里江子

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 制御翼面のフェイルセーフドロップリンク

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

制御翼面 1 0 を航空機構体 3 0 1 に取り付けるよう構成したドロップリンク構造 3 4 を有する、航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造 (3 2) において、このドロップリンク構造 (3 2) には、付加的に、フェイルセーフヒンジ手段 (3 0 0 , 6 0 , 6 1) を組み込み、このフェイルセーフヒンジ手段 (3 0 0 , 6 0 , 6 1) が、制御翼面 (1 0) と、この制御翼面 (1 0) を取り付ける航空機構体 (3 0 1) との間におけるバックアップヒンジ連結を行う構成としたことを特徴とする、航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造。

【請求項 2】

請求項 1 に記載の航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造において、前記ドロップリンク (3 4) は、フェイルセーフヒンジ開孔 (6 1) を有し、このフェイルセーフヒンジ開孔 (6 1) は、主ヒンジの破損後に、フェイルセーフヒンジピン 3 0 0 を介して、航空機制御翼面に配置した対応するフェイルセーフヒンジ取り付け部 (3 3) に係合する位置に設けた、航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造。

【請求項 3】

請求項 1 または 2 に記載の航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造において、ドロップリンク (3 4) は、このドロップリンク (3 4) の互いに対向する末端部における 2 個の取り付けポイント (3 7 , 3 6) を有し、これら取り付けポイント (3 7 , 3 6) の中間に前記フェイルセーフヒンジ開孔 (6 1) を配置した、航空機制御翼面のフェイルセ

10

20

ーフヒンジ構造。

【請求項 4】

請求項 3 に記載の航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造において、フェイルセーフヒンジ開孔（61）の直径を、前記フェイルセーフヒンジピン（300）の外径よりも大きいものとした、航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造。

【請求項 5】

請求項 1 ～ 4 のうちいずれか一項に記載の航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造において、前記制御翼面（10）は、スポイラ、補助翼、水平制御翼面、昇降舵または垂直尾翼面とした、航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造。

【請求項 6】

請求項 1 ～ 5 のうちいずれか一項に記載の航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造において、前記制御翼面（10）は、スポイラとした、航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造。

【請求項 7】

請求項 5 に記載の航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造において、翼面の屈曲がスポイラ 10 に伝わるような方法で、ドロップリンク取り付けポイント（36，37）をスポイラ（10）および対応する翼構体（301）に取り付け、この取り付けは、翼の屈曲がスポイラ（10）に伝達されるように行うものとした、航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造。

【請求項 8】

請求項 7 に記載の航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造において、玉軸受により、スポイラのドロップリンク取り付けポイント（36，37）を、スポイラ 10 に取り付けた、航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造。

【請求項 9】

航空機構体（71）において、請求項 1 ～ 8 に記載の航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造を組み込んだ、航空機構体。

【請求項 10】

航空機制御翼面の取り付け設置構造において、請求項 1 ～ 8 に記載のフェイルセーフヒンジ構造（32）を有する、航空機制御翼面の取り付け設置構造。

【請求項 11】

請求項 1 乃至 8 のいずれかに記載の航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造において、互いに対向する末端部に 2 個の取り付けポイント（36，37）を有するドロップリンク（34）に、前記互いに対向する末端部間に位置するフェイルセーフヒンジ開孔（61）を設けた、航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造。

【請求項 12】

請求項 11 に記載の航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造において、前記ドロップリンクのフェイルセーフヒンジ開孔を、2 個の取り付けポイント（36，37）を結ぶ直線に対してオフセットした、航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、制御翼面と航空機構体を連結する方法および装置に関する。これに限定するものではないが、より特別には、本発明はスポイラと翼構体を連結する方法および装置に関する。さらに、本発明は、例えばスポイラと翼構体との間における制御翼面連結部の構成に対するフェイルセーフ（二重安全）システムに関する。

【背景技術】

【0002】

従来、大規模輸送航空機において、空力的制御翼面、例えばスポイラを、対応する航空機構体に対して、主ヒンジ、フェイルセーフヒンジおよびドロップリンクによって、取り付けられている。このような制御翼面の設置は、とくに航空機コンポーネントの所要の動作特

10

20

30

40

50

性およびフェイルセーフ（二重安全）特性を付与するために、特別な構造技術が開発されてきた。

【 0 0 0 3 】

以下の説明は、とくに、スポイラの設置に際しフェイルセーフ機能を付与することを述べる。しかし、ここで示す本発明のこの実施例は、説明を簡略化するために選択したに過ぎないことを理解されたい。本発明は、適切に変更することで、一般的な制御翼面、例えば補助翼、昇降舵および垂直尾翼面に対して、同様に適用することができる。

【 0 0 0 4 】

図1は、スポイラ構造の例として、エアバス（Airbus）社の A 3 8 0 民間旅客機用のスポイラ設置構造を示す。他の翼構体は説明を分かり易くするため省略している。図示の例において、主ヒンジ C および D は、対応するスポイラリブ 1 3 a および 1 3 b の尾端縁に配置している。これらスポイラリブは、主翼ボックス（図中には示していない）の尾端縁に取り付ける。

【 0 0 0 5 】

スポイラ 1 0 は、一般に参照符号 1 9 および 1 0 0 でそれぞれ示されたヒンジ構造により、ヒンジ C および D に取り付ける。これら主ヒンジは、スポイラ 1 0 を支持し、スポイラを展開した際に生じる空力的力に反作用する、主荷重支持コンポーネントである。一般に参照符号 3 2 で示されるドロップリンクは、スポイラ 1 0 が翼の尾端縁構体に係合するスポイラ 1 0 の一方の端部に配置する。図 2 は、スポイラをスポイラリブ 1 5 に取り付けている中間位置における、従来技術のドロップリンクの詳細を示す。図 2 につき説明すると、ドロップリンク 1 8 は、端部 2 0 および 2 1 において、翼構体 1 5 およびスポイラ 1 0 の前端縁 1 4 にそれぞれ回動可能に連結した細長部材である。

【 0 0 0 6 】

ドロップリンクは、翼構体とスポイラとの間で負荷を伝達する一方で、同時にスポイラが翼形状に対して、飛行負荷の範囲内で屈曲して適合できるように機能する。ドロップリンクのスパン方向への回転能力は、主ヒンジに使用するヒンジが単純な軸受およびピン構成であるとき、スポイラが展開される際にその最大剛性平面内で屈曲を強いられる場合、スポイラ、ヒンジおよび翼構体にかかる負荷を大きく減少させる。

【 0 0 0 7 】

図 2 に詳細に示す従来技術のドロップリンクについて説明すると、ドロップリンク 1 8 の下側端部 2 1 は、スポイラクレビス 1 7 に対して玉軸受 2 5 により連結する。その上側端部 2 0 では、ドロップリンク 1 8 を玉軸受（図示せず）により、主翼ボックスの尾端縁リブ構体 1 5 に連結する。玉軸受によって、スポイラ 1 0 が伸展および収縮する際に、スポイラは差し込みピン 2 2 のヒンジ軸線の周りに回動できると同時に、この回転により決まる平面内におけるスポイラの移動を規制する。このようにして、図 1 を参照して説明すると、翼構体 1 5 が翼の屈曲作用の下で動くとき、ドロップリンクは、ドロップリンクのアーム長によってスポイラ 1 0 にこの動きを伝達する。上述のようにスポイラヒンジ回転軸線は、ドロップリンクの差し込みピン 2 2 の縦方向軸線と一致し、これによりスポイラが伸展している程度によって、スポイラの伸展 / 収縮および屈曲を同時に可能とする。例えば、スポイラが完全に伸展している場合、翼スパン方向内で規定されるドロップリンクのアーム長の垂直方向成分は小さいため、曲げ力はほぼゼロである。これにより、翼の屈曲による伸展した状態のスポイラへの荷重を回避できる。

【 0 0 0 8 】

航空機の制御翼面における構造的欠陥の原因の 1 つに、主ヒンジ組立体の欠陥が挙げられる。図示の例を参照して説明すると、図 1 における主ヒンジサブ組立体 C および D の欠陥にあたる。これは、主ヒンジピン 1 0 6 a および / または 1 0 6 b の欠陥、もしくはヒンジサブ組立体全体の欠陥のいずれかにより生じる可能性がある。

【 0 0 0 9 】

図 6 を参照して説明すると、主翼 7 1 におけるインボードスポイラの位置を参照符号 7 2 で示し、アウトボードスポイラの位置を参照符号 7 3 で示す。この例においてスポイラ

10

20

30

40

50

設置には、主ヒンジおよびドロップリンクにより装着されている個別のインボードスポイラ 72 を 3 個有する。

【 0 0 1 0 】

インボードスポイラ 72 の主ヒンジが飛行負荷により破損した場合、スポイラが脱落し、文字「A」で示された方向に移動することで、水平尾翼 74 に直撃する危険性が生じる。水平尾翼 74 の特に脆弱な部分は翼前縁 75 である。飛行速度で移動するスポイラ 72 による衝撃は、水平尾翼 74 の空力性能を低下させるか、もしくは水平尾翼に壊滅的な破損を生じさせるかして、水平尾翼 74 の破損を引き起こす可能性がある。いずれの場合も、この衝撃により航空機の制御が不能になる可能性がある。スポイラにおけるこのような構造的破損が起こる可能性は極めて小さいが、それでもなお皆無ではなく、航空機に期待される就航寿命を考慮した時、民間航空機の製造において、フェイルセーフ（二重安全）システム無しでは容認できるレベルではない。

10

【 0 0 1 1 】

この破損可能性を減らすため、スポイラのフェイルセーフヒンジを使用する。図 1 に示す従来技術の例において、フェイルセーフヒンジ B および E を、主ヒンジ C および D の中間位置に設置する。

【 0 0 1 2 】

フェイルセーフヒンジ 102 a および 102 b は、それぞれに対応して設置されるスポイラリブ 11 a および 11 b の翼尾部に取り付ける。スポイラリブは、油圧アクチュエータ、取り付け具および関係するハードウェア（図 1 には示さない）を含むスポイラサブ組立体 10 を取り付け主翼ボックスの尾端縁から延在する翼リブ（図 3 では「35」）である。

20

【 0 0 1 3 】

フェイルセーフヒンジの開孔がフェイルセーフクレビスピンよりも大きな直径を有することを除いて、フェイルセーフヒンジ 102 a および 102 b は、主ヒンジ 106 a および 106 b と同一であることが必要である。これは、フェイルセーフヒンジを通る断面図を含む図 8 に示されている。従来のスポイラフェイルセーフヒンジ部分は、クレビスピン 80 によりスポイラクレビス 101 a および 101 b に係合する開孔付きタブ 81 を含む。しかし、スポイラタブ 81 における開孔寸法は、フェイルセーフスポイラクレビスピン 80 の外径よりもはるかに大きい。このことは、図 1 内の環状空隙 82（陰影のない）の存在により示されている。このように、通常飛行時には、フェイルセーフクレビスピン組立体には負荷はかからない。逆に、図 7 に主スポイラヒンジの詳細を示す。ここではスポイラヒンジは、スポイラクレビス 19、スポイラクレビスピン 106 b およびヒンジブッシュ 90 を含む。

30

【 0 0 1 4 】

例えば主ヒンジピン 106 b またはクレビス 19 が飛行負荷により破損するなど、主ヒンジが破損した場合、スポイラ 10 はその動作位置から変位する。フェイルセーフクレビスピン 80（図 8 参照）がフェイルセーフクレビス 101 a の内部に接触するまで、この変位は続く。図 8 において、ヒンジフェイルセーフピン 80 がフェイルセーフスポイラクレビス開孔 82 の内面に圧着するまで右方に移動することで、このことは示される。したがって、スポイラ 10 は翼構体から完全に分離されないようになっている。スポイラフェイルセーフヒンジにより、その通常の伸展および収縮の範囲において他の航空機構体または他の制御翼面に干渉することなく、スポイラの動きが可能となるため、スポイラの全体的な機能は維持される。

40

【 0 0 1 5 】

そのような状況下では航空機の制御に影響はあるが、完全な構造的欠陥およびスポイラの脱落の可能性、および水平尾翼損傷の潜在的な危険性は容認できるレベルにまで抑制することができる。

【 0 0 1 6 】

図 1 に示すような現在採用されているスポイラのフェイルセーフヒンジ構造、および他

50

の制御翼面設置構造が有する１つの欠点は、フェイルセーフヒンジリブおよびヒンジが、航空機の機体に設け、また適切に補強する必要があることである。これにより、より一層の重荷となる翼構体全体の重量増加を招いてしまい、一般的な航空機の運航寿命の間にフェイルセーフヒンジシステムを使用しにくくする。しかし、このようなバックアップサブ組立体を翼に設けることが認可要件となっている。

【００１７】

本発明は、この重量増加問題を解決し、制御翼面に連結した代替のフェイルセーフ構造を提供しようと試みるものである。

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

10

【００１８】

本発明の態様は、航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジの配置であって、制御翼面を航空機構体に取り付けるよう構成したドロップリンク構造を有する、航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジ構造を提供し、このドロップリンク構造には、付加的に、フェイルセーフヒンジ手段を組み込み、このフェイルセーフヒンジ手段が、制御翼面と、この制御翼面を取り付ける航空機構体との間におけるバックアップヒンジ連結を行うようにする。

【００１９】

このように、本発明による様々な実施形態による構造は、制御翼面と、これに対応する航空機構体の一部との間に取り付けた別のフェイルセーフヒンジを初めから必要とせず、またフェイルセーフアタッチメントのハードウェアを除去することが可能となり、結果として大幅な重量軽減を可能にする。

20

【００２０】

ドロップリンクは、フェイルセーフヒンジ開孔を有し、このフェイルセーフヒンジ開孔は、主ヒンジの破損後に、フェイルセーフヒンジピンを介して、航空機制御翼面に配置した対応するフェイルセーフヒンジ取り付け部に係合する位置に設ける。このような破損は通常、航空機構体からの制御翼面の脱落につながる可能性がある。しかし、この係合によって、制御翼面の動作を継続することが可能となる。

【００２１】

ドロップリンクは、ドロップリンクの互いに対向する末端における２個の取り付けポイントを有し、これら取り付けポイントの中間にフェイルセーフヒンジ開孔を配置すると、好適である。

30

【００２２】

制御翼面としては、スポイラ、補助翼、水平制御翼面、昇降舵および垂直尾翼面がある。

【００２３】

制御翼面としてスポイラを考える場合、翼面の屈曲がスポイラに伝わるような方法で、スポイラのドロップリンク取り付けポイントをスポイラおよび対応する翼構体に取り付けると、好適である。

【００２４】

他の態様として、本発明は、上述のような航空機制御翼面のフェイルセーフヒンジを組み込んだ、航空機翼面または他の航空機構体を提供する。

40

【００２５】

さらに他の態様として、本発明は、上述のようなフェイルセーフヒンジを有する、航空機制御翼面の取り付け設置構造を提供する。

【００２６】

他の態様として、本発明は、互いに対向する末端部に位置する２個の取り付けポイントを有するドロップリンクを提供し、互いに対向する末端間に位置するフェイルセーフヒンジ開孔を設ける。

【発明を実施するための最良の形態】

【００２７】

50

本発明を以下に図面につき、単に例示としてのみ説明する。

本明細書の以下の説明は、翼に対するスポイラ設置に関するものである。しかし上述のように、本発明は、他の制御翼面に対する設置にも、適切な変更を加えることにより適用することができる。

【 0 0 2 8 】

図 3 は、本発明の実施形態による、スポイラフェイルセーフヒンジのドロップリンク構造および設置を示す。図 3 につき説明すると、スポイラ 1 0 は、主翼ボックスの尾端縁、すなわち参照符号 3 5 で示した後方の桁に取り付けた、スポイラリブ 3 1 a および 3 1 b に取り付ける。従来技術によるスポイラの伸展 / 収縮は、主ヒンジ 3 5 a および 3 5 b により行う。しかし、図 1 に示すレイアウトと比較すると、スポイラフェイルセーフヒンジリブ 3 0 a および 3 0 b (これらリブは、従来技術によるフェイルセーフヒンジの配置を示すために図示する) に近接するスポイラには、スポイラのフェイルセーフヒンジは取り付けない。

10

【 0 0 2 9 】

スポイラフェイルセーフヒンジのドロップリンク構造 3 2 は、スポイラの端部、すなわちスポイラクレビス 3 3 およびスポイラクレビスピン 3 9 (図 4 参照) により、翼構体 3 0 1 にスポイラが連結している端部に位置している。

【 0 0 3 0 】

ドロップリンク構造 3 2 のフェイルセーフ機能を、以下に図 4 につき詳しく説明する。タブ 3 0 2 および 3 0 3 を有するクレビス 3 3、ドロップリンク 3 4 およびドロップリンクの取付板 4 0 により、スポイラ 1 0 は翼構体 3 0 1 に、この例では内側固定シュラウドエンドリブに連結する。差し込みピン 3 8 および取付板 4 0 により、ドロップリンク 3 4 の上部 3 6 を翼構体 3 0 1 に連結し、スポイラクレビス 3 3 およびスポイラクレビスピン 3 9 により、ドロップリンク 3 4 の下側端部 3 7 をスポイラ 1 0 に連結する。

20

【 0 0 3 1 】

通常の動作では、ドロップリンク 3 4 は従来通りに機能し、屈曲力がスポイラの伸展の程度に応じてスポイラに伝達される。

【 0 0 3 2 】

本発明の 1 つの実施形態によれば、ドロップリンク 3 4 はフェイルセーフヒンジの機能を以下のようにして組み込む。図 4 につき説明すると、ドロップリンク 3 4 は、対応するスポイラクレビス 3 3 および翼構体 3 0 1 に対して、それぞれ玉軸受により連結する上側部分 3 6 および下側部分 3 7 を有する。これらは、従来通りに機能し、スポイラ 1 0 に対して屈曲力を伝達する。スポイラ 1 0 は、差し込みピン 3 8 の軸線の周りに回転する。この回転軸線は、主スポイラヒンジ 3 5 a および 3 5 b のヒンジ軸線と一致する。このように、スポイラが伸展および収縮するとき、図 4 に示すスポイラ / クレビス組立体 1 0 / 3 3 は、差し込みピン 3 8 の周りに回転する。

30

【 0 0 3 3 】

ドロップリンク構造 3 2 は、フェイルセーフヒンジを付加的に設けることができる。このフェイルセーフヒンジは、フェイルセーフドロップリンクピン 3 0 0、スポイラクレビス 3 3、およびフェイルセーフドロップリンクピン 3 0 0 が通過するドロップリンク 3 4 の開孔 6 1 (図 5 参照) により構成する。ドロップリンクの開孔 6 1 の直径は、スポイラフェイルセーフドロップリンクピン 3 0 0 の外径よりも大きい。したがって、通常の動作において、従来技術のフェイルセーフヒンジと同様に、スポイラ 1 0 が伸展および収縮するとき、フェイルセーフピン 3 0 0 はヒンジ開孔 6 1 の内面に係合することはない。

40

【 0 0 3 4 】

図 5 に、フェイルセーフドロップリンク 3 4 の実施形態の詳細を示す。この実施形態では、ドロップリンクシャフト 6 0 を新たな手法で使用し、すなわち開孔 6 1 を組込み、この開孔 6 1 が、フェイルセーフドロップリンクピン 3 0 0 およびスポイラクレビス 3 3 と共に、スポイラフェイルセーフヒンジを形成する。断面においては、この新規なドロップリンクフェイルセーフヒンジのサブ組立体は、図 8 の断面図に示すヒンジ部分と類似する

50

。スポイラの通常動作時には、フェイルセーフドロップリンクピン 300 は開孔 61 の内面にかみ合うことはない。このような構造では、フェイルセーフドロップリンクピン 300 は環状空隙（図 4 には示していない）で包囲される。

【0035】

しかし、スポイラが脱落寸前であるような主スポイラヒンジの重篤な破損が起こったとしても、ドロップリンクの開孔 61 の内面に圧着するドロップリンクピン 300 により、スポイラは翼構体に対して安全に保持される。これにより、完全にスポイラが脱落することを防ぐことができ、結果として必要な安全余裕（マージン）をもたらすことができる。スポイラ機能は、継続して、ドロップリンクフェイルセーフヒンジ構造により影響を受ける。

10

【0036】

他の実施形態において、フェイルセーフスポイラドロップリンクの特別な構成配置（ジオメトリ）は、特別な設置要件に適合させるため変更することができる。例えば、ドロップリンクの開孔相互間の配列関係を直線的にする、または互いに変位させる（図 5 の特別な実施形態に示すように）こともできる。

【0037】

このように本発明によれば、従来技術の冗長フェイルセーフヒンジ組立体を、翼から完全に排除することができ、したがって、重量を大幅に軽減することができる。同様に、また上述したように、本発明の実施形態に従って他の空力制御翼面も変更することができる。

20

【0038】

本発明を例示としてまた特別な実施形態につき説明したが、特許請求の範囲から逸脱することなく、変更および／または改変することができることを理解されたい。

【0039】

上述の説明において、符号または要素に参照しているが、個別に述べたとしても、そのような等価物も本発明の範囲内である。

【図面の簡単な説明】

【0040】

【図 1】従来技術によるスポイラ／翼面ヒンジの配置を示す。

【図 2】図 1 に示されたドロップリンクの詳細を示す。

30

【図 3】本発明によるところのフェイルセーフヒンジによるドロップリンクを組み込んだ、スポイラ／翼面ヒンジの配置を示す。

【図 4】図 3 に示されたフェイルセーフヒンジのドロップリンク配置の詳細を示す。

【図 5】本発明の実施形態によるドロップリンクを示す。

【図 6】本発明の実施形態によるスポイラ制御翼面の一般的なレイアウトを示した、航空機の平面図を示す。

【図 7】従来技術によるスポイラの主ヒンジの詳細を示す。

【図 8】従来技術によるスポイラのフェイルセーフヒンジの詳細を示す。

【図 1】

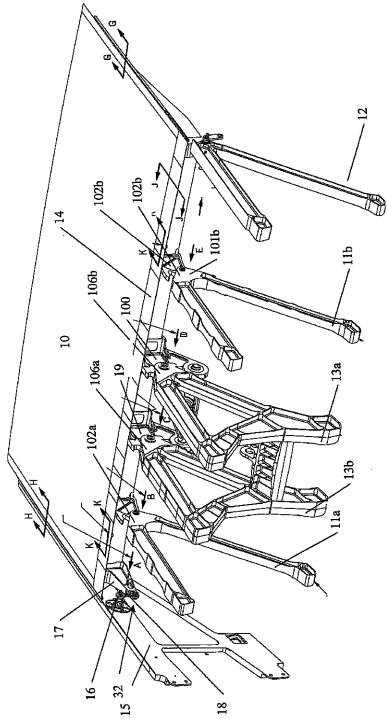


Figure 1

【図 2】

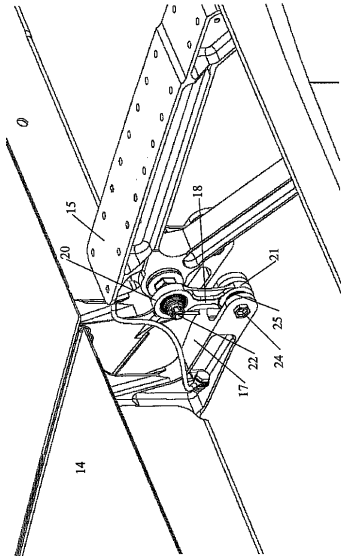
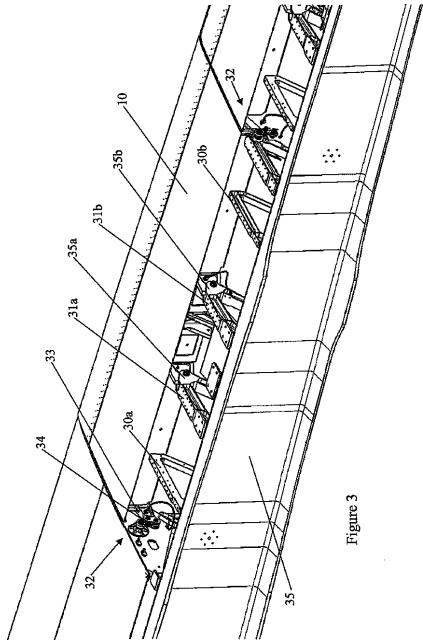


Figure 2

【図 3】



【図 5】

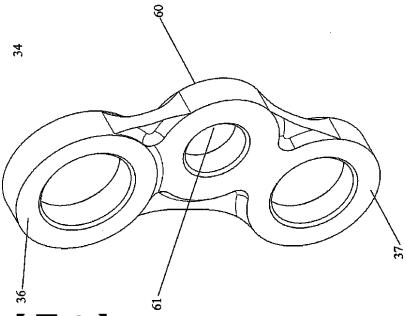


Figure 5

【図 6】

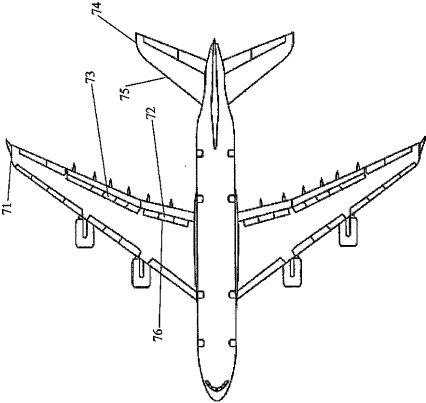


Figure 6

【図 7】

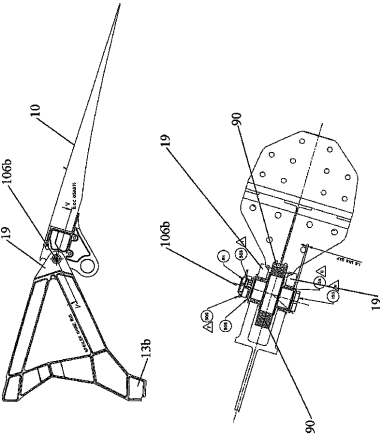


Figure 7

【図 8】

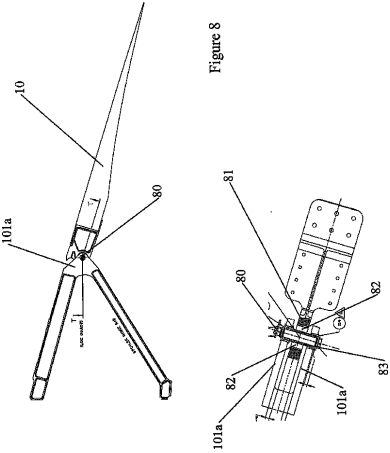


Figure 8

フロントページの続き

- (72)発明者 ガイ マウラン
フランス国 3 1 7 7 0 コロミエ シュマン ド パロワ 1 9
- (72)発明者 ポール ブレーズ
イギリス国 ブリストル ビーエス 1 0 5 キューピー サウスミード チャーフィールド ロード 3 0
- (72)発明者 リチャード ジョン ヘンリー バーネス
イギリス国 ブリストル ビーエス 1 6 5 エスダブリュー ダウンエンド ノース ストリート 3 6

審査官 北村 亮

- (56)参考文献 米国特許第 0 5 3 0 3 8 8 0 (U S , A)
米国特許出願公開第 2 0 0 5 / 0 2 6 9 4 4 5 (U S , A 1)
特開平 0 9 - 1 1 9 4 5 9 (J P , A)
特開平 0 6 - 0 8 7 4 9 5 (J P , A)

- (58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)
B64C 13/00
B64C 9/02