

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2010-100281
(P2010-100281A)

(43) 公開日 平成22年5月6日(2010.5.6)

(51) Int.Cl.
B64C 25/58 (2006.01)

F I
B 6 4 C 25/58

テーマコード (参考)

審査請求 未請求 請求項の数 16 O L 外国語出願 (全 34 頁)

(21) 出願番号 特願2009-239248 (P2009-239248)
(22) 出願日 平成21年10月16日 (2009.10.16)
(31) 優先権主張番号 12/256, 204
(32) 優先日 平成20年10月22日 (2008.10.22)
(33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 301079844
グッドリッチ・コーポレーション
アメリカ合衆国、ノース・カロライナ州
28217、シャーロット、ウエスト・ティボラ・ロード 2730、フォー・コリセウム・センター

(74) 代理人 100087398
弁理士 水野 勝文

(74) 代理人 100067541
弁理士 岸田 正行

(74) 代理人 100103506
弁理士 高野 弘晋

(74) 代理人 100126147
弁理士 川上 成年

最終頁に続く

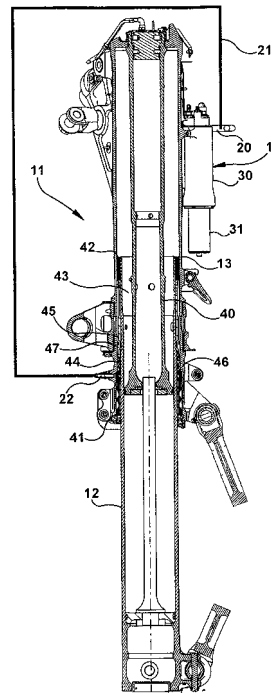
(54) 【発明の名称】 引込み式着陸装置用の緩衝支柱の収縮システム

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 着陸装置を展開する又は引込むために長さが移送可能である引込みアクチュエータを有する航空機の着陸装置用の緩衝支柱の収縮システムを提供する。

【解決手段】 収縮支柱 1 1 及び移送装置 1 9 を有する。収縮支柱は胴体に格納するために長さを圧縮することができる。移送装置は、油圧液を支柱収縮に移動させ、支柱収縮から受け取るために支柱収縮と密閉状態で流体連通することができる。引込みアクチュエータの任意の動きから独立した航空機の油圧システムによって作動させられると、移送装置は油圧液を支柱収縮に駆動させて、それにより収縮支柱を圧縮又は収縮させて部分的に圧縮した長さにすることができる。

【選択図】 図 4



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

着陸装置を展開する又は引込むために長さが可動である引込みアクチュエータを有する航空機の着陸装置用の緩衝支柱の収縮システムであって、

伸長した長さと収縮した長さの間を可動であり、支柱シリンダ及び同軸上に取り付けられた支柱ピストンを有し、前記支柱シリンダと前記支柱ピストンの間で可変長の支柱収縮室が形成され、前記支柱収縮室の長さが増すと前記収縮支柱の長さが減少する収縮支柱と

、
前記引込みアクチュエータの動きから独立して油圧液を前記支柱収縮室に移送するように構成された移送装置と、

前記移送装置が油圧液を前記支柱収縮室に移送させるように構成された制御装置と、を有することを特徴とする緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 2】

着陸装置を展開する又は引込むために動く引込みアクチュエータを有する航空機の着陸装置用の緩衝支柱の収縮システムであって、

伸長した長さと収縮した長さの間を移動可能であり、支柱シリンダ及び同軸上に取り付けられた支柱ピストンを有し、それにより前記支柱シリンダと前記支柱ピストンの間に支柱収縮室を画定する収縮支柱と、

前記引込みアクチュエータの動きから独立して油圧液を前記支柱収縮室に移送させ、前記支柱収縮室から受け取るように構成された移送装置と、

前記移送装置が油圧液を前記支柱収縮室に移送させ、前記支柱収縮室から受け取るように構成された制御装置と、を有し、

前記制御装置によって前記支柱ピストンの位置が前記支柱シリンダ内で変わることを特徴とする緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 3】

前記移送装置は、

内部が円筒状のチャンバーを画定する主シリンダと、

前記円筒状のチャンバー内で進退可能に動くことができるように取り付けられて前記円筒状のチャンバーを移送室と供給室に分割し、前記移送室と連通している移送圧力エリア及び前記供給室と連通している供給圧力エリアからなり、前記移送圧力エリアは前記供給圧力エリアよりも大きい移送ピストンと、を有することを特徴とする請求項 1 または 2 に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 4】

前記移送室と前記支柱収縮室の間で流体密閉連通が確立されるように構成された第 1 の導管と、

前記供給室と航空機の液圧系統の間で液体連通が確立されるように構成された第 2 の導管と、をさらに有することを特徴とする請求項 3 に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 5】

前記移送装置はロッキング機構をさらに有することを特徴とする請求項 1 から 4 のいずれかに記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 6】

前記ロッキング機構は前記第 1 の導管の前記油圧液を液圧でロックするように構成されることを特徴とする請求項 5 に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 7】

前記ロッキング機構と航空機の液圧系統の液体連通が確立されるように構成された第 3 の導管をさらに有することを特徴とする請求項 5 または 6 に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 8】

前記第 2 の導管を通して前記航空機の供給から受け取る流体の流量よりも前記第 1 の導管を通して前記支柱収縮室により大きい流量を供給するように構成されることを特徴とす

10

20

30

40

50

る請求項 4 から 7 のいずれかに記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 9】

圧力補償器をさらに有し、前記支柱収縮室、前記移送装置、及び前記圧力補償器は密閉液圧システムで連通しており、前記圧力補償器は前記密閉液圧システムに最低圧力を維持するように構成されることを特徴とする請求項 1 から 8 のいずれかに記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 10】

前記圧力補償器はさらに液体の体積のばらつきを考慮に入れるために前記密閉液圧システムに追加の油圧液を提供するように構成されることを特徴とする請求項 9 に記載の緩衝支柱の収縮システム。

10

【請求項 11】

前記圧力補償器は、
加圧下で油圧液を保存するように構成されたチャンバーと、
前記チャンバーに保存された油圧液に圧力を加えるように構成されたピストンと、
前記ピストンにバイアス力を作用させるように構成されたスプリングと、
前記密閉液圧システムからの油圧液を提供及び受け取るように構成された前記チャンバーと前記密閉液圧システムの間に通を設ける開口部と、
を有することを特徴とする請求項 9 または 10 に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 12】

前記圧力補償器は低流体指示計を有することを特徴とする請求項 9 から 11 のいずれかに記載の緩衝支柱の収縮システム。

20

【請求項 13】

前記制御装置は航空機の液圧供給液体を前記移送装置に導くための弁を有することを特徴とする請求項 1 から 12 のいずれかに記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 14】

前記移送装置は供給側及び移送側を有するピストンを有し、前記ピストンの前記供給側の有効圧力エリアは前記移送側の有効圧力エリアより小さいことを特徴とする請求項 1 から 13 のいずれかに記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 15】

航空機の着陸装置用に収縮支柱の長さを変更する方法であって、
前記着陸装置は前記着陸装置を展開し、引込むために伸長した長さと引込まれた長さの間で可動な引込みアクチュエータを有し、前記着陸装置において前記収縮支柱は伸長した長さと収縮した長さの間を可動であり、前記収縮支柱は支柱シリンダ及び同軸上に取り付けられた支柱ピストンを有することによって、前記支柱シリンダと前記支柱ピストンの間に支柱収縮室が画定される前記着陸装置において、

30

供給室と移送室が移送ピストンで分離された前記供給室及び前記移送室を有する移送シリンダで油圧液を航空機の油圧系から供給室まで移送し、

前記引込みアクチュエータの任意の動きから独立して、油圧液を前記移送室シリンダから前記支柱収縮室に移送することによって前記支柱ピストンを伸長した位置から前記支柱シリンダ内の部分的に圧縮した又は収縮した位置に動かすことを特徴とする収縮支柱の長さを変更する方法。

40

【請求項 16】

前記移送室シリンダから前記支柱収縮室までの油圧液の移送は前記着陸装置が前記航空機の胴体内に引込まれる前に行われることを特徴とする請求項 15 に記載の収縮支柱の長さを変更する方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、一般に航空機の着陸装置に関し、より詳細には、航空機の胴体内に着陸装置を引込む着陸装置のアクチュエータの動きと独立して支柱の長さを収縮させる緩衝支柱の

50

収縮システムに関する。

【背景技術】

【0002】

航空機の設計及び製造において、航空機の装備品に必要なスペースを最小限にすることは一般に望ましい。スペースを節約する1つのアプローチは、着陸装置を航空機の格納位置に引込む前、又は引込み中にその長さを短くすることである。着陸装置の短縮された長さは、航空機の初期設計で必要とされてもよく、又は既存の航空機の将来の世代の設計変更を最小限にするために要求されてもよい。

【0003】

引込み中に支柱の全長を短くする先行技術の設計は、Churchillらの米国特許第5,908,174号に記載される。当該特許は、着陸装置が航空機内に格納中に、航空機の着陸装置の支柱の長さを自動的に収縮する緩衝支柱の収縮システムを開示する。当該緩衝支柱の収縮システムは、支柱のガススプリング室からの加圧ガスを油圧移送シリンダに駆動させると同時に、油圧液を支柱収縮室に移送させる油圧移送シリンダを有している。引込みアクチュエータの線運動が、油圧移送シリンダに等しい線運動を生じさせるように、油圧移送シリンダは着陸装置の引込みアクチュエータと物理的に一体化されている。言い換えれば、油圧移送シリンダは引込みアクチュエータから独立して作動できないように、着陸装置の引込みアクチュエータに機械的に連結されており、したがって着陸装置の支柱の伸長及び収縮は、支柱が引込み及び展開中に自動的に行われる。展開時に、支柱収縮室内の移送流体の油圧ロックが解除され、移送シリンダに移動した加圧ガスが、移送流体を支柱収縮室から移送シリンダに押し戻す。移送流体が支柱収縮室を出ると、加圧ガスが移送シリンダから支柱に戻り、それによって支柱が伸長した長さに戻る。

10

20

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

他の先行技術の設計は引込みアクチュエータから独立した収縮アクチュエータを提供するが、支柱の内部の加圧ガスのパイプに十分打ち勝つ軸方向の収縮力を支柱に作用させて支柱を縮ませるために重く大きい機械的リンク機構を必要とする。そのような設計は一般に大流量の油圧液を必要とし、航空機の高圧/低流量の油圧システムから利用可能ではないかもしれない。そのような設計はさらに、機械的リンク機構及び収縮アクチュエータを収容するために、航空機の胴体内に大きい着陸装置の封体部を必要とする可能性がある。

30

【課題を解決するための手段】

【0005】

本発明の1つの態様は、引込みアクチュエータを有する航空機の着陸装置で使用する緩衝支柱の収縮システムを提供し、緩衝支柱の収縮システムは、引込みアクチュエータの動きから独立して作動する。緩衝支柱の収縮システムは、航空機の油圧供給から動力を受け取るが、システムの油圧閉回路と航空機の油圧供給の間の分離を維持する。移送装置を使用して油圧を「降圧」することで、緩衝支柱の収縮システムは航空機の油圧供給から利用可能な流量よりも大流量の油圧液を収縮支柱に提供することができる。緩衝支柱の収縮システムは十分に小型化することができ、着陸装置を収縮するためのみに使用される重い機械的リンク機構の装備品を使用しなくて済む。

40

【0006】

本発明の別の態様は、収縮支柱及び移送装置を有する緩衝支柱の収縮機構を、着陸装置を展開する又は引込むために長さ方向に移動可能である引込みアクチュエータを有する航空機の着陸装置に設けることができる。収縮支柱は伸長した長さとの収縮した長さの間を移動可能であり、支柱シリンダ及び同軸上に取り付けられた支柱ピストンを有することができる。支柱収縮室は、支柱シリンダと支柱ピストンの間で形成され、支柱収縮室の長さが増すと収縮支柱の長さが減少する。システムは、引込みアクチュエータの動きから独立して油圧液を支柱収縮室に移送するように構成された移送装置を有することができ、航空機の油圧液を移送装置に導いて、油圧液を支柱収縮室に移送させるように構成された制御装置

50

も有することができる。

【0007】

本発明の別の態様によると、移送装置は円筒状のチャンバーを画定する主シリンダ、及び円筒状のチャンバー内で往復可能に動くことができるように取り付けられ移送室と供給室に円筒状のチャンバーを分割する移送ピストンを有することができる。移送ピストンは、移送室と連通している移送圧力エリアら及び供給室と連通している供給圧力エリアを有することができ、移送圧力エリアは供給圧力エリアよりも大きい。

【0008】

本発明の別の態様によると、緩衝支柱の収縮システムは、第1の導管で航空機の油圧供給流量を使用して第2の密閉系導管で油圧液のより大きい流量を駆動することができる。

10

【0009】

本発明の別の態様によると、移送装置は、移送装置と支柱の間で油圧液の流れを油圧でロックすることができ、それによって所望するまで支柱が伸長した長さに戻らないようにすることができる。命令が出されると、移送装置の油圧ロックがリリースされ、収縮支柱のガスプリング圧を使用して流体を支柱の収縮室から移送装置に戻すように駆動させることができる。

【0010】

本発明の別の態様によると、油圧補償器は、緩衝支柱の収縮システムで油圧液の最低圧力を維持するために設けることができ、漏れ及び作動温度のばらつきが原因である油圧液中の体積変動を補うことができる。補償器はさらに、システム内の油圧液の体積が少なくなった際の表示を設けることができる。

20

【0011】

本発明の別の態様によると、支柱を収縮するために油圧液を支柱内に移送するための方法が提供される。

【0012】

本発明の別の態様によると、移送装置は、移送ピストンの油圧供給側で小さい有効圧力エリアで構成され移送ピストンの移送側で大きい有効圧力エリアで構成された移送ピストンを有する移送シリンダを有することができる。そのような構成により、移送ピストンの供給側の高圧小流量で、低圧大流量を、移送ピストンの移送側から導管を通して収縮支柱内に、駆動させることができる。移送ピストンは、移送流体の緩衝支柱の収縮システムの体積から、航空機の油圧供給流体を分離して隔離させるために、移送シリンダの内壁に対してシールされることができる。油圧供給流体を供給及び導いて移送シリンダを作動させるために、航空機に油圧供給及び弁機構を設けることができる。

30

【0013】

本発明の前述及び他の特長は以下に完全に説明され、特に請求項、以下の説明、及び本発明の1つまたは複数の実施の形態を詳細に示す付属図面で指摘されるが、それらは本発明の原理を使用することができる種々の方法のうちの1つ又は少数の方法を示すにすぎない。

【図面の簡単な説明】

【0014】

40

【図1】図1は、本発明による例示的な航空機の着陸装置の1組の立面図で、図1(a)は完全に伸長した着陸装置を示し、図1(b)は収縮した状態の着陸装置を示す。

【図2】図2は、本発明による例示的な支柱及び移送シリンダの等角図である。

【図3】図3は、本発明による例示的な移送シリンダの1組の横断立面図で、図3(a)は着陸装置が伸長又は収縮していない状態の移送シリンダを示し、図3(b)は着陸装置が収縮した状態の移送シリンダを示す。

【図4】図4は、本発明による例示的な支柱の横断立面図で、伸長又は収縮していない状態の着陸装置を示す。

【図5】図5は、図4の支柱の収縮室領域の1組の横断立面図で、図5(a)は伸長又は収縮していない状態の支柱を示し、図5(b)は収縮した状態の支柱を示す。

50

【図6】図6は、単一着陸装置を収縮するための、本発明による例示的な着陸装置の緩衝支柱の収縮システムの油圧概略図である。

【図7】図7は、本発明による例示的な補償器の1組の横断立面図で、図7(a)は緩衝支柱の収縮システムの流体が充満している時の補償器を示し、図7(b)は緩衝支柱の収縮システムの流体が少ない時の補償器を示す。

【発明を実施するための形態】

【0015】

ここで図面を参照すると、本発明に従って構成した支柱11を含む航空機の着陸装置10が図1(a)及び1(b)に示され、図1(a)は展開し伸長した位置で図示される。着陸装置10は、航空機の構造体に取り付けられ、展開した位置と引込んだ位置の間で移動可能なタイプである。引込んだ位置では、着陸装置10は航空機の胴体内に收容される。ここに開示された発明は、主脚又は前脚と関連した使用に適應できることは当業者には明白である。緩衝支柱の収縮システムはさらに、横方向に引込む着陸装置の配置と同様に前方及び後部に引込む着陸装置の配置にも有することができる。

10

【0016】

展開した位置であるが、短い又は「収縮した」位置の着陸装置10を図1(b)に示す。この位置において、支柱11は距離「d」だけ長さが短くなっている。

【0017】

ここで図1(a)及び1(b)を詳細に参照すると、着陸装置10は、支柱ピストン12を有する油圧空気圧式の支柱11を有し、支柱ピストン12は支柱シリンダ13の開放端の内部に入れ子式にはめ込まれる上方部を有する。車輪14は支柱ピストン12の下方部に回転自在に取り付けられる。トラニオンシャフト15は、支柱11の上部先端に常時取り付けられる。トラニオンシャフト15の両端部は、航空機の構造体に取り付けられたブッシングに回転自在に取り付けられる軸ジャーナルを有する。着陸装置11は、離陸に続いて引込まれるためにトラニオンシャフト15の軸のまわりで回転し、航空機の着陸前に展開されるために逆の方向に回転する。

20

【0018】

トラニオンUリンク16は、支柱シリンダ13の外径から延長し、着陸装置のアクチュエータ17の取り付け箇所を提供する。着陸装置のアクチュエータ17は、トラニオンUリンク16の第1の端部から延長するアクチュエータピストンロッド18でピン止めされる。着陸装置のアクチュエータ17の第2の端部は航空機の構造体にピン止めされる。着陸装置10を引込んだ位置及び展開した位置まで駆動させるために、油圧液が航空機より着陸装置のアクチュエータ17に提供される。

30

【0019】

着陸装置10を展開した位置から引込んだ位置まで移動させるために、着陸装置のアクチュエータ17が短縮し、着陸装置10を、引込んだ位置までトラニオンシャフト15の軸の回りで駆動させる。着陸装置が引込まれる前に、又は引込み中に、支柱ピストン12は、着陸装置10が完全に航空機の胴体内に引込まれる前に、(緩衝支柱の収縮システムによって)距離「d」だけ支柱シリンダ13の中に駆動されることができる。支柱ピストン12を支柱シリンダ13の中に駆動させる機構に関する詳細は以下に説明する。着陸装置のアクチュエータ17は、着陸装置10が完全に引込まれた位置になるまで駆動し続ける。

40

【0020】

着陸装置10を引込んだ位置から展開した位置まで移動させるために、着陸装置のアクチュエータ17が伸長し、着陸装置10を展開した位置までトラニオンシャフト15の軸の回りで駆動させる。着陸装置10の展開時に、初めは、支柱ピストン12が支柱シリンダ13の中に退いたままでもよい。着陸装置10が航空機の周辺構造をクリアすると、支柱ピストン12は、支柱11を完全に伸長した長さまで延長するために、緩衝支柱の収縮システムによって駆動されることができる。

【0021】

50

ここで図2を参照すると、図1(a)及び1(b)の支柱11は、支柱シリンダ13に固定された移送シリンダ19と共に等角投影図で示される。移送シリンダ19と支柱11とは、移送シリンダの移送口20から、第1の導管21を通過して、支柱11の移送導入口22へと、流体連通している。本発明による緩衝支柱の収縮システムの1つの利点は、移送シリンダ19は支柱11との流体連通が維持できる限り、着陸装置又は航空機上のどこにでも配置することができることである。第2の導管(図示せず)は、移送シリンダ19と航空機の油圧供給(図示せず)の間の流体連通を提供する。補償器23がまた、図2に示される。

【0022】

ここで図3(a)及び3(b)を参照すると、移送シリンダ19が2つの作動状態で断面図に示される。「収縮していない」状態の支柱11に相当する伸長した位置での移送シリンダ19が図3(a)に示される。「収縮しロックした」状態の支柱11に相当する圧縮した位置での移送シリンダ19が図3(b)に示される。図3(a)を参照すると、移送シリンダ19は、内部が円筒状のチャンバーを形成する主シリンダ30を有している。移送ピストン31は円筒状のチャンバーの中で進退可能に配置され、ピストンの両端に1つずつ、2つの有効圧力エリアを有している。移送ピストン31は円筒状のチャンバーを2つのチャンバー、すなわち、移送室32及び供給室33に分割する。移送室32は空気抜き開口34を通過して大気に開放されてもよいが、作動中は油圧閉回路の一部であり、油圧液が充填されている。供給室33は第2の油圧回路の一部で、航空機からの油圧供給によって提供された油圧液が充填されている。油圧供給液が加圧下で供給室33に航空機によって供給されると、加えられた圧力は、移送ピストン31の有効圧力エリアに反して作用し、供給室33を膨張させるように移送ピストン31を付勢して移送室32を収縮させる。この動作は、油圧液を移送室32から油圧閉回路の中に移動させる。移送室32及び供給室33で油圧液の分離が維持されるように、移送ピストン31の回りに適切なシール35が設けられることは当業者には容易に理解されよう。

10

20

【0023】

移送室32は、移送口20及び導管21を経由して油圧閉回路を通過して支柱11と流体連通している(図2を参照)。上記のように、供給室33が航空機の油圧供給から油圧液を受け取ると、移送ピストン31が移送室32を収縮しようとして動き、それによって移送流体の一定の体積が、移送室32から移送口20を通過して導管21を経由して支柱11の中に移送させられる。移送ピストン31が移送流体の全体積を移送室32から移送させた後の移送シリンダ19を図3(b)に示す。

30

【0024】

移送ピストン31が移送流体の体積を完全に移動させて主シリンダ30内に位置する時、ロッキング機構36が係合して、移送ピストン31を閉じてロックし、移送流体の体積が移送室32に再流入しできないように移送口20に油圧ブロックを設ける。移送ピストン31は、係合が行われるようにロッキング機構36と協働するように構成される。ロッキング機構の操作技術の分野で熟練した者なら、そのようなロックを取り入れることが可能であろう。なお、例示的な装置はいかなる特定の種類にも依存しない。

40

【0025】

さらにロック解除口37が、主シリンダ30の上方部で移送口20に隣接して位置するのが図3(a)及び3(b)に示される。ロック解除口37は導管を経由して、航空機の油圧供給と流体連通している(図示せず)。移送口20のロックを解除して開くには、弁(図示せず)が圧力(Punlock)を航空機の油圧供給からロック解除口37に向けて加え、ロック解除ピン38をずらしてロッキング機構36をリリースする。

【0026】

供給室33は、収縮口39を経由して航空機の油圧供給と導管(図示せず)と流体連通している。収縮口39は、主シリンダ30の一部分に位置し、移送口20から移送ピストン31の反対側に、供給室33と流体連通して、移送室32と流体連通しないように位置している。移送ピストン31及びシール35は、供給室33と移送室32が流体連通しな

50

いように分離させる。この分離が、移送流体の体積が航空機の油圧供給に入り込んで影響を及ぼすのを防ぎ、油圧供給が緩衝支柱の収縮システムの油圧閉回路に影響するのを防ぐ。

【0027】

作動中、移送シリンダ19は、航空機の油圧系統からの比較的高圧で低流量の油圧液のインプットに対応し、支柱11の長さを縮めるために低めの圧力で高めの流量の油圧液のアウトプットを支柱11に移送又は提供する。航空機の油圧供給は収縮口39で圧力(P_s supply)を加え、油圧液が供給室33に入る。供給室33からピストン31に加えられた有効力(P_{supply})が、移送室32からピストン31に加えられた有効力(P_{shrink})より大きい時に、移送ピストン31は、供給室33のサイズを増大させて移送室32のサイズを収縮させようと動き、それによって移送流体の体積が、支柱11を胴体内に格納するために収縮させるために、移送口20を通して支柱11に移動させられる。

10

【0028】

着陸装置が再び展開する時に、航空機の油圧供給は収縮口39に加えられた圧力(P_{return} となる)を下げる事ができ、ロック解除口37でロック解除の圧力(P_{unlock})を加えてロッキング機構36をリリースさせてそれにより移送口20を通して流体の油圧ブロックを解除する。収縮口39に加えられた低下した圧力(P_{return})が、油圧閉回路内の圧力(P_{gas})によって加えられた有効力以下である有効力をピストン31にもたらすと、次に移送流体の体積が移送口20を経由して移送室32に戻り、移送ピストン31を元の位置に戻す。図6を参照して、圧力(P_{return})及び(P_{gas})を以下に説明する。

20

【0029】

ここで図4を参照すると、支柱11の断面が、離陸後であるが格納前である場合の完全に伸長した位置で示される。見ての通り、移送シリンダ19(支柱11に固着されて図示)は、伸長した状態であり、これは移送流体の体積が移送室32に存在することを示している。支柱ピストン12は、支柱シリンダ13及び開口支持管40の間で同心状の関係である支柱シリンダ13内に進退可能に入れ込まれる。下方支柱軸受41は、支柱シリンダ13の開放端内に入れ込まれ、支柱ピストン12が当接して摺動する。上方支柱軸受42は、支柱ピストン12の端部に支柱シリンダ13内で取り付けられ、該内部に対して摺動する。ガススプリング室43は、シリンダ13、ピストン12の内側の部分内に形成され、下方支柱軸受41に冠着される。ガススプリング室43は、圧力(P_{gas})でガス加圧され、その圧力は温度と支柱ピストン12の支柱シリンダ13内への挿入度合に応じて変わる。収縮ピストン44と1式のスペーサー45は、支柱シリンダ13の内側の穴、支柱ピストン12、上方支柱軸受42及び下方支柱軸受41の間に配置されて、支柱ピストン12が所定距離ほど伸長するのを可能にする。支柱が完全に伸長した時、上方支柱軸受42、収縮ピストン44、1式のスペーサー45及び下方支柱軸受41は、ガス圧力(P_{gas})によって生じたバイアスにより、ガススプリング室43内で強制的に接触させられる。

30

【0030】

支柱収縮室46が、収縮ピストン44、支柱シリンダ13、支柱ピストン12、及び下方軸受41の間で形成される。支柱収縮室46は、移送導入口22と流体連通しており、油圧液で充填している。図4は収縮していない支柱11を示している。この状態で、収縮室46は最小の体積を有する。収縮室46は、導管21(略図的に図示)を経由して移送シリンダ19の移送室32と流体連通しており、収縮ピストン44上の移送室力が収縮ピストン44の反対側に加えられた力(P_{gas} 及び他の外部からの加圧力より生じる)を超える場合に、移送流体の体積を移送室32から収縮室46に移送することができる。

40

【0031】

支柱11のガススプリング圧は、航空機が着陸又は飛行場を地上走行している場合のように、ピストン12がシリンダ13内に圧縮されることで変わる。そのような場合に、ガススプリング室43内で圧縮されたガスは、支柱11に加えられた荷重のエネルギーを吸収するので、さらに圧縮される。収縮ピストン44は下方支柱軸受41と接触したままであってもよく、リバウンド室47が上方支柱軸受42及び収縮ピストン44の間に設けら

50

れる。支柱ピストン 1 2 が再び伸長すると、リバウンド室 4 7 の流体は、下方軸受 4 1 と接触したままの収縮ピストン 4 4 に対して加えられる圧力の増加でピストン 1 2 の伸長速度を遅くさせる。

【 0 0 3 2 】

図 5 (a) 及び 5 (b) を参照して、支柱 1 1 の詳細な横断面図が、収縮していない (図 5 (a)) 及び収縮 (図 5 (b)) の 2 つの状態を示される。収縮ピストン 4 4 が、下方軸受 4 1 及びリバウンド室 4 7 の間に配置されているのが図 5 (a) に示される。移送ピストン 3 1 の動きに対応して、移送室 3 2 内の油圧液の体積が移送導入口 2 2 を通って支柱収縮室 4 6 内に流れる。支柱収縮室 4 6 内の油圧は、収縮ピストン 4 4、スパーサー 4 5、上方支柱軸受 4 2 及び支柱ピストン 1 2 を距離「 d 」だけ支柱シリンダ 1 3 内に強制的に退かせるのに十分である。

10

【 0 0 3 3 】

移送室 3 2 から移送された移送流体の体積を収容するために、収縮室 4 6 が膨張している完全収縮した状態が、図 5 (b) に示される。前述のように、いったん移送ピストン 3 1 が移送室 3 2 から流体の体積を移動させると、ロッキング機構 3 6 が係合して、移送口 2 0 を通る流れをブロックする移送ピストン 3 1 がロックされるので、収縮室 4 6 内の移送流体の体積は油圧で「ロックされる」。

【 0 0 3 4 】

ここで図 6 を参照して、例示的な航空機シーケンス弁 6 0 などの制御装置は、航空機の油圧供給に (1) 支柱 1 1 を収縮し、独立して (2) 着陸装置 1 0 を引込むように命令する。油圧供給圧力及び戻り圧力を移送シリンダ 1 9 に向けるシーケンス弁 6 0 は、導管 6 1 及び供給口 3 9 を通って、移送シリンダ 1 9 の供給室 3 3 と流体連通している。シーケンス弁 6 0 はまた、導管 6 2 及びロック解除口 3 7 を通ってロッキング機構 3 6 と流体連通している。上記のように、導管 2 1 は、支柱収縮室 4 6 及び移送室 3 2 の間で流体連通を提供する。例えば油圧ポンプ及び流体のリザーバーを含む、適切な油圧供給系統 (図示せず) が、シーケンス弁 6 0 を供給するのに必要である。シーケンス弁 6 0 の例を示して説明したが、制御装置は当業者に公知であり、本発明は特定の制御装置の使用に依存するものではない。

20

【 0 0 3 5 】

本発明による緩衝支柱の収縮システムは、着陸装置のアクチュエータ 1 7 から独立して制御される。しかしながら、シーケンス弁 6 0 は、ここに説明した緩衝支柱の収縮システムを着陸装置の格納前に又は格納中に作動してもよく、着陸装置の展開中に又は展開後に支柱を元の長さに戻すことができることを述べておく。

30

【 0 0 3 6 】

図 6 中の略図に数値的な例を適用すると、航空機の油圧供給は、比較的高圧 (例えば 4000psi) で提供してもよいが、比較的低流量 (例えば 3.0GPM) でも利用可能である。そのような低流量は、パイロットの入力と着陸装置が航空機の胴体内に格納される間の所定の時間内に、支柱 1 1 の収縮室 4 6 を充填するのに必要とする流体の体積を提供しないかもしれない。しかしながら、高い供給圧力が移送シリンダ 1 9 に提供されると、移送ピストン 3 1 の小さい有効圧力エリアに作用する。移送ピストン 3 1 の反対側ははるかに大きな有効エリアを有しており、ピストン 3 1 が動作中は、低い圧力 (例えば、2000psi 未満) で移送室 3 2 から、はるかに大きい移送流体の流量 (例えば、着陸装置当たり 6.5GPM - 左右の着陸装置に対して 13GPM) を、駆動させる。支柱 1 1 を非収縮、又は伸長した長さに戻すために、航空機シーケンス弁 6 0 は、供給収縮圧力 (P_{supply}) が解除又は低減される (P_{return}) ことを確実にし、さらに導管 6 2 を経由してロック解除口 3 7 にロック解除の圧力 (P_{unlock}) を加える。この入力の組み合わせが、ロッキング機構 3 6 をリリースして移送口 2 0 を通る流れのブロックを解除して、支柱のガスプリング圧 (P_{gas}) が収縮ピストン 4 4 を駆動させて、収縮室 4 6 を収縮して移送流体の体積を移送室 3 2 に戻すことを操作する。

40

【 0 0 3 7 】

50

本発明による緩衝支柱の収縮システムは、移送流体の一定の体積を移送室 32 から収縮室 46 に移送させることに依拠する。圧縮性及び稼動中の温度のばらつきが、システムの流体の有効体積に影響することがある。そのような変動を補うために、図 6 に示す補償器 23 がシステムの油圧システムに加えられる。補償器 23 は、システムに流体の追加的体積を提供し、上述した要因を補い、さらにシステムの導管内の流体の呼び圧力を維持し、システムの流体量が少なくなり整備が必要である場合は表示を提供する。

【0038】

図 7 (a) 及び 7 (b) を参照して、例示的な補償器 23 が 2 つの作動状態で断面図に示される。図 7 (a) は、油圧液が満された補償器 23 を示す。図 7 (b) は、緩衝支柱の収縮システムの油圧液が少ない補償器 23 を示す。補償器 23 は、両端を有する円筒空洞を形成する主シリンダ 70 を有する。空洞の第 1 の端部は流体室 71 で、ポート 72 経由で緩衝支柱の収縮システムの油圧回路と流体連通している。流体室 71 と円筒空洞の第 2 の端部の間はピストン 73 であり、円筒空洞の内壁に対する密閉を維持する。流体室 71 の反対側のピストン 73 の一側方には、流体室 71 内の流体に呼び圧力を維持するためにピストン 73 に対して予圧されたバイアス力を加えるスプリング 74 がある。示される例では、スプリングは機械的なコイルばねである。しかしながら、ピストン 73 に対する偏倚力を提供して、したがって流体室 71 内の流体に圧力を提供する任意のスプリングが使用されてもよい。圧縮ガススプリング、又は異なる機械的スプリングの配置が例に含まれる。

10

【0039】

図 7 (a) 及び 7 (b) に示す例において、補償器 23 はさらに、スプリング 74 が流体室 71 を通ってピストン 73 を押すと、円筒空洞の第 1 の端部で開口 77 を通って伸長するピストン 73 に伸長 76 を加えることで、視覚的な低流体指示計 75 を有している。開口 77 を通って指示計 75 が有ることは、流体室 71 がわずかに充填されている、又は空であることを示す。このように視覚的に表示することで、航空機の整備班は緩衝支柱の収縮システムに流体が無い、又は整備が必要であるかの簡単な点検を行うことができる。電子的な表示を提供するために、視覚的な表示と共に（又はその代わりに）センサーをさらにメンテナンスコンピュータに付け加えることができる。

20

【0040】

さらに例示的な補償器 23 は、航空機内、移送シリンダ 19 又は支柱 11 の任意の場所に実装されてもよいことを述べておく。

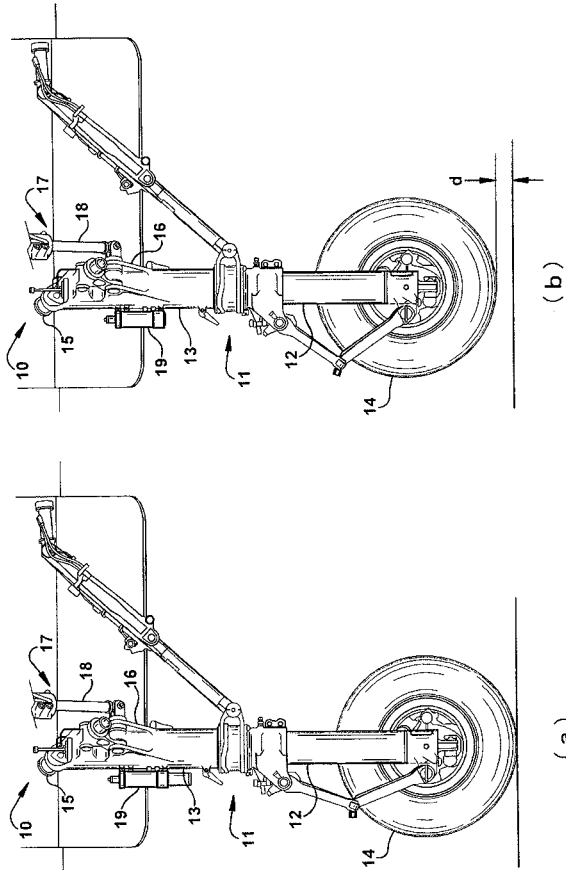
30

【0041】

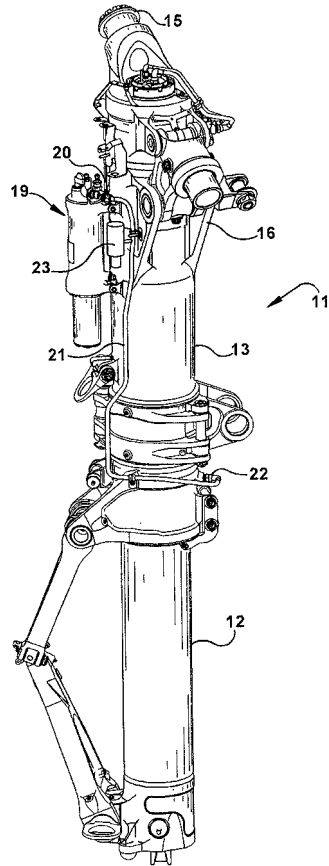
本発明は、1 つまたは複数のある好ましい実施形態に関して示し説明したが、本明細書及び付属図面を読み理解することで、均等の変更及び改造が起こることは当業者には明白である。上述した要素（装備品、構体、装置、構成など）によって動作する様々な機能に特に注目して、これらの要素を説明するために使用した用語（「手段」への言及を含む）は、ここに示された本発明の 1 つまたは複数の例示的な実施形態において、説明する要素の指定の機能を行なう開示した構造と構造上均等でなくても、別段の指定がない限り、その機能を行う任意の要素（すなわち、機能的に均等である）に、相当することを意図するものである。さらに、本発明の 1 つの特定の特徴を、いくつかの図示した実施形態のうち 1 つのみ、またはそれ以上に関して上記で説明したが、この特徴は、任意の所与の適用または特定の適用のために、望ましく有利なように他の実施形態のうち 1 つ、またはそれ以上の他の特長と組み合わせてもよい。

40

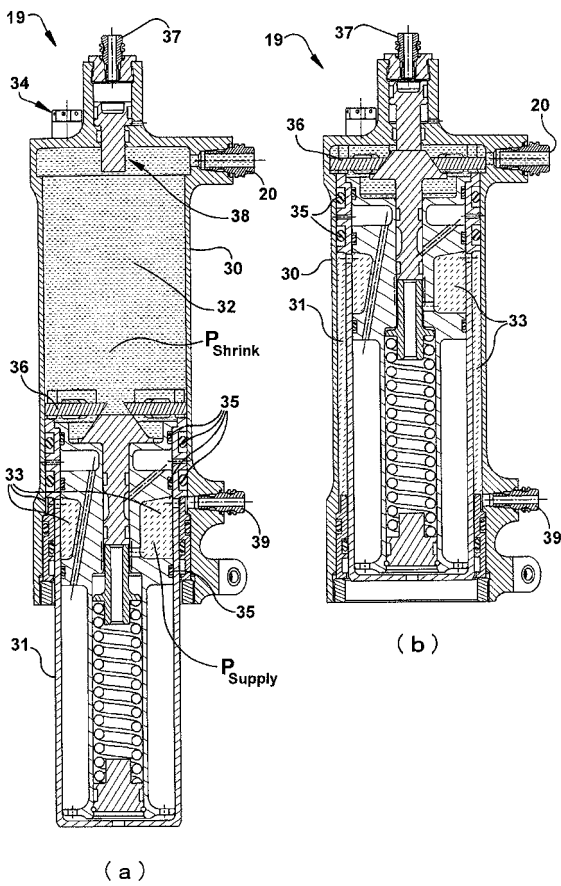
【 図 1 】



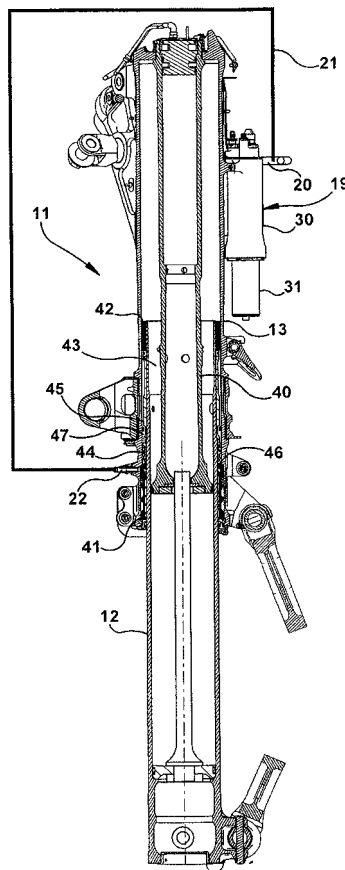
【 図 2 】



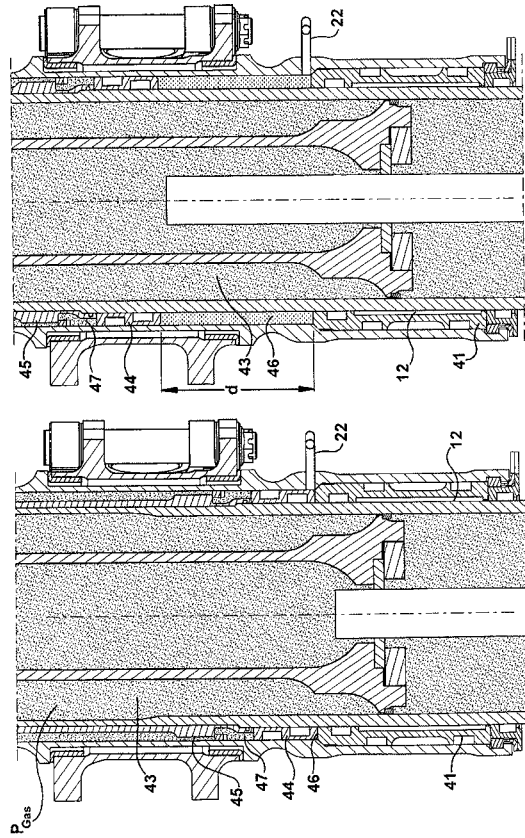
【 図 3 】



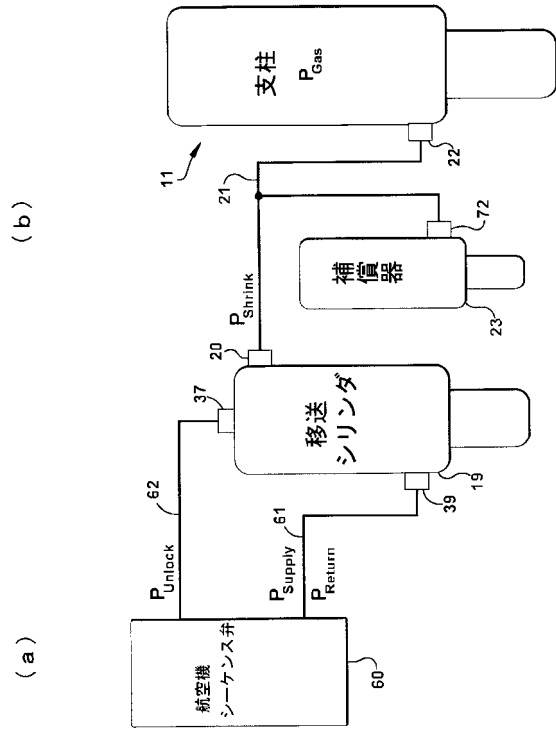
【 図 4 】



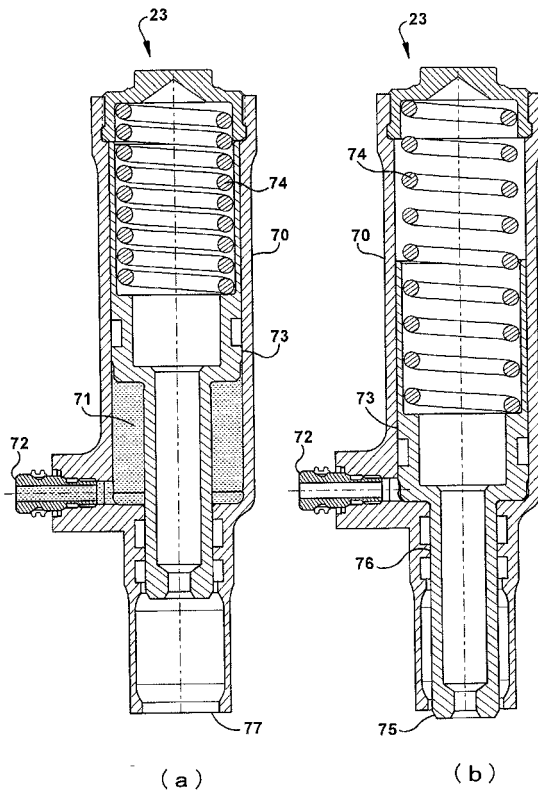
【図5】



【図6】



【図7】



【手続補正書】

【提出日】平成21年12月1日(2009.12.1)

【手続補正1】

【補正対象書類名】特許請求の範囲

【補正対象項目名】全文

【補正方法】変更

【補正の内容】

【特許請求の範囲】

【請求項1】

着陸装置を展開する又は引込むために長さが可動である引込みアクチュエータを有する航空機の着陸装置用の緩衝支柱の収縮システムであって、

伸長した長さと収縮した長さの間で可動であり、支柱シリンダ及び同軸上に取り付けられた支柱ピストンを有し、前記支柱シリンダと前記支柱ピストンの間に可変長の支柱収縮室が形成され、前記支柱収縮室の長さが増加すると長さが減少する収縮支柱と、

前記引込みアクチュエータの動作から独立して油圧液を前記支柱収縮室に移送する移送装置と、

前記移送装置が前記油圧液を前記支柱収縮室に移送させる制御を行う制御装置と、を有することを特徴とする緩衝支柱の収縮システム。

【請求項2】

前記移送装置は、

内部が円筒状のチャンバーを画定する主シリンダと、

前記円筒状のチャンパー内で進退可能に動くことができるように取り付けられて前記円筒状のチャンパーを移送室と供給室に分割し、前記移送室と連通している移送圧力エリア及び前記供給室と連通している供給圧力エリアを有し、前記移送圧力エリアは前記供給圧力エリアよりも大きい移送ピストンと、

を有することを特徴とする請求項1に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項3】

前記移送室と前記支柱収縮室の間で密閉した流体連通を確立する第1の導管と、

前記供給室と航空機の油圧系統の間で流体連通を確立する第2の導管と、

をさらに有することを特徴とする請求項1に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項4】

前記移送装置は、ロッキング機構をさらに有することを特徴とする請求項3に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項5】

前記ロッキング機構は、前記第1の導管の前記油圧液を液圧でロックすることを特徴とする請求項4に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項6】

前記ロッキング機構と航空機の油圧系統との間の流体連通を確立する第3の導管をさらに有することを特徴とする請求項5に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項7】

前記第2の導管を介して前記航空機の供給から受け取る流体の流量よりも大きい流量を、前記第1の導管を介して前記支柱収縮室に供給することを特徴とする請求項3に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項8】

圧力補償器をさらに有し、前記支柱収縮室、前記移送装置、及び前記圧力補償器は、密閉油圧系統で連通しており、前記圧力補償器は前記密閉油圧系統で最低圧力を維持することを特徴とする請求項1に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項9】

前記圧力補償器は、さらに、流体体積の変動を考慮して前記密閉油圧系統に付加的な油圧液を供給することを特徴とする請求項8に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 10】

前記圧力補償器は
加圧下で油圧液を格納するチャンパーと、
前記チャンパーに格納された油圧液に圧力を加えるピストンと、
前記ピストンにバイアス力を作用させるスプリングと、
前記密閉油圧系統から油圧液を提供及び受け取るために前記チャンパーと前記密閉油圧
系統の間に連通を提供する開口部と、
を有することを特徴とする請求項 8 に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 11】

前記圧力補償器は、低流体指示計を含むことを特徴とする請求項 8 に記載の緩衝支柱の
収縮システム。

【請求項 12】

前記制御装置は、航空機の油圧供給流体を前記移送装置に導く弁を有することを特徴と
する請求項 1 に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 13】

前記移送装置は、供給側及び移送側を有するピストンを有し、前記ピストンの前記供給
側の有効圧力エリアは前記移送側の有効圧力エリアより小さいことを特徴とする請求項 1
に記載の緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 14】

着陸装置を展開する又は引込むために動く引込みアクチュエータを有する航空機の着陸
装置用の緩衝支柱の収縮システムであって、
伸長した長さで収縮した長さの間を可動であり、支柱シリンダ及び同軸上に取り付けら
れた支柱ピストンを有し、それにより、前記支柱シリンダと前記支柱ピストンの間に支柱
収縮室が画定される収縮支柱と、
前記引込みアクチュエータの動きから独立して油圧液を前記支柱収縮室に移送させ、前
記支柱収縮室から受け取る移送装置と、
前記移送装置が油圧液を前記支柱収縮室に移送させる又は前記支柱収縮室から受け取る
指示を行い、これによって前記支柱ピストンの位置を前記支柱シリンダ内で変化させる制
御装置と、
を有することを特徴とする緩衝支柱の収縮システム。

【請求項 15】

着陸装置は、前記着陸装置を展開する及び引込むために伸長した長さで引込まれた長さ
の間で可動の引込みアクチュエータを有し、
収縮支柱は、伸長した長さで収縮した長さの間を可動であり、前記収縮支柱は、支柱シ
リンダ及び同軸上に取り付けられた支柱ピストンを有することにより前記支柱シリンダと
前記支柱ピストンの間に支柱収縮室が画定される、航空機の着陸装置用の収縮支柱の長さ
を変化させる方法であって、
供給室と移送室が移送ピストンで分離された前記供給室及び前記移送室を有する移送シ
リンダ内で航空機の油圧系から供給室まで油圧液を移送し、
前記引込みアクチュエータの動きから独立して、油圧液を前記移送室から前記支柱収縮
室に移送し、前記支柱ピストンを伸長した位置から前記支柱シリンダ内の部分的に圧縮し
た又は収縮した位置に動かす、
ことを特徴とする収縮支柱の長さを変化させる方法。

【請求項 16】

前記移送室から前記支柱収縮室までの油圧液の移送は、前記着陸装置が前記航空機の胴
体内に引込まれる前に行われることを特徴とする請求項 15 に記載の収縮支柱の長さを変
化させる方法。

フロントページの続き

- (72)発明者 ウィリアム イー・ルース
アメリカ合衆国 テキサス州 76034 コリーヴィル, ジュニパー コート 5404
- (72)発明者 アダム ジェイ・ディツラー
アメリカ合衆国 テキサス州 76248 ケラー, ワゴン コート 9701

【外国語明細書】

SHRINKING SHOCK STRUT SYSTEM FOR RETRACTABLE LANDING GEAR

Field of the Invention

This invention relates in general to aircraft landing gear, and more particularly, to a shrinking shock strut system that causes a strut to shrink in length independent of the movement of a landing gear actuator that retracts the landing gear into the fuselage of the aircraft.

Background

In the design and manufacture of aircraft, it is generally desirable to minimize the space required by aircraft components. One approach to saving space is to shorten the length of the landing gear before or during retraction into a stowed position in the aircraft. The shortened length of the landing gear may be required by the initial design of an aircraft or may be desired to minimize design changes in future generations of an existing aircraft.

A prior art design for shortening the overall length of a strut during retraction is described in U.S. Pat. No. 5,908,174 to Churchill et al. The patent discloses a shrinking shock strut system that automatically shrinks the length of an aircraft landing gear strut during the landing gear's retraction into the aircraft. The shrinking shock strut system includes a hydraulic transfer cylinder that transfers hydraulic fluid into a strut shrink chamber while simultaneously driving pressurized gas from a gas spring chamber of the strut into the hydraulic transfer cylinder. The hydraulic transfer cylinder is physically integrated with a landing gear retract actuator such that a linear motion of a retract actuator effects an equal linear motion of the hydraulic transfer cylinder. In other words, the hydraulic transfer cylinder is mechanically linked to the landing gear retract actuator such that the hydraulic transfer cylinder cannot operate independently from the retract actuator, and thus the extension and shrinking of the landing gear strut is automatically effected during landing gear retraction and deployment. On deployment, a hydraulic lock on the transfer fluid in the strut shrink chamber is removed and the pressurized gas that was transferred to the transfer cylinder drives the transfer fluid from the strut shrink chamber back into the transfer

cylinder. As the transfer fluid exits the strut shrink chamber, the pressurized gas returns to the strut from the transfer cylinder and causes the strut to return to its extended length.

Other prior art designs provide a shrink actuator that is independent of the retract actuator but require a heavy and cumbersome mechanical linkage to exert an axial shrinking force on the strut sufficient to overcome the strut's internal pressurized gas bias and cause the strut to shrink. Such designs generally require high hydraulic fluid flow rates that may not be available from the aircraft's high pressure/low flow rate hydraulic system. Such designs may further require a larger landing gear envelope in the fuselage of the aircraft to accommodate the mechanical linkage and the shrink actuator.

Summary of the Invention

One aspect of the invention provides a shrinking shock strut system for use with aircraft landing gear that have a retract actuator, wherein the shrinking shock strut system operates independently from movement of the retract actuator. The shrinking shock strut system receives its power from an aircraft's hydraulic supply, but maintains a separation between the system's closed hydraulic circuit and the aircraft's hydraulic supply. Using a transfer device to "step-down" the hydraulic pressure, the shrinking shock strut system may provide a higher rate of hydraulic fluid flow to a shrink strut than that available from the aircraft's hydraulic supply. The shrinking shock strut system may be sufficiently compact and avoid the use of heavy mechanical linkage components used solely for shrinking the landing gear.

According to another aspect of the invention, a shrinking shock strut system may be provided for an aircraft landing gear having a retract actuator that is moveable in length to deploy or retract the landing gear that includes a shrink strut and a transfer device. The shrink strut may be moveable between an extended length and a shrunk length, and may include a strut cylinder and a strut piston mounted coaxially, wherein a strut shrink chamber is formed between the strut cylinder and the strut piston, and wherein an increase in the length of the strut shrink chamber causes a decrease in the length of the shrink strut. The system may include a transfer device configured to transfer hydraulic fluid to the strut shrink chamber independent of movement of the retract actuator, and may

further include a control device configured to direct aircraft hydraulic fluid to the transfer device to cause it to transfer hydraulic fluid to the strut shrink chamber.

According to another aspect of the invention, the transfer device may include a main cylinder defining a cylindrical chamber and a transfer piston mounted for reciprocal motion within the cylindrical chamber and dividing the cylindrical chamber into a transfer chamber and a supply chamber. The transfer piston may include a transfer pressure area that is in communication with the transfer chamber and a supply pressure area that is in communication with the supply chamber, wherein the transfer pressure area is larger than the supply pressure area.

According to another aspect of the invention, the shrinking shock strut system may use the aircraft's hydraulic supply flow rate in one conduit to drive a higher hydraulic fluid flow rate in a second closed system conduit.

According to another aspect of the invention, the transfer device can hydraulically lock the flow of hydraulic fluid between the transfer device and the strut thereby preventing the strut from returning to its extended length until desired. When commanded, the hydraulic lock on the transfer device can be released and the gas spring pressure of the shrink strut can be used to drive the fluid from the shrink chamber of the strut back into the transfer device.

According to another aspect of the invention, a hydraulic compensator may be provided to maintain a minimum pressure on the hydraulic fluid in the shrinking shock strut system and compensate for volume fluctuations in the hydraulic fluid due to leakage and variations in operating temperature. The compensator also may provide an indication in the event the volume of hydraulic fluid in the system becomes low.

According to another aspect of the invention, a method is provided for conveying hydraulic fluid into the strut for shrinking the strut.

According to another aspect of the invention, the transfer device may include a transfer cylinder including a transfer piston configured with a small effective pressure area on a hydraulic supply side of the transfer piston and a large effective pressure area on a transfer side of the transfer piston. So configured, a small high-pressure flow on the supply side of the transfer piston can drive a large low-pressure flow from the transfer side of the transfer piston

through a conduit and into the shrink strut. The transfer piston may be sealed against the inner wall of the transfer cylinder to separate and isolate the aircraft's hydraulic supply fluid from the shrinking shock strut system's volume of transfer fluid. A hydraulic supply and valving mechanism may be provided on the aircraft for supplying and directing hydraulic supply fluid to operate the transfer cylinder.

The foregoing and other features of the invention are hereinafter fully described and particularly pointed out in the claims, the following description, and the annexed drawings setting forth in detail one or more illustrative embodiments of the invention, such being indicative, however, of but one or a few of the various ways in which the principles of the invention may be employed.

Brief Description of the Drawings

FIGS. 1A and 1B are a pair of elevation views of an exemplary aircraft landing gear in accordance with the invention wherein FIG. 1A shows the landing gear fully extended and FIG. 1B shows the landing gear in a shrunk state.

FIG. 2 is an isometric view of an exemplary strut and transfer cylinder in accordance with the invention.

FIGS. 3A and 3B are a pair of elevation views in cross-section of an exemplary transfer cylinder in accordance with invention wherein FIG. 3A shows the transfer cylinder when the landing gear is in an extended or unshrunk state and FIG. 3B shows the transfer cylinder when the landing gear is in a shrunk state.

FIG. 4 is an elevation view in cross-section of an exemplary strut in accordance with the invention shown when the landing gear is in an extended or unshrunk state.

FIGS. 5A and 5B are a pair of elevation views in cross-section of a shrink chamber region of the strut of FIG. 4 wherein FIG. 5A shows the strut in an extended or unshrunk state and FIG. 5B shows the strut in a shrunk state.

FIG. 6 is a schematic hydraulic diagram of an exemplary landing gear shrinking shock strut system in accordance with the invention for shrinking a single landing gear.

FIGS. 7A and 7B are a pair of elevation views in cross-section of an exemplary compensator in accordance with the invention wherein FIG. 7A shows

the compensator when the shrinking shock strut system is full of fluid and FIG. 7B shows the compensator when the shrinking shock strut system is low on fluid.

Detailed Description

Referring now to the drawings, FIGS. 1A and 1B show an aircraft landing gear 10, depicted in a deployed and extended position in FIG. 1A, and including a strut 11 constructed in accordance with the invention. Landing gear 10 is of the type that attaches to the structure of an aircraft and is moveable between a deployed position and a retracted position. In the retracted position landing gear 10 is housed within the fuselage of the aircraft. One skilled in the art will readily understand that the invention herein disclosed can be adapted for use in conjunction with body mounted or nose mounted landing gear. In addition, the shrinking shock strut system can be included in laterally retracting as well as forward and aft retracting landing gear configurations.

In FIG. 1B, the landing gear 10 is shown in a deployed but shortened or "shrunk" position. In this position, the strut 11 has been shortened in length by a distance "d."

Referring now to FIGS. 1A and 1B in greater detail, landing gear 10 includes a hydropneumatic strut 11 including a strut piston 12 having an upper portion that is telescoped inside an open end of a strut cylinder 13. A wheel 14 is rotatably mounted to a lower portion of the strut piston 12. A trunnion shaft 15 is attached normally to an upper end portion of the strut 11. Each end of the trunnion shaft 15 includes a shaft journal that is rotatably mounted in a bushing attached to the structure of the aircraft. The landing gear 10 pivots about the axis of the trunnion shaft 15 to retract following takeoff and pivots in the opposite manner to deploy before landing the aircraft.

A trunnion clevis 16 extends from the outer diameter of the strut cylinder 13 providing an attachment point for a landing gear actuator 17. The landing gear actuator 17 is pinned at an actuator piston rod 18 extending from a first end to the trunnion clevis 16. A second end of the landing gear actuator 17 is pinned to the structure of the aircraft. Hydraulic fluid is provided by the aircraft to the landing gear actuator 17 to drive the landing gear 10 to the retracted and deployed positions.

To move the landing gear 10 from the deployed position to the retracted position, the landing gear actuator 17 compresses, driving the landing gear 10 about the axis of the trunnion shaft 15 to the retracted position. Before or during landing gear retraction, the strut piston 12 may be driven (by the shrinking shock strut system) into the strut cylinder 13 the distance "d" before the landing gear 10 is fully retracted into the aircraft fuselage. The details concerning the system for driving the strut piston 12 into the strut cylinder 13 are provided below. The landing gear actuator 17 continues to drive the landing gear 10 until it is positioned in the fully retracted position.

To move landing gear 10 from the retracted position to the deployed position, the landing gear actuator 17 extends, driving the landing gear 10 about the axis of the trunnion shaft 15 to the deployed position. Initially, as the landing gear 10 deploys, the strut piston 12 may remain withdrawn within the strut cylinder 13. Once the landing gear 10 clears the aircraft surrounding structure, the strut piston 12 may be driven by the shrinking shock strut system to extend the strut 11 to its fully extended length.

Turning to FIG. 2, the strut 11 of FIGS. 1A and 1B is shown isometrically with a transfer cylinder 19 secured to the strut cylinder 13. The transfer cylinder 19 is in fluid communication with the strut 11 via a transfer port 20 on the transfer cylinder, through a first conduit 21, and into a transfer inlet port 22 on the strut 11. One advantage of the shrinking shock strut system in accordance with the invention is that the transfer cylinder 19 may be located anywhere on the landing gear or aircraft so long as it can maintain fluid communication with the strut 11. A second conduit (not shown) provides fluid communication between the transfer cylinder 19 and the aircraft's hydraulic supply (not shown). Also shown in FIG. 2 is a compensator 23.

Referring now to FIGS. 3A and 3B, the transfer cylinder 19 is shown in cross section in two states of operation. FIG. 3A shows the transfer cylinder 19 in an extended position that corresponds to the strut 11 in an "un-shrunk" state. FIG. 3B shows the transfer cylinder 19 in a compressed position that corresponds to the strut 11 in a "shrunk and locked" state. Referring to FIG. 3A, the transfer cylinder 19 includes a main cylinder 30 forming a cylindrical chamber therein. A transfer piston 31 is reciprocally disposed within the cylindrical chamber and

includes two effective pressure areas, one on each side of the piston. The transfer piston 31 divides the cylindrical chamber into two chambers, namely, a transfer chamber 32 and a supply chamber 33. The transfer chamber 32 may be opened to the atmosphere through a bleed orifice 34, though in operation the transfer chamber 32 is a part of a closed hydraulic circuit and is filled with hydraulic fluid. The supply chamber 33 is a part of a second hydraulic circuit and is filled with hydraulic fluid provided by the aircraft's hydraulic supply. When the hydraulic supply fluid is provided by the aircraft under pressure to the supply chamber 33, the applied pressure acts against the effective pressure area of the transfer piston 31, urging the transfer piston 31 to expand the supply chamber 33 and contract the transfer chamber 32. This motion drives the hydraulic fluid out of the transfer chamber 32 and into the closed hydraulic circuit. Appropriate seals 35 are provided about the transfer piston 31 to maintain a separation of the hydraulic fluids in the transfer chamber 32 and the supply chamber 33, as can be readily appreciated by one skilled in the art.

The transfer chamber 32 is in fluid communication with the strut 11 through the closed hydraulic circuit via the transfer port 20 and a conduit 21 (see FIG. 2). As noted above, when the supply chamber 33 receives hydraulic fluid from the aircraft hydraulic supply, the transfer piston 31 moves to contract the transfer chamber 32 thereby displacing a specific volume of transfer fluid from the transfer chamber 32, through the transfer port 20 and into the strut 11 by way of the conduit 21. FIG. 3B shows the transfer cylinder 19 after the transfer piston 31 has displaced the entire volume of transfer fluid from the transfer chamber 32.

When the transfer piston 31 is positioned within the main cylinder 30 such that it has fully displaced the volume of transfer fluid, a locking mechanism 36 engages to close and lock the transfer piston 31, providing a hydraulic block on the transfer port 20 such that the volume of transfer fluid cannot reenter the transfer chamber 32. The transfer piston 31 is configured to cooperate with the locking mechanism 36 to effect the engagement. Those skilled in the art of actuation locking mechanisms would be able to introduce such a lock and the exemplary system does not depend on any particular variety.

Also shown in FIGS. 3A and 3B is an unlock port 37 located at an upper portion of the main cylinder 30 and adjacent the transfer port 20. The unlock port

37 is in fluid communication with the aircraft's hydraulic power supply via a conduit (not shown). To unlock and open the transfer port 20, a valve (not shown) directs a pressure (P_{unlock}) from the aircraft's hydraulic supply to the unlock port 37 to displace an unlocking pin 38 and release the locking mechanism 36.

The supply chamber 33 is in fluid communication with the aircraft's hydraulic supply via a shrink port 39, and a conduit (not shown). The shrink port 39 is located on a portion of the main cylinder 30 opposite the transfer piston 31 from the transfer port 20 such that it is in fluid communication with the supply chamber 33 and not in fluid communication with the transfer chamber 32. The transfer piston 31 and seals 35 separate the transfer chamber 32 from the supply chamber 33 such that they are not in fluid communication. This separation prevents the volume of transfer fluid from entering and affecting the aircraft's hydraulic power supply and prevents the hydraulic power supply from affecting the closed hydraulic circuit of the shrinking shock strut system.

In operation, the transfer cylinder 19 responds to a relatively high pressure and low flow rate hydraulic fluid input from the aircraft's hydraulic system to transfer or provide a lower pressure and higher flow rate hydraulic fluid output to the strut 11 to reduce the length of the strut 11. The aircraft's hydraulic supply applies a pressure (P_{supply}) at the shrink port 39 and hydraulic fluid enters into the supply chamber 33. When the effective force applied to the piston 31 from the supply chamber 33 (P_{supply}) is greater than an effective force applied to the piston 31 from the transfer chamber 32 (P_{shrink}), the transfer piston 31 moves to increase the size of the supply chamber 33 and contract the size of the transfer chamber 32, thereby displacing a volume of transfer fluid through the transfer port 20 and into the strut 11 to shrink it for retraction into the fuselage.

When the landing gear is again deployed, the aircraft's hydraulic supply may reduce the pressure applied at the shrink port 39 (now P_{return}) and applies an unlock pressure at the unlock port 37 (P_{unlock}) causing the locking mechanism 36 to release, thereby removing the hydraulic block on flow through transfer port 20. If the reduced pressure applied at the shrink port 39 (P_{return}) results in an effective force on the piston 31 that is below the effective force applied by a pressure in the closed hydraulic circuit (P_{gas}), then the volume of transfer fluid will return to the transfer chamber 32 via the transfer port 20 and return the transfer piston 31 to its

original position. The pressures (P_{return}) and (P_{gas}) are discussed below with reference to FIG. 6.

Turning now to FIG. 4, a cross-section of the strut 11 is shown in a fully extended position as is the case after takeoff but prior to retraction. As can be seen, the transfer cylinder 19 (shown secured to the strut 11) is in an extended state indicating that the volume of transfer fluid resides in the transfer chamber 32. The strut piston 12 is reciprocally received within the strut cylinder 13 in a concentric relationship with and between the strut cylinder 13 and an orifice support tube 40. A lower strut bearing 41 is received within the open end of the strut cylinder 13 against which the strut piston 12 slides. An upper strut bearing 42 is attached to the end portion of the strut piston 12 within the strut cylinder 13 sliding against its interior. A gas spring chamber 43 is formed within the interior section of the cylinder 13, piston 12, and capped by the lower strut bearing 41. The gas spring chamber 43 is pressurized with gas at a pressure (P_{gas}), which varies with the temperature and degree of insertion of the strut piston 12 into the strut cylinder 13. A shrink piston 44 and a set of spacers 45 are disposed between the interior bore of the strut cylinder 13, the strut piston 12, the upper strut bearing 42, and the lower strut bearing 41, allowing the strut piston 12 to extend a predetermined distance. At full strut extension, the upper strut bearing 42, shrink piston 44, a set of spacers 45, and lower strut bearing 41 are forced into contact due to the bias caused by the gas pressure (P_{gas}) within the gas spring chamber 43.

A strut shrink chamber 46 is formed between the shrink piston 44, the strut cylinder 13, the strut piston 12, and the lower bearing 41. The strut shrink chamber 46 is in fluid communication with the transfer inlet port 22 and is filled with hydraulic fluid. In FIG. 4 the strut 11 is shown unshrunk. In this state, the shrink chamber 46 has a minimum volume. The shrink chamber 46 is in fluid communication with the transfer chamber 32 of the transfer cylinder 19 via a conduit 21 (shown schematically) and the volume of transfer fluid may be transferred from the transfer chamber 32 to the shrink chamber 46 when the transfer chamber force on the shrink piston 44 exceeds the force applied to the opposite side of the shrink piston 44 (resulting from P_{gas} and other externally applied forces).

The gas spring pressure of the strut 11 varies with the compression of the piston 12 into the cylinder 13, as in the case when the aircraft lands or is taxiing across the airfield. In such a case, the pressurized gas in the gas spring chamber 43 is further compressed as the strut 11 absorbs the energy of the loads exerted upon it. The shrink piston 44 may remain in contact with the lower strut bearing 41 and a rebound chamber 47 is established between the upper strut bearing 42 and the shrink piston 44. As the strut piston 12 again extends, the fluid in the rebound chamber 47 slows the piston 12 extension rate with increased pressure which is exerted against the shrink piston 44 keeping it in contact with the lower bearing 41.

Turning to FIGS. 5A and 5B, detailed cross-sectional views of the strut 11 are shown in two states: unshrunk (FIG. 5A) and shrunk (FIG. 5B). In FIG. 5A, the shrink piston 44 is shown disposed between the lower bearing 41 and the rebound chamber 47. In response to the movement of the transfer piston 31, the volume of hydraulic fluid in the transfer chamber 32 flows through the transfer inlet port 22 into the strut shrink chamber 46. The fluid pressure in the strut shrink chamber 46 is sufficient to force the shrink piston 44, spacers 45, upper strut bearing 42, and strut piston 12 to withdraw into the strut cylinder 13 a distance "d."

FIG. 5B illustrates a fully shrunk state wherein the shrink chamber 46 has expanded to accommodate the volume of transfer fluid transferred from the transfer chamber 32. As mentioned previously, once the transfer piston 31 has displaced the volume of fluid from the transfer chamber 32, the locking mechanism 36 is engaged thus locking transfer piston 31 which blocks flow through transfer port 20 such that the volume of transfer fluid is hydraulically "locked" in the shrink chamber 46.

Turning now to FIG. 6, a control device such as an exemplary aircraft sequence valve 60 commands the aircraft's hydraulic supply to (1) shrink the strut 11 and independently (2) retract the landing gear 10. The sequence valve 60 which directs hydraulic supply pressure and return pressure to the transfer cylinder 19 is in fluid communication with the supply chamber 33 of the transfer cylinder 19 through a conduit 61 and supply port 39. The sequence valve 60 is also in fluid communication with the locking mechanism 36 through a conduit 62 and unlock port 37. As noted above, the conduit 21 provides fluid communication

between the strut shrink chamber 46 and the transfer chamber 32. An appropriate hydraulic supply system (not shown) including, for example, a hydraulic pump and fluid reservoir, is necessary to supply the sequence valve 60. While the example of sequence valve 60 is shown and described, control devices are well known in the art and the invention is not dependent on the use of any particular control device.

In accordance with the invention, the shrinking shock strut system is controlled independently of the landing gear actuator 17. It is noted, however, that the sequence valve 60 may operate the shrinking shock strut system described herein before or during landing gear retraction and may return the strut to its original length during or after landing gear deployment.

Applying a numerical example to the schematic in FIG. 6, an aircraft hydraulic supply may be provided at a relatively high pressure (e.g., 4000 psi) but with a relatively low flow rate (e.g., 3.0 GPM) available. Such a low flow rate may not provide the volume of flow required to fill the shrink chamber 46 of the strut 11 in a given period of time between the pilot's input and the landing gear's retraction into the fuselage of the aircraft. When, however, the high supply pressure is provided to the transfer cylinder 19, it acts on a small effective pressure area of the transfer piston 31. The opposing side of the transfer piston 31 has a much larger effective area and—when the piston 31 is in motion—it drives a much larger transfer fluid flow rate (e.g., 6.5 GPM per landing gear – 13 GPM for left and right landing gear) from the transfer chamber 32 at a lower pressure (e.g., less than 2000 psi). For returning the strut 11 to its unshrunk or extended length, the aircraft sequence valve 60 ensures that the supply shrink pressure (P_{supply}) is removed or reduced (P_{return}), and further applies an unlocking pressure (P_{unlock}) via conduit 62 to the unlock port 37. This combination of inputs operates to release the locking mechanism 36 and unblock flow through transfer port 20 to allow the gas spring pressure (P_{gas}) of the strut to drive the shrink piston 44 to contract the shrink chamber 46 and return the volume of transfer fluid to the transfer chamber 32.

The shrinking shock strut system in accordance with the invention relies on transferring a specific volume of transfer fluid from the transfer chamber 32 to the shrink chamber 46. Compressibility and in-service temperature variations may

affect the effective fluid volume in the system. To compensate for such fluctuations, the compensator 23 is added to the system's hydraulic schematic shown in FIG. 6. The compensator 23 provides an additional volume of fluid to the system to compensate for the factors listed above and further maintains a nominal pressure on the fluid in the conduits of the system and provides an indication when the fluid level in the system becomes low and maintenance is required.

Turning to FIGS. 7A and 7B, an exemplary compensator 23 is shown in cross-section in two states of operation. FIG. 7A shows the compensator 23 when it is full of hydraulic fluid. FIG. 7B shows the compensator 23 when the shrinking shock strut system is low on hydraulic fluid. The compensator 23 includes a main cylinder 70 that forms a cylindrical cavity having two ends. At a first end of the cavity is a fluid chamber 71 that is in fluid communication with the shrinking shock strut system's hydraulic circuit via a port 72. Between the fluid chamber 71 and a second end of the cylindrical cavity is a piston 73 that maintains a seal against an interior wall of the cylindrical cavity. On a side of the piston 73 opposite the fluid chamber 71 is a spring 74 exerting a preloaded bias force against piston 73 for maintaining a nominal pressure on the fluid in the fluid chamber 71. In the example shown the spring is a mechanical coil spring. Any spring, however, that provides a bias force against the piston 73 and thus a pressure in the fluid in the fluid chamber 71 may be used. Examples include a compressed gas spring or a different mechanical spring configuration.

In the example shown in FIGS. 7A and 7B, the compensator 23 also includes a low fluid visual indicator 75 by way of adding an extension 76 to the piston 73 that extends through an orifice 77 at the first end of the cylindrical cavity when the spring 74 pushes the piston 73 through the fluid chamber 71. The presence of the indicator 75 through the orifice 77 indicates that the fluid chamber 71 is marginally filled or empty. This visual indication provides the aircraft maintenance crew a simple check as to whether the shrinking shock strut system has lost fluid or otherwise requires maintenance. A sensor could also be added to provide an electronic indication to a maintenance computer along with (or instead of) the visual indication.

It is further noted that the exemplary compensator 23 may be packaged and located anywhere in the aircraft, the transfer cylinder 19, or the strut 11.

Although the invention has been shown and described with respect to a certain preferred embodiment or embodiments, it is obvious that equivalent alterations and modifications will occur to others skilled in the art upon the reading and understanding of this specification and the annexed drawings. In particular regard to the various functions performed by the above described elements (components, assemblies, devices, compositions, etc.), the terms (including a reference to a "means") used to describe such elements are intended to correspond, unless otherwise indicated, to any element which performs the specified function of the described element (i.e., that is functionally equivalent), even though not structurally equivalent to the disclosed structure which performs the function in the herein illustrated exemplary embodiment or embodiments of the invention. In addition, while a particular feature of the invention may have been described above with respect to only one or more of several illustrated embodiments, such feature may be combined with one or more other features of the other embodiments, as may be desired and advantageous for any given or particular application.

1. A shrinking shock strut system for an aircraft landing gear having a retract actuator that is moveable in length to deploy or retract the landing gear, comprising:

a shrink strut that is moveable between an extended length and a shrunk length, the shrink strut including a strut cylinder and a strut piston mounted coaxially, wherein a variable length strut shrink chamber is formed between the strut cylinder and the strut piston, and wherein an increase in the length of the strut shrink chamber causes a decrease in the length of the shrink strut;

a transfer device configured to transfer hydraulic fluid to the strut shrink chamber independent of movement of the retract actuator; and

a control device configured to cause the transfer device to transfer hydraulic fluid to the strut shrink chamber.

2. A shrinking shock strut system for an aircraft landing gear having a retract actuator that moves to deploy and retract the landing gear, comprising

a shrink strut that is moveable between an extended length and a shrunk length, including a strut cylinder and a strut piston mounted coaxially, thereby defining a strut shrink chamber between the strut cylinder and the strut piston;

a transfer device configured to transfer and receive hydraulic fluid to and from the strut shrink chamber independent of movement of the retract actuator; and

a control device configured to direct the transfer device to transfer or receive hydraulic fluid to or from the strut shrink chamber, thereby causing the strut piston to change its position within the strut cylinder.

3. The shrinking shock strut system according to claims 1 or 2, wherein the transfer device comprises:

a main cylinder defining a cylindrical chamber therein; and

a transfer piston mounted for reciprocal motion within the cylindrical chamber and dividing the cylindrical chamber into a transfer chamber and a supply chamber;

wherein the transfer piston comprises a transfer pressure area that is in communication with the transfer chamber and a supply pressure area that is in communication with the supply chamber; and

wherein the transfer pressure area is larger than the supply pressure area.

4. The shrinking shock strut system according to claim 3, further comprising:
a first conduit configured to establish closed fluid communication between the transfer chamber and the strut shrink chamber; and
a second conduit configured to establish fluid communication between the supply chamber and an aircraft hydraulic system.
5. The shrinking shock strut system according to any of the above claims, wherein the transfer device further comprises a locking mechanism
6. The shrinking shock strut system according to claim 5, wherein the locking mechanism is configured to hydraulically lock the hydraulic fluid in the first conduit.
7. The shrinking shock strut system according to claims 5 or 6, further comprising a third conduit configured to establish fluid communication between the locking mechanism and an aircraft hydraulic system.
8. The shrinking shock strut system according to claims 4-7, further configured to provide a higher fluid flow rate to the strut shrink chamber through the first conduit than the fluid flow rate it receives from the aircraft supply through the second conduit.
9. The shrinking shock strut system according to any of the above claims, further comprising a pressure compensator and wherein the strut shrink chamber, the transfer device, and the pressure compensator are in communication with a closed hydraulic system, and the pressure compensator is configured to maintain a minimum pressure in the closed hydraulic system.

10. The shrinking shock strut system according to claim 9, wherein the pressure compensator is further configured to provide additional hydraulic fluid to the closed hydraulic system to account for variations in fluid volume.
11. The shrinking shock strut system according to claims 9 or 10, wherein the pressure compensator comprises:
 - a chamber configured to store hydraulic fluid under pressure,
 - a piston configured to apply pressure to hydraulic fluid stored in the chamber,
 - a spring configured to exert a biasing force on the piston, and
 - a opening providing communication between the chamber and the closed hydraulic system configured for providing and receiving hydraulic fluid from the closed hydraulic system.
12. The shrinking shock strut system according to claims 9-11, wherein the pressure compensator comprises a low fluid indicator.
13. The shrinking shock strut system according to any of the claims above, wherein the control device comprises a valve for directing aircraft hydraulic supply fluid to the transfer device.
14. The shrinking shock strut system according to any of the claims above, wherein the transfer device comprises a piston having a supply side and a transfer side, and wherein an effective pressure area on the supply side is smaller than an effective pressure area on the transfer side.
15. A method for changing the length of a shrink strut for an aircraft landing gear wherein the landing gear includes a retract actuator that is moveable between an extended length and a retracted length for deploying and retracting the landing gear and wherein the shrink strut is moveable between an extended length and a shrunk length and the shrink strut includes a strut cylinder and a strut piston mounted coaxially, thereby defining a strut shrink chamber between the strut cylinder and the strut piston, comprising:

conveying hydraulic fluid from an aircraft's hydraulic system to a supply chamber in a transfer cylinder having a supply chamber and a transfer chamber wherein the supply chamber and the transfer chamber are separated by a transfer piston; and

conveying hydraulic fluid from the transfer chamber cylinder, independent of any movement of the retract actuator, to the strut shrink chamber thereby causing the strut piston to move from an extended position to a partially compressed or shrunk position within the strut cylinder.

16. The method according to claim 15, wherein conveying hydraulic fluid from the transfer chamber cylinder to the strut shrink chamber is performed prior to the landing gear being retracted into a fuselage of the aircraft.

A shrinking shock strut system for an aircraft landing gear having a retract actuator that is moveable in length to deploy or retract the landing gear, that includes a shrink strut and a transfer device. The shrink strut may be compressed in length for stowage in the fuselage. The transfer device may be in closed fluid communication with the strut shrink for transferring and receiving hydraulic fluid to and from the strut shrink. When actuated by an aircraft hydraulic system independent of any motion of the retract actuator, the transfer device may drive hydraulic fluid to the strut shrink thereby compressing or shrinking the shrink strut to a partially compressed length.

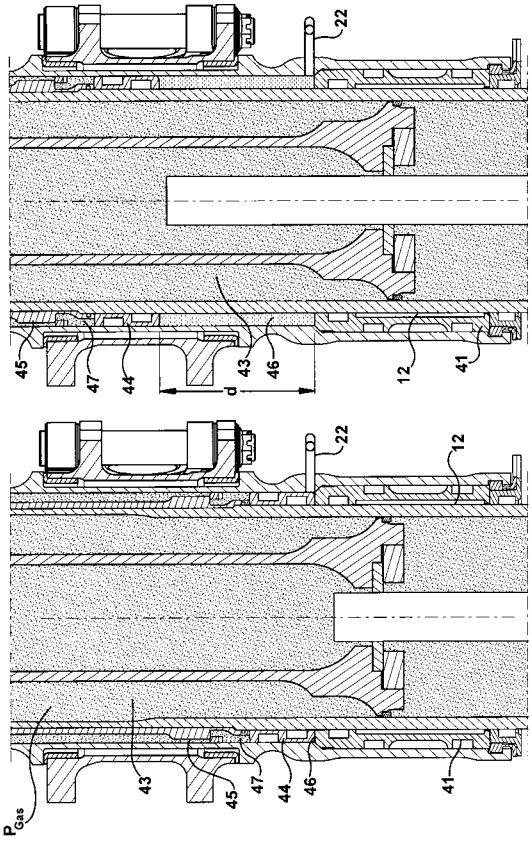


Fig. 5B

Fig. 5A

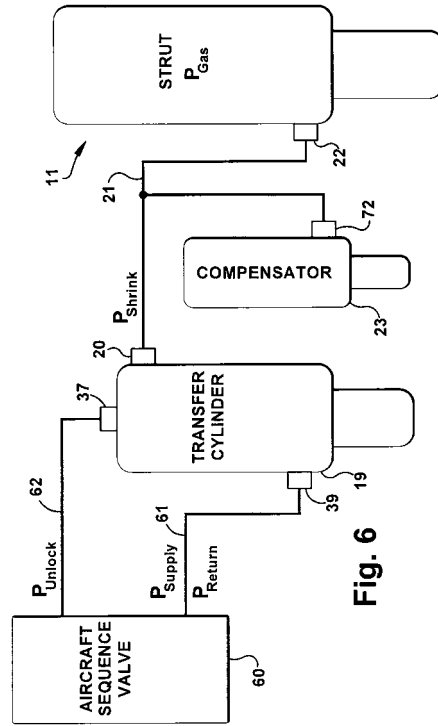


Fig. 6

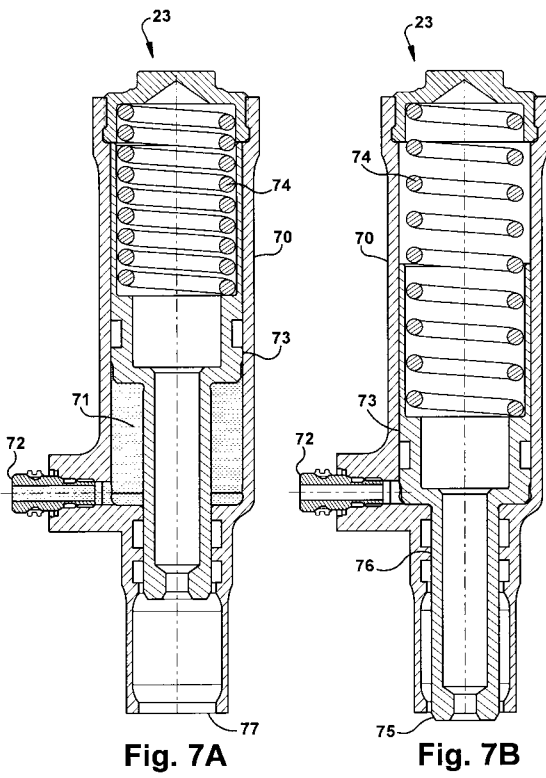


Fig. 7A

Fig. 7B