(19)日本国特許庁(JP)　(12)特　許　公　報(B2)　(11)特許番号
特許第3554896号
(P3554896)
(45)発行日　平成16年8月18日(2004.8.18)　(24)登録日　平成16年5月21日(2004.5.21)

(51)Int.Cl.[7]	F I		
B64D 29/06	B64D	29/06	
F02C 7/00	F02C	7/00	F
F16B 2/10	F16B	2/10	Z

請求項の数 3　(全 7 頁)

(21)出願番号	特願平6-525386
(86)(22)出願日	平成6年1月19日(1994.1.19)
(65)公表番号	特表平8-510193
(43)公表日	平成8年10月29日(1996.10.29)
(86)国際出願番号	PCT/US1994/000760
(87)国際公開番号	WO1994/026591
(87)国際公開日	平成6年11月24日(1994.11.24)
審査請求日	平成13年1月19日(2001.1.19)
(31)優先権主張番号	061,887
(32)優先日	平成5年5月14日(1993.5.14)
(33)優先権主張国	米国(US)

(73)特許権者
ユナイテッド　テクノロジーズ　コーポレイション
アメリカ合衆国コネチカット　０６１０１　ハートフォード　ユナイテッド　テクノロジーズ　ビルディング（番地なし）
(74)復代理人
弁理士　朝倉　勝三
(72)発明者　プロッサー　ハロード　ティー
アメリカ合衆国コネチカット　０６０６６　バーノン　ピーオーボックス　２５０２
(72)発明者　フォーシス　ジョセフ　エル
アメリカ合衆国コネチカット　０６４２４　イースト　ハンプトン　クォーリー　ヒル　ロード　３４５
最終頁に続く

(54)【発明の名称】ナセル装置

(57)【特許請求の範囲】
【請求項１】
支持構体（14）と、
この支持構体に各々軸線（34）を有するヒンジ（32）で取付けられている２つの外方カウルクラムシェルドアにより形成された外方カウル（26）と、
この外方カウル内に外方カウルにより同心的に支持されていると共に、外方カウルの後方へ軸方向に延びて、開閉するときには前記ヒンジの軸線まわりを枢動し、かつ２つの上方象限部と２つの下方象限部とを有する２つの内方カウルクラムシェルドア（30）により形成されている内方カウル（24）と、
前記内方及び外方カウル内の中心に設けられたエンジン（10）と、
前記内方カウルクラムシェルドアの各々に設けられ、アーチ形の上方リンク（44）と下方リンク（50）とを包含するラッチバンド（38）と、
前記エンジンの頂部に設けられたラッチバンドアンカー（40）と、
下方象限部で前記下方リンクの各々に取付けられて、下方リンクを伸張状態にするラッチ（52）と、
を包含し、前記上方リンクは前記アンカーに枢動自在（46）に取付けられ、また前記下方リンクは前記上方リンクに枢動自在（48）に取付けられて、前記内方カウル内を周方向に滑動自在であると共に、前記内方カウルが閉じた位置であるときは下方象限部に延びることを特徴とするナセル装置。
【請求項２】

請求項１記載のナセル装置において、更に、前記外方カウルの後方位置における前記エンジンの外周まわりに設けられたエンジン荷重分担表面（42）と、前記内方カウルの内周まわりに設けられて、前記エンジン荷重分担表面（42）と組合い自在なカウル荷重分担表面（55）とを包含し、前記内方カウルクラムシェルドアの各々に設けられている前記ラッチバンド（38）は前記外方及び内方カウルが閉じ位置であるときに前記エンジン荷重分担表面と前記カウル荷重分担表面とを予荷重接触の状態に維持するラッチバンドから成る、ナセル装置。

【請求項３】

請求項２記載のナセル装置において、前記上方リンク（44）はそのＴ形の総断面を形成するふたつの一体のフランジから成る、ナセル装置。

【発明の詳細な説明】

技術分野

本発明は、航空機エンジンナセルに関し、更に詳細には、固定構体の後方端に設けられて、カウル／エンジン荷重分担を容易にするカウルラッチバンド装置に関する。

発明の背景

ガスタービンエンジンは、例えばパイロンのような支持構体により航空機に取付けられている。そして、ナセルがエンジンを囲んで囲いシェルターを形成し、この囲いシェルターは空気力学的は外形とされて航空機の飛行中におけるドラグを減少している。ナセルは、通常、パイロン及びエンジンによりそれぞれ一部分が支持されている。

ナセルは、カウリングとして知られている取外し自在な金属及び／又はコンポジットカバリングを有する。カウリングは、ファンダクトレバーサ又は外方カウルと、コア又は内方カウルとを包含する。これらカウルの各々は、頂部がヒンジで取付けられた一対のクラムジェルドアを有する。これらの各ドアは開くことができ、これによりエンジンを点検整備するためのアクセス口を提供する。

しかして、大径の外方カウル及び小径の内方カウルは、従来一般には、軸方向に分割されている。したがって、各クラムシェルドアを開くためには、各カウルの頂部にヒンジ線を設けなければならない。

しかしながら、最近、外方カウルの内部に取付けられる正面端を有して、外方カウルにより支持される内方カウルを用いるようにした設計が採用されている。このような設計によると、ナセルに対して追加の剛性を提供し、内方カウルがエンジンに載って荷重を分担できるようにする。したがって、これにより、エンジンの曲げを制限し、ケーシングの変形及び翼のこすれを減少できる。しかしながら、このような設計によると、内方及び外方の２つのカウルを、外方カウルにより確立されているヒンジ線のまわりに一緒に開かなければならない。そして、内方カウルは、それから、内方カウル自体に設けられていないヒンジ点まわりを回転する。

また、内方カウルクラムシェルドアは、所望する量の荷重分担を提供するためには、閉じられた後にエンジンに緊密に固着しなければならない。そのひとつの方法は、各内方カウルクラムシェルドアをその頂部で支持構体に取付けると共に、２つの内方カウルクラムシェルドアを一緒にその底部で掛止めすることである。しかしながら、各内方カウルクラムシェルドアの頂部に取付けられたラッチは、現在の航空機エンジンの大きさ及び位置のために、地上の人間の手が届くのは困難である。また、他の幾つかの設計が、上方象限部における掛止めのために改良されている。しかしながら、これらの設計はすべてアクセスが困難であるという同じ問題を有している。したがって、航空機は、内方カウルラッチに人間の手が届かず又は内方カウルラッチが係合しているか見ることができないことから、内方カウルラッチが閉じられていない状態で飛行することがある。その結果、エンジンの過剰な変形及び翼のこすりが生じ、これにより性能効率が減少すると共に、エンジンの寿命が短くなる。

また、米国特許第4,549,708号は、内方カウルの底部から作動可能であって、支持構体への掛止め及び掛外しを遠隔的に制御できるケーブル装置を開示している。このケーブル装置において、囲みカウル内に設けられているケーブルは、ラッチの係合及び引張荷重を維

持するために使用される。そして、このケーブルへの荷重が解放されると、ラッチ機構内のばねがラッチを支持構体から掛け外す。したがって、ラッチは、内方カウルクラムシェルドアが開くと、内方カウルに乗ることが自由である。内方カウルクラムシェルドアが閉じられると、ラッチはつかもうとするピンに隣接して位置され、ケーブルにテンションがかけられると閉じられる。

しかしながら、このようなケーブル装置は有益な手段ではない。なぜなら、ケーブルを潤滑しなければならず、潤滑油がコークスになるとケーブルが動かなくなってしまう。また、ケーブルに圧縮荷重をもたらすのができないために、ハット区域内における案内が必要とされる。更に、このケーブル装置は、ばねにより掛外しするので、内方カウルクラムシェルドアを開くことが所望されるたびごとにハンギングアップが生じる可能性がある。更に、荷重容量が制限される。

発明の概要

支持構体は、２つの外方カウルクラムシェルドアにより形成された外方カウルを担持する。各外方カウルクラムシェルドアは、軸方向に延びる列で支持構体にヒンジで取付けられている。この軸方向に延びる列は、軸方向に延びる線すなわち軸線と呼ばれる。また、内方カウルは２つの内方カウルクラムシェルドアにより形成されている。各内方カウルクラムシェルドアは、外方カウル内にこの外方カウルにより同心的に支持されている。これらの内方カウルクラムシェルドアは、外方カウルの後方へ延びている。外方及び内方カウルクラムシェルドアがすべて開かれるときには、２つの内方カウルクラムシェルドアは外方カウルに担持されながら、外方カウルの軸線まわりを枢動する。

エンジンは内方及び外方カウル内の中心に設けられている。エンジンは、好適には、その後方端における外周部に荷重分担表面を有し、この荷重分担表面は内方カウルの荷重分担表面と係合自在である。また、内方カウルクラムシェルドアの各々に設けられているラッチバンドは、内方カウルが閉じた位置であるときに上記２つの荷重分担表面を予荷重接触の状態に維持するように設けられている。更に、ラッチバンドアンカーがエンジンの頂部に設けられ、このアンカーにラッチバンドが取付けられている。

各ラッチバンドの頂部は、アンカーに枢動自在に取付けられているアーチ形の上方ラッチから成る。この上方ラッチは、内方カウル内を周方向に滑動自在であって、座屈（バックリング）なしに圧縮荷重をもたらすことができる構造である。

また、下方ラッチが、上方ラッチに枢動自在に取付けられて、内方カウル内を周方向に滑動自在であり、多少の圧縮荷重をもたらすことができる。この下方ラッチは下方象限部まで延び、好適には、この下方象限部で内方カウルのハット構体に固着することができる。また、２つの内方カウルクラムシェルドアは、それらの底部で一緒に掛止めされる。

内方カウルが閉じられた状態において、引張荷重経路は上方アンカーから一方の側の上方ラッチ及び下方ラッチを通り、それから、一方の内方カウルクラムシェルドアのハット構体を通る。その後、引張荷重経路は、底部ラッチを通して他方の内方カウルクラムシェルドアに、それから、ハット構体及び他方の内方カウルクラムシェルドアの下方及び上方ラッチで通ってアンカーに戻る。

内方カウルが開かれても、ラッチバンドはアンカーに取付けられたままである。ラッチバンドは、内方カウル内を周方向に滑動する。ラッチバンドは、内方カウルクラムシェルドアを閉じるときには圧縮荷重を受けて後方に付勢される。

【図面の簡単な説明】

図１は、航空機に装着されたナセルの等角投影図である。

図２は、該ナセルの側面図である。

図３は、該ナセルの端面図であって、一部が断面で表わされ、かつ開き位置が想像線で示されている。

図４は、該ナセルのラッチバンド組立体の開き順序を示す端面図である。

図５～図９は、図４のラッチバンド組立体の５－５線～９－９線に沿う断面図である。

好適な実施例の説明

図１には、軸流ターボファン型のタービンエンジン10が示されている。そして、エンジン

10の上を航空機の翼12が延びている。翼12は、エンジン10に係合するパイロン又は支持構体14を包含する。パイロン14は第１の側部16と第２の側部18とを有する。ナセル20は、エンジン10を取り囲み、パイロン14がエンジン10を航空機の翼12に支持すると共に位置決めするのを助ける。

図１及び図２に示されるように、ナセル20はその後部端に後部本体22を有し、この後部本体22は開くことができない。また、ナセル20は、ヒンジ式の内方カウル24（２つ内方カウルクラムシェルドア30により形成されている）及びヒンジ式の外方カウル26（２つの外方カウルクラムシェルドアにより形成されている）を有する。壁28が、これら２つのカウル24と26とを接続している。すなわち、この壁28は内方カウル24の上流端をこの内方カウル側へ延びる外方カウル26の後部に接続する。

複数のヒンジ32は、軸方向に整列されてヒンジ線34を形成し、このヒンジ線34の延長線36が図２に示されている。外方カウル26の２つのカウルクラムシェルドアが開かれるにつれて、これらの外方カウルクラムシェルドアはヒンジ線34のまわりに開く。各外方カウルクラムシェルドアは内方カウル24の各内方カウルクラムシェルドア30を担持し、これらの内方カウルクラムシェルドア30もまた同じヒンジ線、すなわちヒンジ線32の延長線36のまわりに開かられる。このような回転、すなわち内方カウル24の構体の外側の箇所をまわる回転は、ラッチバンド38の作動に関して問題を生じさせる。このラッチバンド38の機能は、内方カウルがエンジンに荷重分担表面を介して緊密に接触する状態を維持することにある。

図３は、ナセルの一部を断面にしてアンカー又はサドル40に固着されているラッチバンド38の位置を示す断面図である。そして、この図３には外方及び内方カウルクラムシェルドアがヒンジ線36のまわりに開閉する作用が示されている。

サドル40は、エンジンのＴ形リング42（図５を参照）に固着されている。このＴ形リング42に関してのサドル40の制限された量の滑りは、この位置でエンジンとナセルとの間の内部エンジントルクによる相対ねじりに順応するために許容される。この動きは、2cmの動きを許容するストップ部によって止められる。ラッチバンドのアーチ形の上方リンク44は、サドル40のピボット46に枢動自在に取付けられている。図４に示されるように、この上方リンク44は第２のピボット接続部48へアーチ形に延びており、この第２のピボット接続部48で上方リンク44はアーチ形の下方リンク50は結合されている。この下方リンク50は、下方象限部にまで延びており、この下方象限部にはラッチ52がラッチバンド38を伸張状態にするためにピン54と係合するように設けられている。

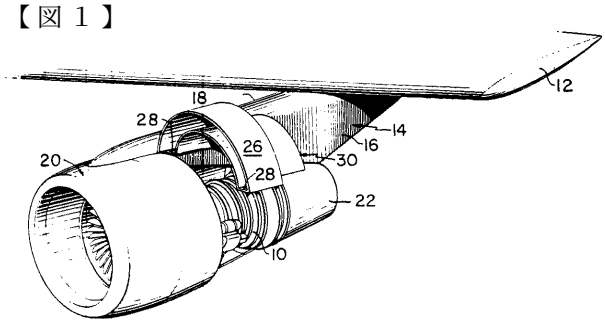
ナセルの前方端は、エンジンの周方向Ｖ形溝内に嵌合する。ラッチバンドの位置でエンジンのＴ型リング42とナセルとが当接することにより、ナセルが荷重を分担し、エンジンの曲りを防止する。摩耗表面60を担持する荷重分担表面55（図７を参照）は、軸方向エンジン膨張を許容すると共に、エンジンの曲りを阻止する。ピン54は、この引張周方向荷重をハット区域56に伝達する。引張周方向荷重は、それから、このハット区域56の構体を通して、２つの内方カウルクラムシェルドア30を一緒に結合している下方の底部ラッチ58に伝わる。

図５は、図４の５－５線断面図であって、ラッチバンドの上方リンク44のラッチバンドアンカー40への接続状態を示す。また、図６は図４の６－６線断面図であって、上方リンク44のハット区域56への接続状態を示す。この上方リンク44は、図６に示されるように、そのＴ形の総断面を形成するふたつの一体のフランジから成る。したがって、上方リンク44は、内方カウルクラムシェルドアの閉じ中に生じるその剛性のふたつの方向、すなわち、図６に矢印で示されるように、ふたつの一体のフランジの直交する長手方向軸線の方向への曲りに非常に堅い断面を有する。

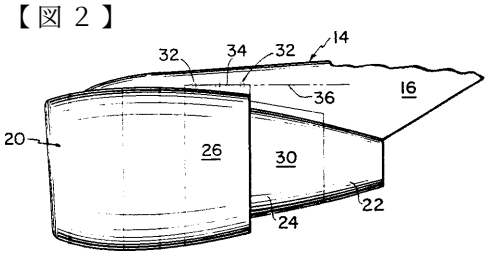
図７は、図４の７－７線断面図であって、上方リンク44と下方リンク50との接続状態を示すと共に、ハット区域56に設けられた複数の突起68を示す。これらの突起68は、ラッチバンドが内方カウルクラムシェルドアの閉鎖中圧縮状態の下であるときに、ラッチバンドをハット区域の内径部に維持するのを助ける。また、図７には、Ｔ形リンク42がハット区域の摩耗表面60に滑動自在に当接している状態が示されている。

図８は、図４の８－８線に沿う下方リンク50の断面図である。
図９は、図４の９－９線に沿う下方リンク50の断面図であって、重量を節約するために、ラッチバンドが周方向曲り方向における剛性が小さくされていることを示している。
図３に想像線で示されているように、内方カウルクラムシェルドア30はピボット軸36のまわりを回転することにより開かれる。下方の底部ラッチ58（図４を参照）及びサイドのバンドラッチ52は最初は非接続とされている。内方カウルクラムシェルドアが開かれても、上方リンク44はピボット軸46でサドル40に接続されたままである。上方リンク44及び下方リンク50は内方カウル、すなわち内方カウルクラムシェルドア30内を周方向に滑動し、ピボット軸48はドア30の完全な開き位置で内方カウルの外側に動く。
内方カウルクラムシェルドア30を閉じるときには、ラッチバンド38はよじれることなしに多少の圧縮荷重を受け、その結果ラッチバンドはバンドラッチ52のところまで下へ滑動する。バンドラッチ52及びその後は底部ラッチ58が閉じられる。内方カウルクラムシェルドア30はこれでしっかりと固定され、すべてのラッチ52,58が閉じられているかを確かめるためにこれらのラッチは下から見ることができる。
ナセルの前方端は、エンジンの周囲Ｖ形溝内に嵌合する。そして、ラッチバンドの位置でエンジンのＴ形リング42とナセルとが当接することにより、ナセルが荷重を分担し、エンジンの曲りを防止する。摩耗表面60を担持する荷重分担表面55（図７を参照）は、軸方向のエンジン膨張を許容すると共に、エンジンの曲りを阻止する。

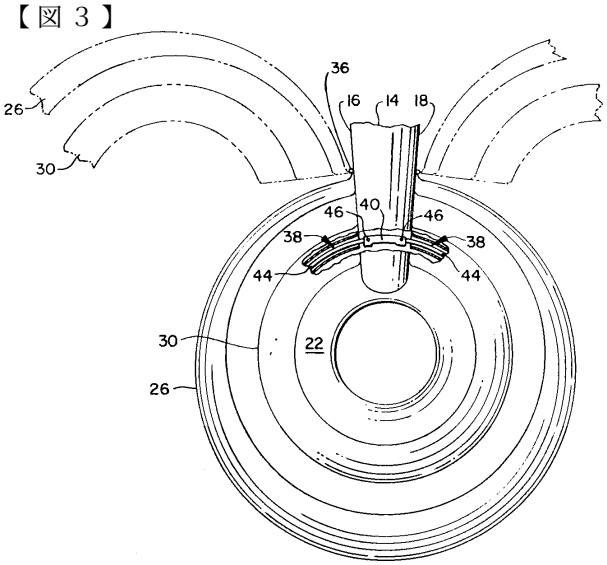
【図１】



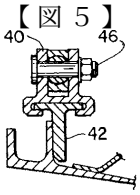
【図２】



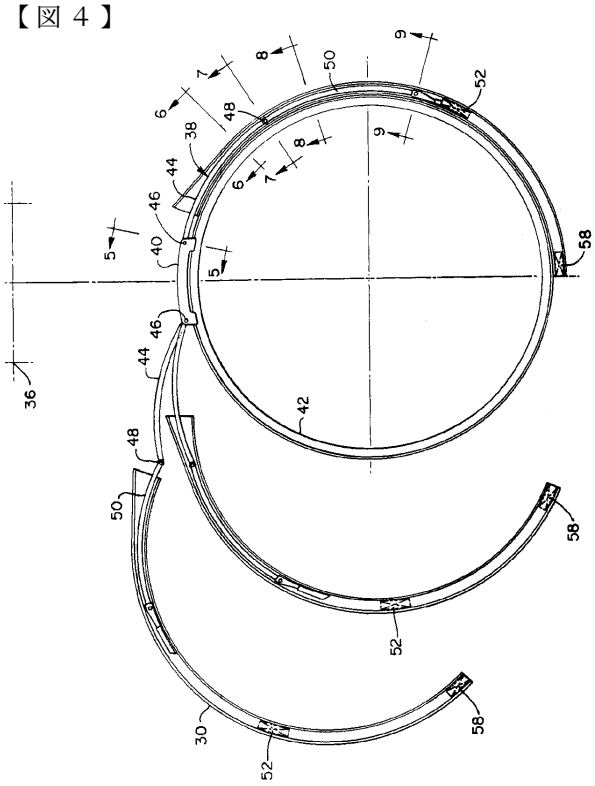
【図３】



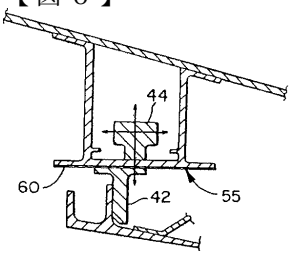
【図５】



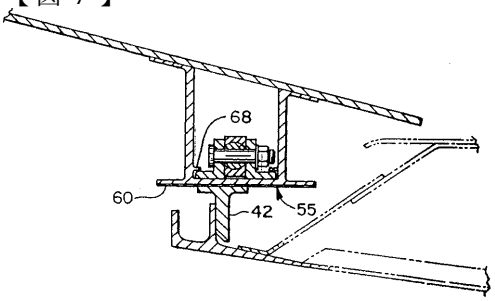
【図４】


9
8
7
6
50
52
48
38
44
46
40
5
36
58
42
30

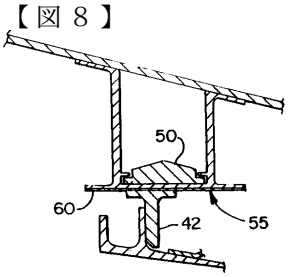
【図６】


44
60
42
55

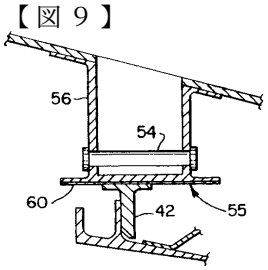
【図７】


68
60
42
55

【図８】


50
60
42
55

【図９】


56
54
60
42
55

フロントページの続き

(72)発明者　フロスト　ルウィス　ジェー
アメリカ合衆国コネチカット　０６０６６　バーノン　ディープ　ウッド　ドライブ　１５

審査官　田中　成彦

(56)参考文献　特開平０１－２０２５９８（ＪＰ，Ａ）
特開昭６１－１８００１２（ＪＰ，Ａ）
特開昭６０－０２５８９７（ＪＰ，Ａ）
米国特許第０５２０３５２５（ＵＳ，Ａ）
米国特許第０５０７６５１４（ＵＳ，Ａ）
米国特許第０４０３７８０９（ＵＳ，Ａ）

(58)調査した分野(Int.Cl.^{7}，ＤＢ名)
B64D 29/06
B64C 7/02
F02C 7/00
F16B 2/00～2/26