

(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2004-352231

(P2004-352231A)

(43) 公開日 平成16年12月16日(2004. 12. 16)

(51) Int.Cl.<sup>7</sup>

**B 6 4 D 27/26**  
**F 0 2 C 7/00**  
**F 0 2 C 7/20**  
**F 0 2 K 1/80**

F I

B 6 4 D 27/26  
 F 0 2 C 7/00  
 F 0 2 C 7/20  
 F 0 2 K 1/80

テーマコード (参考)

F  
 A

審査請求 未請求 請求項の数 6 O L 外国語出願 (全 21 頁)

(21) 出願番号 特願2004-143227 (P2004-143227)  
 (22) 出願日 平成16年5月13日 (2004. 5. 13)  
 (31) 優先権主張番号 0306435  
 (32) 優先日 平成15年5月27日 (2003. 5. 27)  
 (33) 優先権主張国 フランス (FR)

(71) 出願人 500045316  
 スネクマ・モトウール  
 フランス国、75015・パリ、ブルーバ  
 ール・ドユ・ジエネラル・マルシイアル・  
 バラン、2  
 (74) 代理人 100062007  
 弁理士 川口 義雄  
 (74) 代理人 100113332  
 弁理士 一入 章夫  
 (74) 代理人 100114188  
 弁理士 小野 誠  
 (74) 代理人 100103920  
 弁理士 大崎 勝真  
 (74) 代理人 100124855  
 弁理士 坪倉 道明

最終頁に続く

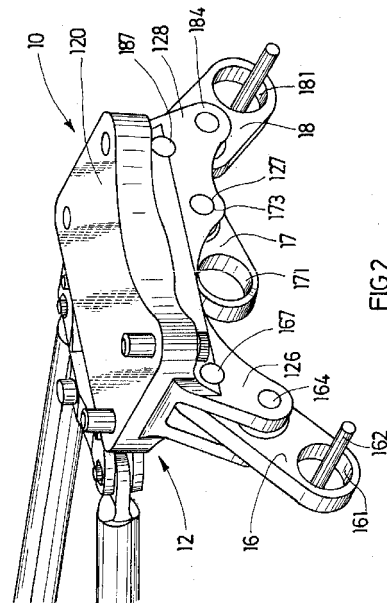
(54) 【発明の名称】 航空機エンジン用後部締結装置

(57) 【要約】

【課題】組立中の間違いの危険性が最小限に抑えられた、エンジンを航空機構造体に取り付ける装置を提供する。

【解決手段】本発明は、パイロン締結手段が装着された上側ブレース12を含み、上側ブレースに、第2のボールジョイント接続部163、183によって、エンジンの縦軸を横断する3個のロッカーバーが蝶番式に結合され、第1のロッカーバー16および第2のロッカーバー18はエンジンの両側にあり、第3のロッカーバー17はそれらの両方の間にあり、ロッカーバーはそれ自体が、第1のボールジョイント接続部161、181によってエンジンと連結される。サスペンションは、第1のロッカーバー16および第2のロッカーバー18が、第3の非常時用リンク167、187を含み、上側ブレース12がパイロンに堅く固定されたビーム120の形をしている。

【選択図】 図2



## 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

パイロン締結手段が装着された上側ブレース（１２）を含み、該上側ブレース（１２）に、第２のボールジョイント接続部（１６３、１８３）によって、エンジンの縦軸を横断する３個のロッカーバーが蝶番式に結合され、第１のロッカーバー（１６）および第２のロッカーバー（１８）がエンジンの軸の両側にあり、第３のロッカーバー（１７）が第１のロッカーバー（１６）および第２のロッカーバー（１８）の両方の間にあり、該第１のロッカーバーおよび第２のロッカーバーはそれ自体が第１のボールジョイント接続部（１６１、１８１）によってエンジンと連結されている、航空機パイロンにターボエンジン（１）を取り付ける装置であって、

10

第１のロッカーバー（１６）および第２のロッカーバー（１８）の各々が、第３の非常時用のリンク（１６７、１８７）を含み、上側ブレース（１２）が、パイロンに強く固定されたビーム（１２０）の形をしていることを特徴とする、装置。

## 【請求項 2】

両方の非常時用の接続部（１６７、１８７）のうちの少なくとも一方は、ハウジング内にバックラッシュのある状態で備え付けられたピボットピン（１６８、１８８）を含むボールジョイント接続部として設けられている、請求項 1 に記載の装置。

## 【請求項 3】

各非常時用のリンク（１６７、１８７）が、ハウジングにバックラッシュのある状態で備え付けられた縦方向ピボットピンを含むボールジョイント接続部である、請求項 2 に記載の装置。

20

## 【請求項 4】

第３の非常時用の接続部（１６７、１８７）が、接続ロッドを上側ブレースに連結する、請求項 1 から 3 のいずれか一項に記載の装置。

## 【請求項 5】

第１および第２のロッカーバー（１６、１８）の形状が一致する、請求項 1 から 4 のいずれか一項に記載の装置。

## 【請求項 6】

前部アタッチメント（４０）と後部アタッチメント（１０）とバー作動式スラスト回復部（５０）とを含む、アセンブリシステムにおける後部アタッチメント（１０）を形成する、請求項 1 から 5 のいずれか一項に記載の装置。

30

## 【発明の詳細な説明】

## 【技術分野】

## 【０００１】

本発明は、航空機構造体への推進エンジンのサスペンションに関する。本発明は、特に、部品の一つが突発的に破損した場合にサスペンションを保持する手段を含む、サスペンションまたは後部締結装置に関する。

## 【背景技術】

## 【０００２】

推進エンジンは、航空機の種々の場所に搭載することが可能であり、例えば、航空機構造体と一体的なパイロンから吊される。推進エンジンは、取り付け手段によって、主翼の下に吊され、胴体に締め付けられ、または尾翼に搭載される。これらの取り付け手段の目的は、エンジンと航空機構造体との間で機械的荷重を確実に伝達することである。考慮すべき荷重は、３つの主方向に向けられる。それらは、特に、エンジンの重量と、エンジンの推力と、横方向の空気力学的荷重とである。伝達されるべき荷重には、エンジンの軸周りの回転トルクの回復も含まれる。その他に、これらの手段は、特に、熱膨張または熱収縮に起因した寸法の変動のために、飛行の多様な段階中にエンジンが受ける変形を吸収しなければならない。

40

## 【０００３】

例えば、ファン型のターボエンジンの場合、懸架モードは、前部サスペンションまたは

50

アタッチメントと、後部サスペンションまたはアタッチメントとを用いて、エンジンを、航空機の主翼構造体と一体的なパイロンに締め付けることからなる。この前部サスペンションは、特に、ファンの外側ケーシングに締め付けられ、後部サスペンションは、1次フラックスの排気ケーシングに締め付けられる。

#### 【0004】

従来の構造によれば、前部アタッチメントは、エンジンと航空機との間で垂直方向及び接線方向の荷重が確実に伝達されるように構成される。後部アタッチメントは、同じ方向へ機械的荷重を伝え、並びに、ターボエンジンの軸周りのエンジントルクの回復及びスラスト回復を可能にさせるように構成される。スラストは、前側が縦軸の両側でファンケーシングのベースに取り付けられ、後側がエンジンの後部サスペンションによって取り付けられた、二つのスラスト回復バーを介して伝達される。 10

#### 【0005】

本発明は、エンジンと航空機のパイロンとの間で垂直方向と横方向の荷重を伝達するため構成されたアタッチメントに関係する。これは、上記の後部アタッチメントの構造である。

#### 【0006】

本出願人の欧州特許第527672号明細書には、このようなタイプのアタッチメントが記載されている。それは、ターボリアクタの排気ケーシングの上部に単体として設けられた、3個の外側アタッチメントラグまたはヨークを含む。これらのラグは、排気ケーシングを3個の懸架ロッカーバーの下端に締め付け可能であり、懸架ロッカーバーの上端は、エンジンの軸に対する横断面上に実質的に円弧状に配置されたアタッチメント構造体に搭載される。このアタッチメント構造体はブレースを含み、ブレースには、ロッカーバーが縦方向懸架回転軸によって取り付けられる。このブレースは、それ自体が適当な手段によってパイロンの下側に固定される。この配置によって、ロッカーバーは、その軸方向に牽引および圧縮荷重を伝達することができる。ロッカーバーは、その別の端で、排気ケーシングと一体的な下側ブレースのラグまたはヨークに固定される。 20

#### 【0007】

この特許で提案された解決方法は、前記ブレースが機械的に破損したときに、エンジンが外れることを防止することができる手段に関係する。

#### 【0008】

アタッチメント装置は、ブレースでなく、ロッカーバーが破損したときに、エンジンが外れることを防止することを目的とする安全手段をほぼ一体化する。例えば、特に、エンジンの正常な動作状態では、すなわち、アタッチメント装置の部品が破損していない状態であるときに、作動しないことを保つ要素により構成された手段が知られている。いずれかの部品が破損した場合、安全手段は作動される状態になる。この要素は、アタッチメント装置内の故障した部品の代替の役目を果たす。 30

#### 【0009】

例えば、米国特許第6330995号明細書に記載されているような、上側ブレースと下側ブレースとの両方の間に、第1の接続ロッドおよび第2の接続ロッドを含むアタッチメント装置が知られている。第1の接続ロッドは、ボールジョイント接続部を用いてエンジンのラグに取り付けられ、2個の別個のリンクを用いて上側ブレースに取り付けられ、一方のリンクはボールジョイントに装着され、もう一方リンクは軸方向である。第2の接続ピンは、ボールジョイント接続部によってエンジンのラグに結合され、正常動作中の単一のボールジョイント接続部によって上側ブレースに結合される。第2の接続部が設けられるが、第2の接続部のため、接続ピンは、バックラッシュのある対応部に取り付けられる。正常動作中に、したがって、この第2の接続部は作動しないままである。装置は、両方のブレースの間に第3の接続ロッドを含み、第3の接続ロッドも、接続ピンとブレースのそれぞれのハウジングとの間にバックラッシュが存在することによって、スタンバイ状態を保つ。正常動作中、第1の接続ロッドの両方の接続ピンが上側ブレースと接するので、荷重は第1の接続ロッドによって伝達される。第2の接続ロッドは、その組立体が単一 40 50

接続部と接するので、引張荷重および収縮荷重を伝達する。

【0010】

第2の接続ロッドが破損した場合、両方のブレースは、第3の接続ロッドの初期バックラッシュを取り除くため、第1の接続ロッドの周りで互いに旋回する。第3の接続ロッドは、作動状態になり、第2の接続ロッドと入れ替わる。第1の接続ロッドが破損した場合、第2の接続ロッドのバックラッシュは、第2の接続ロッドの第3のリンクのバックラッシュと共に取り除かれる。それからまた、サスペンションは、その性能が変化することなく、その機能をさらに実行する。

【0011】

第1および第2の接続ロッドは、ブーメランの形であり、ある程度の対称性をもつことがわかる。しかし、それらは互換性がない。なぜならば、第2の接続ロッドの軸の一つはバックラッシュ付きで取り付けられ、3軸が最初に作動状態にあるからである。 10

【0012】

このタイプの構成は、特定の機械加工部品を必要とする。各接続ロッドは、サスペンション内に固有の位置がある。したがって、アタッチメント装置を形成する部品と同数の基準が存在する。これは、製造と管理の最適な省力化を意味しない。

【0013】

その上、両方の主接続ロッドは、形状がある程度一致している。組立中に、技術者は、非常に厳密な作業モードに従い、細心の注意をもって取りかからなければならない。ある部品を別の部品の代わりに間違っ

20

て組み付ける危険性は無視できない。

【特許文献1】欧州特許第527672号明細書

【特許文献2】米国特許第6330995号明細書

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0014】

出願人は、組立中の間違いの危険性が最小限に抑えられた、エンジンを航空機構造体に取り付ける装置を提供することを目的として定めた。

【0015】

さらに、互換性のある部品を含む装置の実現を目的とする。したがって、従来技術の解決方法よりも少数の異なる部品を用いて組立を実行することが可能である。間違いの危険性が低減されるだけでなく、製造、保守、および在庫管理のコストが低減される。 30

【課題を解決するための手段】

【0016】

本発明は、ターボエンジンを航空機パイロンに取り付ける装置によって上記目的を達成する。この装置は、パイロン締め付け手段が装着された上側ブレースを含み、上側ブレースには、第1のボールジョイント接続部によって、エンジンの縦軸に対する横断面に配置された3個のロッカーバーが蝶番式に結合され、第1および第2のロッカーバーがエンジンの軸の両側にあり、第3のロッカーバーが第1および第2のロッカーバーの間にあり、第1および第2のロッカーバーは、それら自体が第2のボールジョイント接続部によってエンジンと連結されている、装置であって、第1および第2のロッカーバーの各々が、第3の非常時用のリンクを含むこと、ならびに、上側ブレースがパイロンに堅く固定されたビームの形をしていることを特徴とする。 40

【0017】

詳細には、両方の非常時用のリンクのうちの少なくとも一方は、そのハウジングにバックラッシュのある状態で備え付けられたピボットピンを含むボールジョイント接続部として設けられる。特に、各非常時用のリンクは、そのハウジングにバックラッシュのある状態で備え付けられた縦方向ピボットピンを含むボールジョイント接続部であり、両方のバックラッシュは同一である。

【0018】

第3の非常時用の接続部は、接続ロッドを上側ブレースに連結する。 50

## 【0019】

好ましくは、第1および第2の接続ロッドは同一である。このように、本発明によれば、小数の異なる部品を含む安全手段を備えたアタッチメント装置が提供される。

## 【0020】

別の特徴によれば、蝶番で接続された第1および第2の接続手段は、縦方向ピボットピンに対して垂直方向ではない荷重成分を吸収することができるボールジョイント接続部を含む。

## 【0021】

その他の特徴および利点は、添付図面と共に以下の説明を読むことによって明らかになるであろう。

## 【発明を実施するための最良の形態】

## 【0022】

図1は、図示されていない航空機パイロンへのアタッチメント手段が装着されている、ターボリアクタ1の後部4分の3を示す図である。それは、特に、航空機主翼へのアタッチメントである。この懸架モードによれば、エンジンは、エンジンの前部に、ファンの外側ケーシングに固定されたアタッチメント装置40を含む。それは、後部に、1次フラックスの排気ケーシングに固定されたアタッチメント手段10をさらに含む。スラスト回復は、ファンのベースおよび後部アタッチメントに取り付けられた2本のバー50によって確実に行われる。

## 【0023】

本発明は、図2から図4について以下に説明する後部アタッチメントに関係する。アタッチメント10は、上側ブレース12と、ブレース12を図示されない排気ケーシングと一体化したラグまたはヨークに連結する、3個の接続ロッド16、17、及び18とを含む。有利には、これらのラグは、単一の下側ブレースの部品である。図示された実施形態によれば、接続ロッドは直線的である。

## 【0024】

上側ブレースは、ビーム120により形成され、ビーム120は、ブレースを航空機のパイロンと確実に一体化させるボルトまたはネジを通すための4個のハウジングを備えている。このビームは、実質的に矩形状であり、エンジンの縦軸に対して横置きされる。ビームは、接続ロッド16および18をそれぞれ連結する、2個のヨーク126および128のそれぞれによってエンジンの両側に延長される。下でビームと相互接続された第3のヨーク127は、接続ロッド17とのリンクを提供する。

## 【0025】

このリンクの詳細は以下の通りである。接続ロッド16は、例えば、ピン162と共に第1のリンク161によってエンジンのヨークと結合される。このピン162は、エンジンのヨークを形成するラグと、接続ロッド16とを通り、適切なソケットによって保持される。有利には、図4に明らかにされた、ピン161と接続ロッドとの間にあるソケット163は、ボールジョイント接続を行うため外周球面を有する。したがって、接続ロッドとヨークとの間に加えられ、ピン162と直交する平面上にない荷重は、伝達されない。このタイプの接続は、技術的にそれ自体が知られている。ボールジョイント接続は、ピン162を介して牽引荷重および圧縮荷重だけを伝達する特性を示す。ボールジョイント163は、図2に示されていない。

## 【0026】

接続ロッド16は、第2のリンク164を介してヨーク126と結合され、第2のリンク164は、ここで、第1のリンクと同様に、有利にはボールジョイントが装着される。それは、ピン165と、接続ロッド16上に球面166を備えたソケットとを含む。ピン165は、適当なソケットの窪みによって、ヨーク126に設けられたハウジングに回転自在に取り付けられる。

## 【0027】

本発明によれば、接続ロッド16は、非常時用である第3のピボットピン167によっ

10

20

30

40

50

てヨーク 126 と結合される。この表現は、接続部は正常動作中には作動しないままであり、全く荷重を伝達しないことを意味する。接続部は、アタッチメントのセット部品が破損した場合に作動し、荷重を伝達する。このようなリンクは、例えば、一方で接続ロッドと揃えられ、他方でヨーク 126 と揃えられたハウジングに、径方向のバックラッシュ E1 を伴って取り付けられたピン 168 の窪みによって設けられる。このバックラッシュは、全ての飛行段階において、ピンを十分に作動しない状態に保つには十分である。

#### 【0028】

接続ロッド 18 は、接続ロッド 16 と同様に、第 1 のボールジョイント接続部 181 と、エンジンのヨークと一体になったピン 182 とを含む。図 2 に、ボールジョイントは示されていない。それは、第 2 のボールジョイント接続部 184 およびピン 185 によって 10  
ヨーク 128 に連結される。それは、ヨーク 129 と一体になった非常時用接続部 187 をさらに含む。このリンクは、好ましくは、ヨーク 126 の場合と同様に、ヨークおよび接続ロッドに揃えられたハウジングに、規定の径方向バックラッシュ E2 を伴って取り付けられたピン 188 の窪みによって設けられる。

#### 【0029】

有利には、バックラッシュ E1 と E2 は同じである。その上、アタッチメントを形成する構造と手段の対称性のために、両方の接続ロッドは、好ましくは、同一形状をもち、互換性がある。それらは、有利には直線的である。

#### 【0030】

最初の二つの間に配置された第 3 の接続ロッド 17 は、ヨークがエンジンと相互接続さ 20  
れている連結手段 171 を含む。ピン 172 は、エンジンに対して縦方向に、接続ロッドとヨークのラグを通る。第 2 の連結手段 173 は、接続ロッド 17 と、上側ブレース 12 上のヨーク 127 とを通過するピン 175 により構成される。

#### 【0031】

次に、上記装置の動作モードを説明する。

#### 【0032】

正常動作時、エンジンの軸に対して垂直な面上にある荷重、すなわち、垂直および／または横方向成分を有する荷重は、上側ブレースと、第 1 および第 2 の連結手段と、上側ブレースとを介して、エンジンからパイロンへ伝達される。両方のロッカーバー 16 および 18 は、エンジンの軸を通る垂直方向に対して対称的に傾けられる。それらは、台形として 30  
配置される。両方の接続ロッドは、例えば、航空機構造体に、エンジンの重量と、飛行中に受ける横方向荷重とを伝達する。両方の非常時用接続部 167 および 187 は、作動しない。バックラッシュ E1 および E2 のために、飛行段階とは無関係に、荷重はこれらの接続部へ伝達されない。

#### 【0033】

第 3 の接続ロッドは、水平方向に対して傾けられる。それは、エンジンの軸を通る垂直面の近くに配置され、エンジンの回転のためケーシングによって加えられたトルクをキャリング構造体へ伝達する。

#### 【0034】

例えば、接続ロッド 16 が破損した場合、第 3 の接続部 187 の径方向バックラッシュ 40  
が消滅するまで、接続ロッド 18 の周りの両方のブレースの間にトグルが存在する。この変位は、上側ブレースのビーム、ヨーク 146 のラグ、または、ボールジョイント接続部のような、接続ロッド 16 を通る荷重の経路に存在する別の部品が故障した場合にも発生する。

#### 【0035】

両方のブレースの間の接続は剛性になる。この接続によって、垂直方向荷重および／または横方向荷重と、エンジンの回転に起因するトルクの両方が確実に伝達される。

#### 【0036】

接続ロッド 18 が破損した場合、機械的荷重の伝達は、この組立体によって確実にされ、次に、接続ロッド 16 および 17 によって厳密に形成される。 50

## 【0037】

接続ロッド17が破損し、バックラッシュE1とE2が一致する場合、両方のバックラッシュは同じように取り除かれ、両方の接続ロッド16および18によって与えられるリンクが剛性になる。この破損の前提を考慮するため、両方のバックラッシュが異なることを予想してもよく、その場合、何れかの接続ロッドによる機械的荷重の伝達が促進される。

## 【図面の簡単な説明】

## 【0038】

【図1】エンジンの航空機パイロンへのアセンブリの概要図である。

【図2】本発明によるエンジンアセンブリ装置の斜視図である。

10

【図3】図2の装置の分解図である。

【図4】異なる接続部を備えたロッカーバーの正面図である。

## 【符号の説明】

## 【0039】

1 ターボエンジン

10 後部アタッチメント

12 上側ブレース

16、17、18 ロッカーバー

40 前部アタッチメント

50 バー作動式スラスト回復部

20

120 ビーム

126、127、128、129、146 ヨーク

161、163、181、183 ボールジョイント接続部

162、165、172、175、182、185、188 ピン

164 ソケット

164、167、187 リンク

168、188 ピボットピン

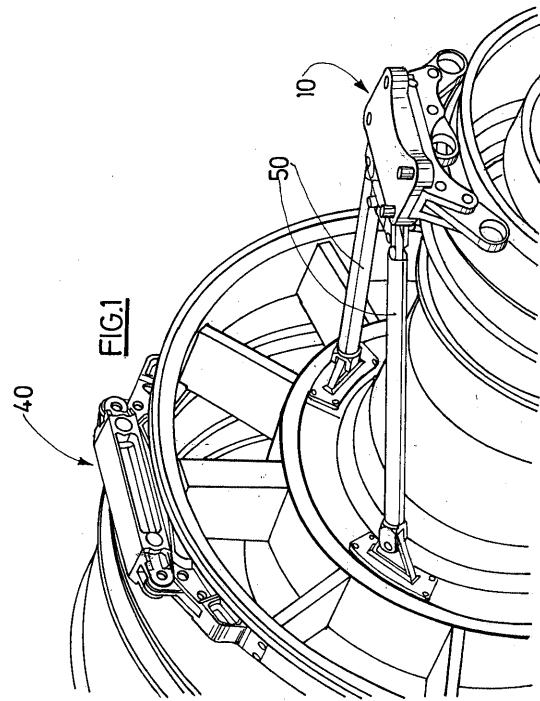
171、173 連結手段

187 非常時用接続部

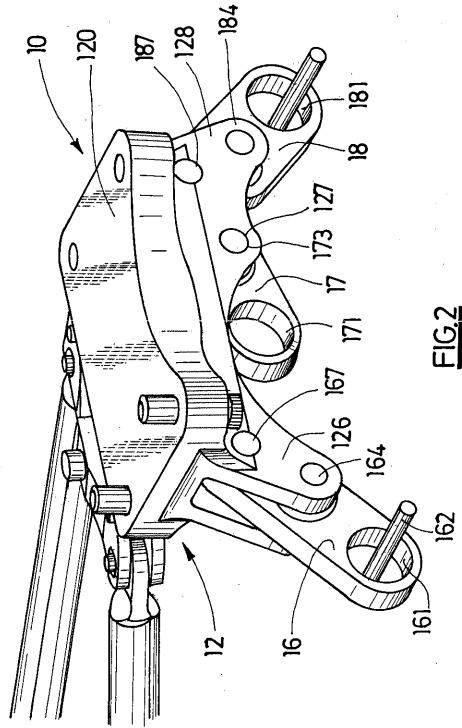
E1、E2 バックラッシュ

30

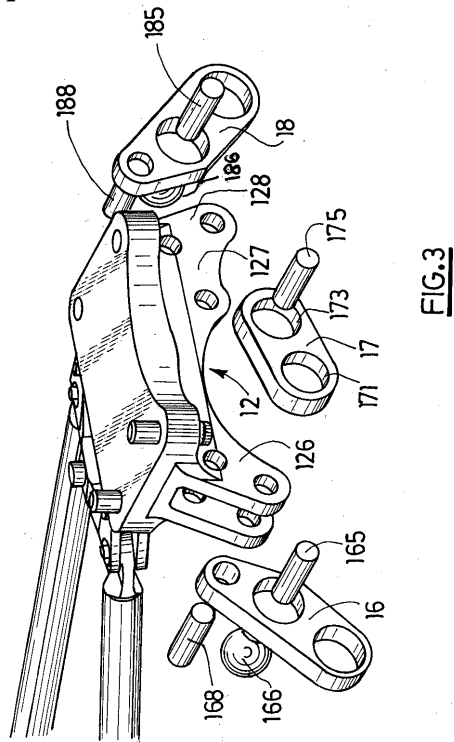
【 図 1 】



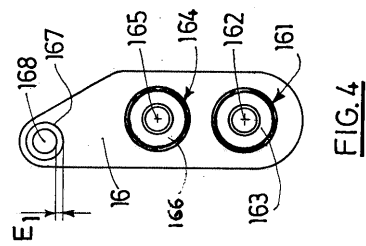
【 図 2 】



【 図 3 】



【 図 4 】



---

フロントページの続き

- (72)発明者 フェリックス・ジャンークロード・パスケ  
フランス国、77127・リュサン、リュ・デ・モワソン・5
- (72)発明者 フィリップ・ルワンスタン  
フランス国、76490・サン・アルヌール・ル・ブール、シュマン・ドユ・クロケ
- (72)発明者 マルク・テスニエール  
フランス国、91750・シヤンクイユ、リュ・ドユ・グラン・オルム・24

【外国語明細書】

## **Specification**

### **Title of Invention**

Rear fastening device for aircraft engine

This invention relates to the suspension of propulsion engines to an aircraft structure. It relates in particular to a suspension or rear fastening device including means for retaining the suspension in case of accidental breakage of one of its parts.

A propulsion engine can be mounted at various places of an aircraft, for example suspended from a pylon integral with the structure thereof. It may be suspended under the wings, fastened to the fuselage or mounted in the tail unit by attachment means. The purpose of these attachment means is to ensure transmission of the mechanical loads between the engine and the aircraft structure. The loads to be taken into account are oriented along the three main directions. These are notably the weight of the engine, its thrust and the lateral aerodynamic loads. The loads to be transmitted also include the recovery of the rotation torque around the axis of the engine. Besides, these means must absorb the deformations undergone by the engine during the various phases of the flight by reason notably of the dimensional variations due to thermal expansions or contractions.

A suspension mode, for example, in the case of a fan-type turbo engine, consists in fastening the engine to a pylon integral with the wing structure of the aircraft using a front suspension or attachment and rear suspension or attachment. The front suspension is fastened in particular to the outer casing of the fan and the rear suspension to the exhaust casing of the primary flux.

According to a configuration known, the front attachment is arranged to ensure transmission of the vertical and tangential loads between the engine and the aircraft. The rear attachment is arranged for letting through the mechanical loads along the same directions, as well as to enable recovery of the engine torque around the axis of the turbo engine and the thrust recovery. The latter is transmitted via two thrust recovery bars attached, at the front, to

the base of the fan casing on both sides of the longitudinal axis and, at the rear, by means of the rear suspension of the engine.

The present invention relates to an attachment arranged for transmitting the vertical and lateral loads between the engine and the pylon of the aircraft. It is the configuration of rear attachment reminded above.

The patent EP 527672 of the applicant describes an attachment of such type. It includes three outer attachment lugs or yokes which are provided as a single-piece at the upper section of the exhaust casing of the turbo reactor. These lugs enable to fasten the exhaust casing to the lower ends of three suspension rocker bars whereof the upper ends are mounted in an attachment structure arranged substantially as an arc of circle on a transversal plane with respect to the axis of the engine. This attachment structure includes a brace to which the rocker bars are attached via a longitudinal suspension axle. This brace is itself fixed under the pylon by appropriate means. Thanks to their arrangement, the rocker bars enable transmission of the traction and compression loads along their axis. The rocker bars are fixed at their other end to lugs or yokes of a lower brace integral with the exhaust casing.

The solution suggested in this patent relates to a means enabling to prevent the engine from coming apart in case when said brace should break mechanically.

The attachment devices also integrate generally safety means intended to prevent the engine from coming apart when a rocker bar, and not the brace, breaks. For example, we know means composed notably of elements which remain inactive under normal operating conditions of the engine, i.e. when the parts of the attachment device are intact. If either part breaks, the safety means become active. The elements take over from the faulty parts in the attachment device.

We know for example an attachment device, such as described in the patent US 6330995, including a first connecting rod and a second connecting rod between both upper and lower braces. The first connecting rod is mounted using a ball joint connection to a lug of the engine, and using two distinct links to the upper brace whereof one is fitted with a ball joint, the other one is axial. The second connecting pin is associated with a lug of the engine via a ball joint connection and to the upper brace via a single ball joint connection under normal operation. A second connection is provided, but for the latter the connecting pin is mounted to its counterpart with a backlash. Under normal operation, this second connection remains therefore inactive. The device includes a third connecting rod, between both braces, which remains in stand-by also by the presence of backlashes between the connecting pin and their respective housing on the braces. Under normal operation, the transmission of the loads is performed by the first of the connecting rods by reason of both its connecting pins with the upper brace. The second connecting rod transmits the tension and contraction loads by reason of its assembly with a single connection.

If the second connecting rod breaks, both braces pivot with respect to one another around the first connecting rod in order to eliminate the initial backlashes on the third connecting rod. The latter becomes active and replaces the second connecting rod. If the first connecting rod breaks, the backlashes of the second connecting rod are eliminated as well as the backlash of the third link of the second connecting rod. There again, the suspension fulfils its function further without any alterations in its performances.

It may be observed that the first and second connecting rods are in the form of a boomerang and exhibit certain symmetry. They are, however, not interchangeable since one of the axes of the second connecting rod is mounted with a backlash whereas the three axes are active in the first.

This type of arrangement involves machining specific parts. Each connecting rod has a unique position in the suspension. There are therefore as many

references as parts forming the attachment device. This does not imply optimum savings in manufacture and management.

Besides, both main connecting rods are quasi identical in shape. During assembly, the technician must adhere to very accurate operating mode and proceed with greatest care. The risk of mistakably assembling a part instead of another is not negligible.

The applicant has set himself as a target to provide a device for attaching an engine to the aircraft structure, whereof the risks of error during assembly are brought back to a minimum.

It also aims at the realisation of a device including interchangeable parts. It would be therefore possible to perform the assembly with a number of different parts smaller than in the solutions of the previous art. Not only would the risk of error be reduced, but also the costs of manufacture, maintenance and stock management.

The invention meets these targets with a device for attaching a turbo engine to an aircraft pylon including an upper brace fitted with pylon fastening means, whereon are hinged by first ball joint connections, three rocker bars arranged on a plane transversal to the longitudinal axis of the engine, a first and a second rocker bars on both sides of the axis of the engine and a third rocker bar between both of them, the rocker bars being themselves linked with the engine by second ball joint connections, characterised in that the first and second rocker bars each include a third stand-by link and in that the upper brace is formed of a beam fixed rigidly to the pylon.

In particular, at least one of both stand-by links is provided as a ball joint connection with a pivot pin mounted with a backlash in its housing. Notably, each stand-by link is a ball joint connection with a longitudinal pivot pin mounted with a backlash in its housing, both backlashes being identical.

The third stand-by connection links the connecting rod to the upper brace.

Preferably, the first and second connecting rods are identical. Thus, thanks to the invention, there is provided an attachment device with safety means including a small number of different parts.

According to another characteristic, the first and second hinged connection means include a ball joint connection enabling to absorb the load components which are not oriented perpendicular to the longitudinal pivot pin.

Other characteristics and advantages will appear when reading the following description, with the appended drawings.

Figure 1 represents a rear three-quarter view of a turbo reactor 1 fitted with its attachment means to an aircraft pylon which is not represented. It may be notably an attachment to an aircraft wing. According to this suspension mode, the engine includes an attachment device 40 at the front of the engine, fixed to the outer casing of the fan. It also includes an attachment means 10 at the rear, fixed to the exhaust casing of the primary flux. The thrust recovery is ensured by two bars 50 attached to the base of the fan and to the rear attachment.

This invention relates the rear attachment described hereunder in relation to Figures 2 to 4. The attachment 10 is composed of an upper brace 12 and of three connecting rods 16, 17 and 18 linking the brace 12 to lugs or yokes integral with the exhaust casing, not represented. Advantageously, these lugs are the components of a single lower brace. According to the embodiment represented, the connecting rods are rectilinear.

The upper brace is formed of a beam 120 with, here, four housings for letting through bolts or screws wherewith the brace is made integral rigidly with the pylon of the aircraft. The beam is substantially rectangular in shape; it is arranged transversally with respect to the longitudinal axis of the engine. The beam is extended on both sides of the engine by two yokes, 126 and 128 respectively, for linking with the connecting rods, 16 and 18 respectively. A third yoke 127 interconnected with the beam below, provides a link with the connecting rod 17.

The detail of the links is as follows. The connecting rod 16 is for example associated with a yoke of the engine via a first link 161 with a pin 162. The pin 162 goes through the lugs forming the yoke of the engine as well as the connecting rod 16 and is held by appropriate sockets. Advantageously, the socket 163 visible on Figure 4 between the pin 161 and the connecting rod has an outer spherical surface in order to provide a ball joint connection. The loads exerted between the connecting rod and the yoke, and not on the plane orthogonal to the pin 162, are thereby not transmitted. This type of connection is well-known in itself in the art. The ball joint connection exhibits the particularity of transmitting only the traction and compression loads via the pin 162. The ball joint 163 has not been represented on Figure 2.

The connecting rod 16 is associated with the yoke 126 via a second link 164 which, here, is advantageously also fitted with a ball joint, like the first one. It comprises a pin 165 and a socket with a spherical surface 166 on the connecting rod 16. The pin 165 is rotatably mounted in housings provided in the yoke 126 by dint of appropriate sockets.

According to the invention, the connecting rod 16 is associated with the yoke 126 via a third pivot pin 167 which is in stand-by. By this expression is meant a connection which in normal operation remains inactive; it does not transmit any loads. It becomes active and transmits loads in case of breakage of set parts of the attachment. There is provided such a link, for instance, by dint of a pin 168 mounted with radial backlash E1 in housings aligned on the

connecting rod on the one hand and on the yoke 126 on the other. The backlash is sufficient for the pin to remain inactive in all the flight phases.

The connecting rod 18 comprises like the connecting rod 16 a first ball joint connection 181 and a pin 182 with a yoke of the engine. On Figure 2, the ball joint has not been represented. It is linked by a second ball joint connection 184 and pin 185 to the yoke 128. It also comprises a stand-by connection 187 with the yoke 128. This link is preferably provided as in the yoke 126, by dint of a pin 188 mounted with a set radial backlash E2 in housings aligned on the yoke and connecting rod.

Advantageously, the backlashes E1 and E2 are identical. Moreover, by reason of the symmetry of the structure and of the means forming the attachment, both connecting rods have the same shape, preferably, and are interchangeable. They are advantageously rectilinear.

A third connecting rod 17, arranged between the first two, includes a linking means 171 with a yoke interconnected with the engine. The pin 172 goes through the connecting rod and the lugs of the yoke along a direction longitudinal with respect to the engine. A second linking means 173 is composed of a pin 175 going through the connecting rod 17 and the yoke 127 on the upper brace 12.

The operating mode of the device which has just been described is explained hereunder.

Under normal operation, the loads situated on the plane perpendicular to the axis of the engine, i.e. the loads having a vertical and/or lateral component, are transmitted from the engine to the pylon via the upper brace, the first and second linking means and the upper brace. Both rocker bars 16 and 18 are tilted symmetrically with respect to the vertical direction going through the axis of the engine. They are arranged as a trapezoid. Both these connecting rods transmit for instance to the structure of the aircraft the weight of the engine and the lateral loads to which it is subjected during flight. Both stand-by

connections 167 and 187 are inactive. By reason of the backlashes E1 and E2, no load is transmitted over these connections, regardless of the flight phase.

The third connecting rod is tilted with respect to the horizontal. It is arranged close to the vertical plane going through the axis of the engine, and transmits to the carrying structure the torque exerted by the casing due to the rotation of the engine.

In case when the connecting rod 16 for instance breaks, there is a toggle between both braces around the connecting rod 18 until the radial backlash of the third connection 187 has disappeared. This displacement also occurs in case of failure of another part situated in the path of the loads going through the connecting rod 16, such as the beam of the upper brace, a lug of the yoke 146 or a ball joint connection.

The connection between both braces then becomes rigid. This connection ensures transmission both of the vertical and/or lateral loads and also the torque due to the rotation of the engine.

In case when it is the connecting rod 18 that breaks, the transmission of the mechanical loads is then ensured by the assembly, then formed rigidly by the connecting rods 16 and 17.

In case when it is the connecting rod 17 that breaks and if the backlashes E1 and E2 are identical, both backlashes are eliminated similarly and the link provided by both connecting rods 16 and 18 becomes rigid. To take this breakage hypothesis into account, one may also anticipate that both backlashes are different, thereby promoting the transmission of the mechanical loads via either connecting rod.

## **Brief Description of Drawings**

Figure 1 represents an overview of the assembly of an engine to an aircraft pylon.

Figure 2 represents in perspective the engine assembly device according to the invention.

Figure 3 represents the device of Figure 2 as an exploded view.

Figure 4 shows a front view of a rocker bar with the different connections.

## Claims

1. A device for attaching a turbo engine (1) to an aircraft pylon including an upper brace (12) fitted with pylon fastening means, whereon are hinged by second ball joint connections (163, 183), three rocker bars transversal to the longitudinal axis of the engine, a first (16) and a second (18) rocker bars on both sides of the axis of the engine and a third rocker bar (17) between both of them, the rocker bars being themselves linked with the engine by first ball joint connections (161, 181), characterised in that the first (16) and second (18) rocker bars each include a third (167, 187) stand-by link and in that the upper brace (12) is formed of a beam (120) fixed rigidly to the pylon.
2. A device according to claim 1, whereof at least one of both stand-by connections (167, 187) is provided as a ball joint connection with a pivot pin (168, 188) mounted with a backlash in its housing.
3. A device according to claim 2, whereof each stand-by link (167, 187) is a ball joint connection with a longitudinal pivot pin mounted with a backlash in its housing.
4. A device according to one of the claims 1 to 3, whereof the third stand-by connection (167, 187) links the connecting rod to the upper brace.
5. A device according to one of the previous claims, whereof the first and second rocker bars (16, 18) are identical in shape.
6. A device according to one of the previous claims forming the rear attachment (10) in an assembly system with a front attachment (40), a rear attachment (10) and a bar-actuated thrust recovery (50).

## **1. Abstract**

The present invention relates to a rear attachment suspension or device of a turbo engine (1) to an aircraft pylon including an upper brace (12) fitted with pylon fastening means, whereon are hinged by second ball joint connections (163, 183), three rocker bars transversal to the longitudinal axis of the engine, a first (16) and a second (18) rocker bars on both sides of the axis of the engine and a third rocker bar (17) between both of them, the rocker bars being themselves linked with the engine by first ball joint connections (161, 181). The suspension is characterised in that the first (16) and second (18) rocker bars each include a third (167, 187) stand-by link and in that the upper brace (12) is formed of a beam (120) fixed rigidly to the pylon.

The solution of the invention enables the realisation of identical rocker bars and to ensure interchangeability thereof, thereby reducing the risks of error during assembly.

## **2. Representative Drawing**

**Fig. 2**

Fig. 1

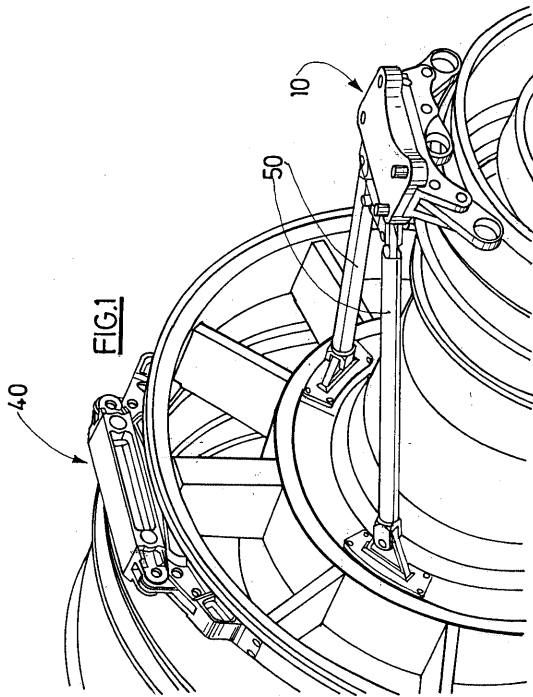


Fig. 2

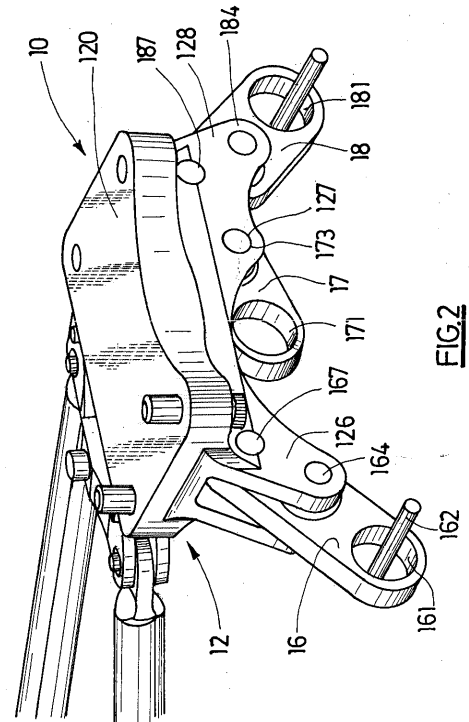


Fig. 3

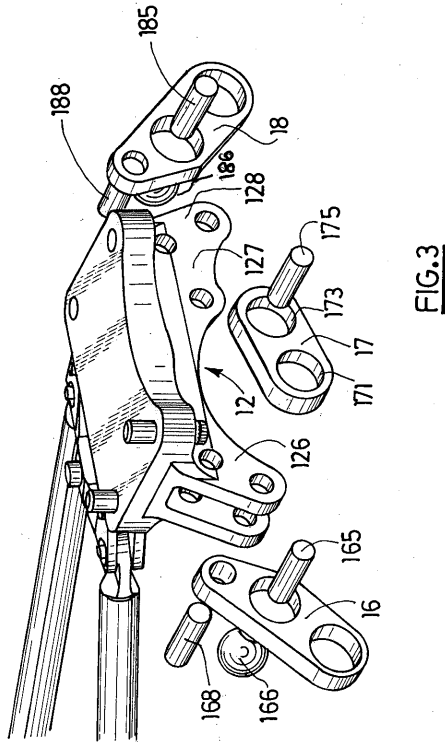


Fig. 4

