

(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2009-127629

(P2009-127629A)

(43) 公開日 平成21年6月11日(2009.6.11)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
FO2C 7/20 (2006.01)	FO2C 7/20	A
B64D 27/26 (2006.01)	B64D 27/26	
FO1D 25/28 (2006.01)	FO1D 25/28	C
FO1D 25/24 (2006.01)	FO1D 25/24	J
FO2K 3/06 (2006.01)	FO2K 3/06	

審査請求 未請求 請求項の数 15 O L 外国語出願 (全 21 頁)

(21) 出願番号 特願2008-297645 (P2008-297645)
 (22) 出願日 平成20年11月21日(2008.11.21)
 (31) 優先権主張番号 0708231
 (32) 優先日 平成19年11月23日(2007.11.23)
 (33) 優先権主張国 フランス (FR)

(71) 出願人 505277691
 スネクマ
 フランス国、75015・パリ、ブルーバール・ドユ・ジエネラル・マルシアル・バラン、2
 (71) 出願人 508345874
 エアーセル
 フランス国、76700・ゴンフルビル・ロールシエ、ルート・ドユ・ポン・ユイツ、ペー・ペー・91
 (74) 代理人 100062007
 弁理士 川口 義雄
 (74) 代理人 100114188
 弁理士 小野 誠

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機マストから懸架されたターボジェット

(57) 【要約】

【課題】回転部品を含む円筒状ケーシングを局部的に又は一般に変形することなく、力をマストに伝達するフロントファンを有するターボジェットのマストに対する懸架を提供する。

【解決手段】本発明は、航空機マストから懸架されたターボジェットに関し、ターボジェットは、フロントファンと、放射アームによって互いに接続された外側シュラウド及びハブを有するファンの下流の中間ケーシングと、外側シュラウドを有する排気ケーシングとを備え、2つのケーシングは、1つの同一軸X X上に整列されており、マストは、細長状の構造支柱アセンブリを備える。上記ターボジェットにおいて、上記支柱アセンブリは、軸方向力及び横方向力の伝達手段を備える前側留め具により、上流において中間ケーシングの上記外側シュラウドに堅く取り付けられており、後側留め具により、下流において上記排気ケーシングに取り付けられている。

【選択図】 図1

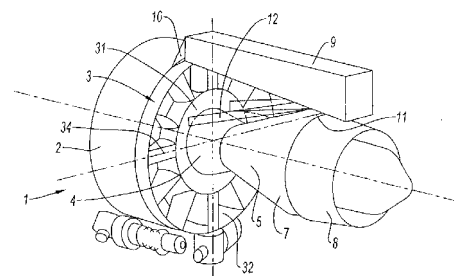


Fig. 1

【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

ターボジェットが、フロントファンと、放射アームによって互いに接続された外側シュラウド及びハブを有するファンの下流の中間ケーシングと、外側シュラウドを有する排気ケーシングとを備え、2つのケーシングが、1つの同一軸 X X 上に整列されており、マストが、細長状の構造支柱アセンブリを備え、前記支柱アセンブリが、軸方向力及び横方向力の伝達手段を備える前側留め具により、上流において中間ケーシングの外側シュラウドに堅く取り付けられており、後側留め具により、下流において前記排気ケーシングに取り付けられている、航空機マストから懸架されたターボジェット。

【請求項 2】

力の前記伝達手段が、せん断ピンである、請求項 1 に記載の航空機マストから懸架されたターボジェット。

【請求項 3】

前側留め具が、上流の支柱アセンブリに固定された板材を備える、請求項 1 または 2 に記載のターボジェット。

【請求項 4】

支柱アセンブリに固定された前記板材が、中間ケーシングの外側シュラウドにボルト留めされている、請求項 3 に記載のターボジェット。

【請求項 5】

前側留め具が、中間ケーシングの外側シュラウドに横方向に接続されて引っ張り力又は圧縮力のみを伝達するように配置された支柱アセンブリの各側に、少なくとも1つの連結ロッドを備える、請求項 1 から 4 のいずれか一項に記載の航空機マストから懸架されたターボジェット。

【請求項 6】

前側留め具が、中間ケーシングの外側シュラウドに横方向に接続されて引っ張り力又は圧縮力のみを伝達するように配置された支柱アセンブリの各側に、一对の連結ロッドを備える、請求項 5 に記載の航空機マストから懸架されたターボジェット。

【請求項 7】

支柱アセンブリが、中間ケーシングの外側シュラウドに3点で取り付けられた3つの固定アームの組を上流において備える、請求項 1 に記載の航空機マストから懸架されたターボジェット。

【請求項 8】

固定アームが、スィベルリンクを介して、中間ケーシングの外側シュラウドに取り付けられている、請求項 7 に記載の航空機マストから懸架されたターボジェット。

【請求項 9】

上流において中間ケーシングのハブに接続され且つ下流において後側留め具に接続された、推力を伝達する2つの連結アームを備える、請求項 1 から 8 のいずれか一項に記載の航空機マストから懸架されたターボジェット。

【請求項 10】

上流において中間ケーシングのハブに接続され且つ下流においてマストに接続された、推力を伝達する2つの連結アームを備える、請求項 1 から 8 のいずれか一項に記載の航空機マストから懸架されたターボジェット。

【請求項 11】

排気ケーシングに対する後側留め具が、弾力性のあるタイプからなる、請求項 1 から 10 のいずれか一項に記載の航空機マストから懸架されたターボジェット。

【請求項 12】

弾力性のある留め具が、垂直方向力を伝達する2つの取り付け具を備える、請求項 11 に記載の航空機マストから懸架されたターボジェット。

【請求項 13】

弾力性のある留め具が、横方向力を伝達する取り付け具を備える、請求項 12 に記載の

10

20

30

40

50

航空機マストから懸架されたターボジェット。

【請求項 14】

排気ケーシングに対する後側留め具が、弾力性のないタイプからなる、請求項 1 から請求項 10 のいずれか一項に記載の航空機マストから懸架されたターボジェット。

【請求項 15】

排気ケーシングに対する後側留め具が、スイベルリンクを介して取り付けられた少なくとも 2 つの連結ロッドによって排気ケーシングの外側シュラウドに接続された横梁を備える、請求項 14 に記載の航空機マストから懸架されたターボジェット。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

10

【0001】

本発明は、ガスタービンエンジンの分野に関し、特に、フロントファン及びそれらの航空機への連結具を有するターボジェットに関する。

【背景技術】

【0002】

フロントファンを有するターボジェットは、空気吸入ダクトがその上に搭載されたケーシング内に収容された大径のファンロータを備える。中間ケーシングは、ファンケーシングのすぐ後方に配置されている。下流において、ケーシングのハブは、主流のケーシングによって延在しており、様々なコンプレッサ、燃焼チャンバ、タービン、及び、排気ケーシングから構成されている。空気吸入ダクトを介して流入する空気は、ファンロータを通して圧縮された後、主流及びバイパス流という 2 つの同心円筒状流れに分割される。後者は、エンジンを迂回し、低温で分離流内に排出されるか、主流と混合された後にタービン段の下流に排出される。主流は、燃焼チャンバ内で高温ガスを生成するために、燃料と混合される前にさらなる圧縮を維持する。高温ガスは、エンジンの軸まわりにファン及び空気圧縮段を回転させる一連のタービン段を供給する。そして、主流は、推力の一部を供給するように排出される。推力は、主に、バイパス流によって生み出される。バイパス流と主流との間の流量比は、バイパス比と称され、エンジンパワーの増加は、ファンケーシングと主流ケーシングとの間の直径比が高い高バイパス比を有するエンジンの設計をもたらしている。

20

【0003】

30

従来の連結方法に係るエンジンは、マストを用いて、翼の上若しくは下において航空機又は機体に取り付けられる。マストは、細長い形状を有し、エンジンと航空機構造体との間において、軸方向、横方向、及び垂直方向の 3 方向に力を伝達するのを可能とする堅い支柱アセンブリを有する。軸は、エンジンの軸である。マストに対するエンジンの連結具は、2 つの垂直平面内に配置されている。第 1 の平面は、前側において中間ケーシングを通過し且つ後側において排気ケーシングを通過する。これら 2 つのケーシングは、特に前側及び後側ベアリングのそれぞれを支持するエンジンの構造要素である。前側平面に関して、2 つの明確に異なる連結方法が、旅客機において現在使用されており、第 1 の方法は、中間ケーシングの外側シュラウドに使用され、第 2 の方法は、ハブに使用されている。

【0004】

40

前側の連結方法に関して、本発明の主題は、中間ケーシングの外側シュラウドを介した取り付けである。

【0005】

平衡懸架の場合、力は、引っ張り又は圧縮のみにおいて作動するようにスイベルタイプのリンクを介して取り付けられているマストにエンジンを接続する連結ロッド又は等価部品によって伝達される。配置は、軸方向 F_x 、垂直方向 F_z 、及び横方向 F_y の 3 方向における力と、 M_x 、 M_y 、 M_z の 3 方向におけるモーメントとをそれぞれ伝達するように設計されている。中間ケーシングと排気ケーシングとの間の取り付けに加え、懸架部はまた、中間ケーシングのハブを、後側留め具に、任意には後側留め具の近傍においてマストに接続する、推力を伝達する又は受ける連結アームを備える。中間ケーシング上に通常配

50

置される前側懸架平面は、横方向及び垂直方向力を受け、後側懸架平面は、横方向及び垂直方向力並びにエンジン軸まわりのモーメントを受ける。横方向及び垂直方向モーメントは、2つの懸架平面の反対方向における反作用によって受けられる。

【0006】

エンジンの連結に関連する問題は、ケーシングの歪みであり、一方では、それらは、小領域を形成する連結アーム及びU字型金具タイプの取り付け点での偶発的な力の伝達に起因し、他方では、エンジン軸に沿った推力ベクトルに関してマストに対する推力の受け入れの移動に起因する。2つの力によって形成されたトルクは、その軸に沿ったエンジンの屈曲を引き起こし、性能劣化及び特定の消費の影響をともなう固定部分と回転部分との間の隙間に悪影響を与える。さらなる結果は、摩擦による部品の摩耗と、エンジンの耐用年数の低減である。本現象は、高バイパス比及びファンケーシングと主流ケーシングとの間のより大きな直径比を有するエンジンのより大きな変形をともなう、いっそう注意が払われる。

10

【先行技術文献】

【特許文献】

【0007】

【特許文献1】国際公開第2007/033994号パンフレット

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0008】

20

したがって、本発明の主題は、回転部品を含む円筒状ケーシングを局所的に又は一般に変形することなく、力をマストに伝達するフロントファンを有するターボジェットのマストに対する懸架である。さらなる主題は、最適な重量の懸架である。最後に、懸架は、アクセス可能性及びメンテナンスに影響を及ぼしてはならない。

【課題を解決するための手段】

【0009】

これらの目的は、本発明によれば、ターボジェットが、フロントファンと、放射アームによって互いに接続された外側シュラウド及びハブを有するファンの下流の中間ケーシングと、外側シュラウドを有する排気ケーシングとを備え、2つのケーシングが、1つの同一軸XX上に整列されており、マストが、細長状の構造支柱アセンブリを備える、航空機マストから懸架されたターボジェットを用いて達成される。上記ターボジェットにおいて、上記支柱アセンブリは、軸方向力及び横方向力の伝達手段を備える留め具により、上流において中間ケーシングの外側シュラウドに堅く取り付けられており、留め具により、下流において上記排気ケーシングに取り付けられている。

30

【0010】

本発明は、エンジンの通常動作におけるマストに対する力の主経路がエンジンの前側を通過し、これにより、エンジンの前後間を通過する力を低減させることによる特徴に基づいている。問題となっている力は、特に推力、重力、及び空気力学的な空気吸入ダクト力である。

【0011】

40

さらにまた、国際公開第2007/033994号パンフレットは、本出願におけるもののように、骨組みの歪みの影響及び特にエンジンの推力に起因する縦方向の屈曲を低減又は除去するよう向けられた懸架に関して知られている。しかしながら、この文献において提示されている解決策によれば、エンジンの後側連結具は、明確に除かれており、重力下で大いに強調された歪みを暗示し、ケーシング上の歪みに関する問題を満足に解決するようにはみえない。さらにまた、この解決策に関連して、本発明は、前側及び後側平面間の垂直方向についてのトルク M_z を受けることが可能であり、必要に応じて偶発的な力の受け入れに対する前側留め具の重要性を低減することができる。

【0012】

ターボジェットはまた、単体又は組み合わせで取り上げられる以下の特徴を備える：

50

軸方向力の上記伝達手段は、せん断ピンである。

前側留め具は、支柱アセンブリに固定された上流板材を備える。この板材は、中間ケーシングの外側シュラウドにボルト留めされてもよく、ボルト留めされていなくてもよい。

前側留め具は、中間ケーシングの外側シュラウドに横方向に接続されて引っ張り力又は圧縮力のみを伝達するように配置された支柱アセンブリの各側に、少なくとも1つの連結ロッドを備える。

特に、前側留め具は、中間ケーシングの外側シュラウドに横方向に接続された支柱アセンブリの各側に、一对の連結ロッドを備え、各連結ロッドは、引っ張り力又は圧縮力のみを伝達するように配置されている。

【0013】

10

ターボジェットは、上流において中間ケーシングのハブに接続され且つ下流において後側留め具又は直接マストに接続された、推力を伝達する2つの連結アームを備える。

【0014】

排気ケーシングに対する後側留め具は、弾力性のあるタイプからなり、特に、弾力性のある留め具は、垂直方向力を伝達する2つの取り付け具と、横方向力を伝達する取り付け具とを備える。

【0015】

あるいは、排気ケーシングに対する後側留め具は、弾力性のないタイプからなり、特に、スィベルリンクを介して取り付けられた少なくとも2つの連結ロッドによって排気ケーシングの外側シュラウドに接続された横梁を備える。

20

【0016】

特定の実施形態によれば、支柱アセンブリは、中間ケーシングの外側シュラウドに3点で取り付けられた3つの固定アームの組を上流において備える。固定アームは、スィベルリンクを介して、中間ケーシングの外側シュラウドに取り付けられてもよい。

【0017】

本発明は、より詳細にここに記述されるであろう。記述された実施形態は、限定されるものではなく、それらは、添付された図面を参照して記述される。

【図面の簡単な説明】

【0018】

【図1】本発明に係るマストから懸架されたターボジェットを概略的に斜視図で示している。

30

【図2】主軸上の力の分配をともなってエンジンを示している。

【図3】中間ケーシングの外側シュラウド上の支柱アセンブリの上流側の留め具を前方において等尺斜視でみたときの詳細を示している。

【図4】支柱アセンブリとシュラウドとの間の接続平面の軸方向部分を示している。

【図5】マストとしての支柱アセンブリと排気ケーシングとの間の弾力性のある留め具の略図を示している。

【図6】マストとしての支柱アセンブリと排気ケーシングとの間の弾力性のない留め具の略図を示している。

【図7】中間ケーシングのシュラウドに対する留め具の変形実施形態を示している。

40

【発明を実施するための形態】

【0019】

図1及び図2においてみられるように、ターボジェット1は、そのケーシング2が示されているフロントターボファンを有するタイプのものであり、その下流に中間ケーシング3がある。空気吸入に対応する上流端部は、図に関して左側にある。

【0020】

下流において、圧縮部のケーシング4がある。この部分は、環状タイプの燃焼チャンバ5と通じている。タービン段7は、燃焼チャンバの下流に配置されている。中間ケーシングのようにそれ自体が知られている構造部品である排気ケーシング8を有するエンジンの端部は、ベアリング、外側シュラウド、及び、ハブと外側シュラウドとの間の力を伝達す

50

る放射アームを支持するハブを備える。

【0021】

力及びモーメントの軸及び成分が方向付けられることに関連する座標系は、エンジンの軸 $X X$ に平行な軸 $O x$ を備え、軸 $X X$ は、水平であり且つ上流から下流に向けられると想定される。軸 $O z$ は、縦軸であり、軸 $O y$ は、横軸である。

【0022】

エンジンは、知られているように、マスト 9 を用いて、航空機の構造体（翼又は機体）に取り付けられる。マスト 9 の一般的な形状は、堅い平行六面体の支柱アセンブリの形状である。それは、エンジンと構造体との間の全ての力を伝達する。

【0023】

エンジンに取り付けてエンジンとマストとの間の力を伝達する全ての部品又は部材である懸架部は、中間ケーシング 3 の外側シュラウドとマスト 9 との間の前側留め具 10 と、排気ケーシング 8 の外側シュラウドとマストとの間の後側留め具 11 と、推力を受ける又は伝達する 2 つの連結アーム 12 とを備える。

【0024】

本発明によれば、上流側の留め具 10 は、方向 $O x$ における力 $F x$ 、方向 $O y$ における力 $F y$ 、方向 $O z$ における力 $F z$ 、及び、方向 $O x$ まわりのモーメント $M x$ の少なくとも一部を受けると配置されている。

【0025】

後側留め具 11 は、方向 $O y$ における力 $F y$ 、方向 $O z$ における力 $F z$ 、及び、軸方向モーメント $M x$ の一部を受けると配置されている。

【0026】

推力を受ける連結アーム 12 は、方向 $O x$ における力 $F x$ の一部を受けると配置されている。それらは、上流において、エンジンの軸 $X X$ を通過する垂直平面（ $O x$ 、 $O z$ ）の各側における中間ケーシングのハブ 31 に取り付けられており、下流において、マストとしての支柱アセンブリ 9 に直接取り付けられている。それらはまた、必要に応じて棒体を介して、排気ケーシングをマストに接続する後側留め梁にも取り付けられている。

【0027】

したがって、懸架部は、中間ケーシングの外側シュラウド 32 を通る通路を有する中間ケーシングの周囲に主力経路を有する。

【0028】

図 3 及び図 4 は、主機能が軸方向力を受けることである上流側の留め具 10 の例を示している。支柱アセンブリ 9 の上流端部は、平面（ $O x$ 、 $O y$ ）において、中間ケーシング 3 の外側シュラウド 32 に固定された基材 32 a 上に置かれている板材 90 を備える。板材及び基材は、せん断ピン 35 によって軸 $O z$ 上を横切っている。せん断ピンの機能は、シュラウド 32 と支柱アセンブリ 9 との間の軸方向力の伝達手段を形成することである。この場合、ボルト 36 は、基材 32 a に対して堅く板材を保持し、垂直方向力の一部を受ける。推力がシュラウド 32 を介して伝達されることから、シュラウド 32 は、例えばボルト留めされた円弧状の梁によって適切に補強される。エンジンの軸上の推力に由来する軸方向力は、中間ケーシングの堅い放射アーム 34 を介してマスト 9 に移動される。

【0029】

中間ケーシング 3 が、ロータの同軸シャフトを支持する前側ベアリングが内部に搭載されているハブ 31 を有するエンジンの構造部品であることに留意されたい。例えば、フロントファンと低圧及び高圧ロータ用の 2 つの同軸シャフトとを有するツインスプールエンジンにおいて、ハブは、エンジンの 3 つの前側ベアリングを含む。外側シュラウド 32 は、一部が構造物からなる放射アームによってハブに接続されており、ハブ及び外側シュラウドという 2 つの部品間の力を伝達するように配置されている。12 時方向における上の放射アーム 34 s は、支柱アセンブリ 9 の留め具の位置で、ハブと外側シュラウドとの間の推力を永久に伝達するように設計されている。

【0030】

10

20

30

40

50

せん断ピン以外の解決策もまた可能である。

【0031】

横方向力は、二重スイベル連結ロッドのシステムによって受けられる。1つの実施形態によれば、その点が嵌合によって中間ケーシングの外側シュラウド32に取り付けられているV字状の2つの連結ロッド91、92がある。留め具は、連結アームの軸における力のみを伝達するように、それ自体が知られているスイベルリンクからなる。連結ロッドによって形成されるV字は、エンジンの軸に垂直な垂直平面に含まれる。したがって、V字状の連結ロッドの各対は、エンジン軸の方向における力を受けない。

【0032】

後側留め具11を参照すると、2つの変形が可能である。

10

【0033】

図5において示される第1の実施形態によれば、後側留め具は、垂直方向力を受ける2つの取り付け具112、111を有する弾力性のあるタイプ110からなる。2つの取り付け具は、垂直平面の各側の軸に関して横断する平面内に配置されており、垂直平面は、この軸を通過する。取り付け具は、図示されていない支柱アセンブリに接続されたエラストマー部112a、111aと、スイベルタイプの留め具を介して排気ケーシング8の外側シュラウド82に接続された連結アーム112b、111bとを備える。剛性が制御された取り付け具は、エラストマー又は弾力性のある他の合成材料からなる。

【0034】

軸XXまわりのモーメントMxの一部を受けのために、第3の取り付け具113が、接線リンクをともなって最初の2つの間に配置されている。

20

【0035】

図6において示される他の実施形態によれば、留め具114は、スイベルリンクを介して、排気ケーシング8の外側シュラウド82と、軸XXに関して横断して支柱アセンブリ9に堅く取り付けられている梁117との間に取り付けられた、2つの横方向連結ロッド115、116を有する剛体である。モーメントMxの一部を受けのために、シュラウド82と梁117との間に第3の連結ロッド118が接線方向に取り付けられている。

【0036】

図7において示される変形例によれば、支柱アセンブリ19は、3つの上流構造枝材19a、19b、19cを備える。各枝材の端部は、図3において示されるもののようなリンクによって中間ケーシングの外側シュラウドに接続されている。

30

【符号の説明】

【0037】

- 1 ターボジェット
- 2 ケーシング
- 3 中間ケーシング
- 4 圧縮部のケーシング
- 5 燃焼チャンバ
- 7 タービン段
- 8 排気ケーシング
- 9 マスト(支柱アセンブリ)
- 10 前側留め具
- 11、110、114 後側留め具
- 12、111b、112b 連結アーム
- 19a、19b、19c 上流構造枝材
- 31 ハブ
- 32 中間ケーシングの外側シュラウド
- 32a 基材
- 34、34s 放射アーム
- 35 せん断ピン

40

50

- 36 ボルト
- 82 排気ケーシングの外側シュラウド
- 90 板材
- 91、92、115、116、118 連結ロッド
- 111、112、113 取り付け具
- 111a、112a エラストマー部
- 117 梁
- F_x 、 F_y 、 F_z 力
- M_x モーメント
- O_x 、 O_y 、 O_z 軸
- X エンジン軸

【 図 1 】

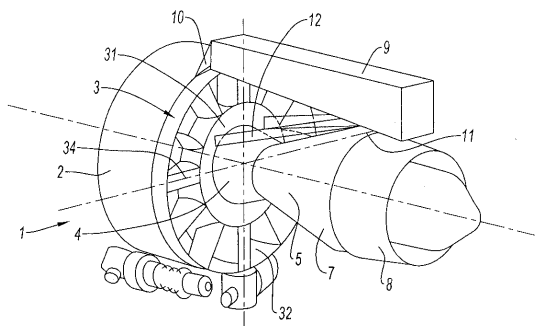


Fig. 1

【 図 2 】

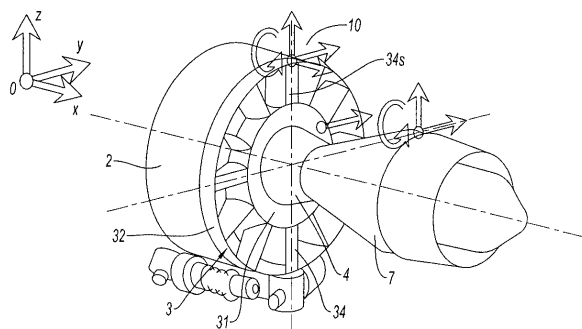


Fig. 2

【 図 3 】

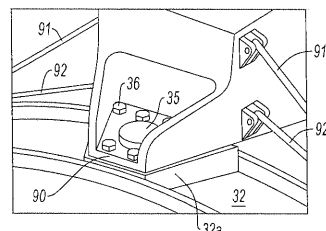


Fig. 3

【 図 4 】

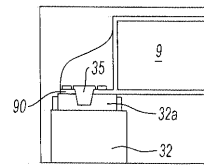


Fig. 4

【 図 5 】

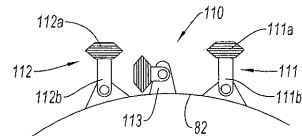


Fig. 5

【 図 6 】

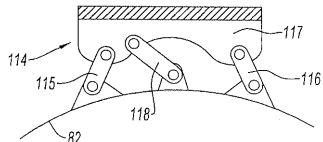


Fig. 6

【 図 7 】

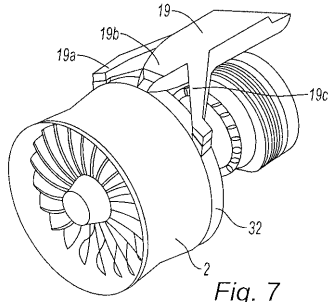


Fig. 7

フロントページの続き

- (74)代理人 100140523
弁理士 渡邊 千尋
- (74)代理人 100119253
弁理士 金山 賢教
- (74)代理人 100103920
弁理士 大崎 勝真
- (74)代理人 100124855
弁理士 坪倉 道明
- (72)発明者 アンドレ・ブリュノ・ドウニ・バイヤール
フランス国、7 6 1 1 0・プレトビル・ドユ・グラン・コー、ル・ブリユレ・7 2 5
- (72)発明者 ピエール・アラン・ジャン・マリー・フィリップ・ユーク・シユアル
フランス国、7 5 0 1 8・パリ、スクワール・ドウ・クリニヤンクール・3
- (72)発明者 フランソワ・レーモン・コント
フランス国、3 1 1 7 0・トウルヌファイユ、リュ・ドウ・ピランドリー・6
- (72)発明者 ギヨーム・ルフオール
フランス国、7 5 0 1 2・パリ、リュ・プルードン・3 7

【外国語明細書】

Specification

Title of Invention

Turbojet suspended from an aircraft mast

The present invention relates to the field of gas turbine engines, in particular of turbojets with a front fan, and their coupling to an aircraft.

Background of the invention

A turbojet with a front fan comprises a large-diameter fan rotor housed in a casing onto which the air intake duct is mounted. An intermediate casing is placed immediately behind the fan casing. Downstream, the hub of the casing is extended by the casing of the main flow and consists of various compressor, combustion chamber, turbine and exhaust casings. The air entering via the air intake duct is compressed through the fan rotor then divided into two concentric cylindrical flows: a main flow and a bypass flow. The latter bypasses the engine and is discharged cold either in a separate flow or, after mixing with the main flow, downstream of the turbine stages. The main flow sustains an additional compression before being mixed with a fuel to produce hot gases in a combustion chamber. The hot gases supply the successive turbine stages which rotate the fan and the air compression stages about the axis of the engine. The main flow is then discharged to supply a portion of the thrust. The latter is produced mostly by the bypass flow. The ratio of the flow rates between the bypass and main flows is called the bypass ratio; the increase in engine power is bringing about the design of engines with a high bypass ratio for which the diameter ratio between the fan casing and the main flow casing is high.

Description of the prior art

The engines, according to a conventional coupling method, are attached to the aircraft, on or under the wing or to the fuselage, by means of a mast. The mast has the shape of an elongated and rigid strut assembly capable of transmitting the forces in three directions, axial, lateral and vertical, between the engine and the aircraft structure, the axis being that of the engine. The coupling of the engine to the mast is located in two vertical planes, a first plane at the front passing through the intermediate casing and at the rear passing through the exhaust casing. These two casings are structural elements of the engine supporting notably the respectively front and rear bearings. With respect to the front plane, two distinct coupling methods are currently used on civil aircraft, a first to the outer shroud of the intermediate casing, and a second at the hub.

With respect to the front coupling method, the subject of the present invention is an attachment via the outer shroud of the intermediate casing.

In the case of isostatic suspensions, the forces are transmitted by link rods or equivalent parts connecting the engine to the mast while being attached via links of the swivel type so as to work in traction and in compression only. The arrangement is designed to transmit the forces in three directions, axial F_x , vertical F_z and lateral F_y , and the moments in these three directions M_x , M_y and M_z respectively. In addition to the attachments between the intermediate and exhaust casings, the suspension also comprises link arms for transmitting or receiving thrust connecting the hub of the intermediate casing to the rear attachment, optionally to the mast in the vicinity of the rear attachment. The front suspension plane, usually situated on the intermediate casing, receives lateral and vertical forces, the rear suspension plane receives lateral and vertical forces and the moment about the engine axis. The lateral and vertical moments are received by the reactions in opposite directions of the two suspension planes.

The problems associated with the coupling of the engines are the distortions of the casings, on the one hand those resulting from the occasional transmissions of the forces, the attachment points of the link arm and clevis type forming zones of small extent, on the other hand those resulting from the transfer of the acceptance of thrust to the mast relative to the thrust vector along the engine axis. The torque formed by the two forces induces a flexing of the engine along its axis which adversely affects the clearances between the fixed and rotating portions with deterioration of performance and an impact on specific consumption. A further result is wear of the parts by friction and a reduced service life of the engine. The phenomenon is all the more marked with greater amplitudes of deformations on the engines with a high bypass ratio and with a greater diameter ratio between the fan casing and the main flow casing.

Summary of the invention

The subject of the present invention is therefore a suspension of a turbojet with front fan to a mast which transmits forces to the latter without locally or generally deforming cylindrical casings containing rotating parts. A further subject is an optimal weight suspension. Finally the suspension must not adversely affect accessibility and maintenance.

These objectives are achieved, according to the invention, with a turbojet suspended from an aircraft mast, the turbojet comprising a front fan, an intermediate casing downstream of the fan with an outer shroud and a hub connected together by radial arms and an exhaust casing with an outer shroud, the two casings being aligned on one and the same axis XX, the mast comprising a structural strut assembly of elongated shape. In said turbojet said strut assembly is attached upstream rigidly to the outer shroud of the intermediate casing by an attachment comprising a means for transmitting the axial and lateral forces and downstream by an attachment to said exhaust casing.

The invention is based on the feature by which the main path of the forces in normal operation of the engine to the mast passes through the front of the engine and thereby reduces the forces passing between the front and the rear of the engine. The forces in question are notably thrust, gravity and the aerodynamic air intake duct forces.

Furthermore, patent application WO2007/033994 is known relating to a suspension that is directed, as in the present application, to reducing or removing the framework distortion effects and in particular the longitudinal flexing due to the thrust of the engine. However, according to the solution presented in this document, the rear coupling of the engine is explicitly excluded, which implies greatly accentuated distortions under gravity and does not seem to satisfactorily solve the problem of the distortions on the casing. Furthermore, relative to this solution, the invention makes it possible to receive the torque M_z , about the vertical direction, between the front and rear planes, which makes it possible to reduce the importance of the front attachment to an occasional acceptance of forces if necessary.

The turbojet also comprises the following features taken in isolation or in combination:

Said means for transmitting the axial forces is a shear pin.

The front attachment comprises an upstream plate secured to the strut assembly. This plate may or may not be bolted onto the outer shroud of the intermediate casing.

The front attachment comprises at least one link rod on each side of the strut assembly connected laterally to the outer shroud of the intermediate casing and arranged so as to transmit only traction or compression forces.

More particularly, the front attachment comprises a pair of link rods on each side of the strut assembly connected to the outer shroud of the intermediate casing, each of the link rods being arranged so as to transmit only traction or compression forces.

The turbojet comprises two link arms for transmitting thrust connected upstream to the hub of the intermediate casing and downstream to the rear attachment or else to the mast directly.

The rear attachment to the exhaust casing is of the flexible type and more particularly the flexible attachment comprises two mounts transmitting the vertical forces and a mount transmitting the lateral forces.

Alternatively, the rear attachment to the exhaust casing is of the rigid type and more particularly the rear attachment to the exhaust casing comprises a transverse beam connected to the outer shroud of the exhaust casing by at least two link rods attached via swivel links.

According to a particular embodiment, the strut assembly comprises upstream a set of three rigid arms attached at three points to the outer shroud of the intermediate casing. The rigid arms may be attached to the outer shroud of the intermediate casing via swivel links.

The invention will now be described in greater detail, the described embodiments not being limiting; they are described with reference to the appended drawings.

Description of the preferred embodiments

As can be seen in figures 1 and 2, the turbojet 1 is of the type with a front turbofan whose casing 2 has been shown, downstream of which there is the intermediate casing 3. The upstream end, corresponding to the air intake, is on the left relative to the figure.

Downstream, there is the casing 4 of the compression section. This section communicates with the combustion chamber 5 of the annular type. The turbine stages 7 are situated downstream of the combustion chamber. The engine ends with the exhaust casing 8, a structural part known per se, which, like the intermediate casing, comprises a hub supporting bearings, an outer shroud and radial arms for transmitting forces between the hub and the outer shroud.

The coordinate system, relative to which the axes and the components of the forces and moments are oriented, comprises the axis Ox parallel to the axis XX of the engine, the latter being assumed to be horizontal and oriented from upstream to downstream; the axis Oz is the vertical axis and the axis Oy is the transverse axis.

The engine is attached to the structure of the aircraft, wing or fuselage, by means of a mast 9, as is known. The general shape of the latter is that of a rigid parallelepipedal strut assembly. It transmits all force between the engine and the structure.

The suspension which is all the parts or members attaching the engine and transmitting the forces between the engine and the mast, comprises a front attachment 10 between the outer shroud of the intermediate casing 3 and the mast 9, a rear attachment 11 between the outer shroud of the exhaust casing 8 and the mast, and two link arms 12 for accepting or transmitting thrust.

According to the invention, the upstream attachment 10 is arranged to receive the forces F_x in the direction Ox , F_y in the direction Oy , F_z in the direction Oz and at least a portion of the moment M_x about the direction Ox .

The rear attachment 11 is arranged to receive the forces F_y in the direction

Oy and the forces Fz in the direction Oz, and a portion of the axial moment Mx.

The link arms 12 for receiving thrust are arranged to receive a portion of the forces Fx in the direction Ox. They are attached upstream to the hub 31 of the intermediate casing, on either side of the vertical plane (Ox, Oz) passing through the axis XX of the engine; downstream they are attached directly to the strut assembly 9 of the mast. They may also be attached to the rear attachment beam which connects the exhaust casing to the mast, if necessary via a bar.

Therefore the suspension has a main force path around the intermediate casing with a passage through the outer shroud 32 of the intermediate casing.

Figures 3 and 4 represent an example of upstream attachment 10 whose main function is to receive the axial forces. The upstream end of the strut assembly 9 comprises a plate 90 in the plane (Ox; Oy) which rests on a base 32a secured to the outer shroud 32 of the intermediate casing 3. The plate and the base are traversed, on the axis Oz, by a shear pin 35. The function of the shear pin is to form a means of transmitting the axial forces between the shroud 32 and the strut assembly 9. In this instance bolts 36 hold the plate tight against the base 32a and receive a portion of the vertical forces. Because the thrust forces are transmitted via the shroud 32, the latter is reinforced appropriately, for example by a bolted beam in an arc of a circle. The axial forces originating from the thrust on the axis of the engine are transferred to the mast 9 via a rigid radial arm 34 of the intermediate casing.

Note that the intermediate casing 3 is a structural part of the engine with a hub 31 inside which the front bearings supporting the coaxial shafts of the rotors are mounted. For example, in a twin-spool engine with a front fan and two coaxial shafts for the low-pressure and high-pressure rotors, the hub contains the three front bearings of the engine. The outer shroud 32 is connected to the hub by radial arms of which a portion is structural and arranged to transmit the forces between the two parts, hub and outer shroud. The top radial arm 34s at 12 o'clock is designed to permanently transmit the thrust between the hub and the outer shroud at the location of attachment of the strut assembly 9.

Solutions other than the shear pin are also possible.

The lateral forces are received by a system of dual-swiveled link rods. According to one embodiment, there are two link rods 91 and 92 in a V shape whose point is attached by a fitting to the outer shroud 32 of the intermediate casing. The attachments are made by swivel links as is known per se so as to transmit only forces that are in the axis of the link arm. The V formed by the link rods is contained in a vertical plane perpendicular to the axis of the engine. Therefore each pair of link rods in a V formation receives no force in the direction of the engine axis.

With reference to the rear attachment 11, two variants are possible.

According to a first embodiment represented in figure 5, the rear attachment is of the flexible type 110 with two mounts 112 and 111 to receive vertical forces. The two mounts are placed in a plane that is transverse relative to the axis on either side of the vertical plane which passes through this axis. The mounts comprise an elastomer portion 112a, 111a connected to the strut assembly not shown in the figure and a link arm 112b, 111b connected via an attachment of the swivel type to the outer shroud 82 of the exhaust casing 8. The mounts whose stiffness is controlled are made of elastomer or any other flexible composite material.

To receive a portion of the moment M_x about the axis XX, a third mount 113 is placed between the first two with a tangential link.

According to another embodiment shown in figure 6, the attachment 114 is rigid with two lateral link rods 115 and 116 attached via swivel links between the outer shroud 82 of the exhaust casing 8 and a beam 117 that is transverse relative to the axis XX which is attached rigidly to the strut assembly 9. To receive a portion of the moment M_x , a third link rod 118 is attached tangentially between the shroud 82 and the beam 117.

According to a variant shown in figure 7, the strut assembly 19 comprises three upstream structural branches 19a, 19b and 19c. The end of each branch is connected to the outer shroud of the intermediate casing by a link like that shown in figure 3.

Brief Description of Drawings

figure 1 represents schematically and in perspective a turbojet suspended from a mast according to the invention.

figure 2 represents the engine with the distribution of the forces on the main axes.

figure 3 represents, seen in front isometric perspective, a detail of the upstream attachment of the strut assembly on the outer shroud of the intermediate casing.

figure 4 shows an axial section of the plane of connection between the strut assembly and the shroud.

figure 5 shows the diagram of a flexible attachment between the strut assembly of the mast and the exhaust casing.

figure 6 shows the diagram of a rigid attachment between the strut assembly of the mast and the exhaust casing.

figure 7 shows a variant embodiment of the attachment to the shroud of the intermediate casing.

Claims

1. A turbojet suspended from an aircraft mast, the turbojet comprising a front fan, an intermediate casing downstream of the fan with an outer shroud and a hub connected together by radial arms and an exhaust casing with an outer shroud, the two casings being aligned on one and the same axis XX, the mast comprising a structural strut assembly of elongated shape, wherein said strut assembly is attached upstream rigidly to the outer shroud of the intermediate casing by a front attachment comprising a means for transmitting the axial and lateral forces and downstream by a rear attachment to said exhaust casing.
2. The turbojet suspended from an aircraft mast as claimed in claim 1, wherein said means for transmitting the forces is a shear pin.
3. The turbojet as claimed in claims 1 or 2, wherein the front attachment comprises a plate secured to the upstream strut assembly.
4. The turbojet as claimed in claim 1, wherein said plate secured to the strut assembly is bolted onto the outer shroud of the intermediate casing.
5. The turbojet as claimed in one of the preceding claims, wherein the front attachment comprises at least one link rod on each side of the strut assembly connected laterally to the outer shroud of the intermediate casing and arranged so as to transmit only traction or compression forces.
6. The turbojet as claimed in the preceding claim wherein the front attachment comprises a pair of link rods on each side of the strut assembly connected laterally to the outer shroud of the intermediate casing and arranged so as to transmit only traction or compression forces.
7. The turbojet suspended from an aircraft mast as claimed in claim 1, wherein the strut assembly comprises upstream a set of three rigid arms attached at three points to the outer shroud of the intermediate casing.
8. The turbojet suspended from an aircraft mast as claimed in the preceding claim, wherein the rigid arms are attached to the outer shroud of the intermediate casing via swivel links.
9. The turbojet suspended from an aircraft mast as claimed in one of the preceding claims, comprising two link arms for transmitting thrust connected upstream to the hub of the intermediate casing and downstream to the rear attachment.

10. The turbojet suspended from an aircraft mast as claimed in one of claims 1 to 8, comprising two link arms for transmitting thrust connected upstream to the hub of the intermediate casing and downstream to the mast.
11. The turbojet suspended from an aircraft mast as claimed in one of the preceding claims, wherein the rear attachment to the exhaust casing is of the flexible type.
12. The turbojet suspended from an aircraft mast as claimed in the preceding claim, wherein the flexible attachment comprises two mounts transmitting the vertical forces.
13. The turbojet suspended from an aircraft mast as claimed in the preceding claim, wherein the flexible attachment comprises a mount transmitting the lateral forces.
14. The turbojet suspended from an aircraft mast as claimed in one of claims 1 to 10, wherein the rear attachment to the exhaust casing is of the rigid type.
15. The turbojet suspended from an aircraft mast as claimed in the preceding claim, wherein the rear attachment to the exhaust casing comprises a transverse beam connected to the outer shroud of the exhaust casing by at least two link rods attached via swivel links.

1. Abstract

The present invention relates to a turbojet suspended from an aircraft mast, the turbojet (1) comprising a front fan, an intermediate casing (3) downstream of the fan with an outer shroud (32) and a hub (31) connected together by radial arms (34) and an exhaust casing (8) with an outer shroud, the two casings (3, 8) being aligned on one and the same axis XX, the mast comprising (9) a structural strut assembly of elongated shape. In said turbojet said strut assembly (9) is attached upstream rigidly to said outer shroud (32) of the intermediate casing (3) by a front attachment (10) comprising a means for transmitting the axial and lateral forces and downstream by a rear attachment to said exhaust casing.

2. Representative Drawing

FIG. 1

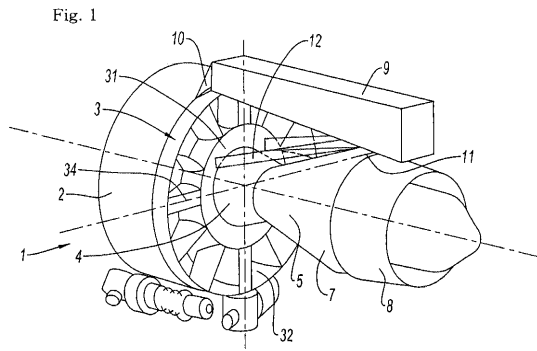


Fig. 1

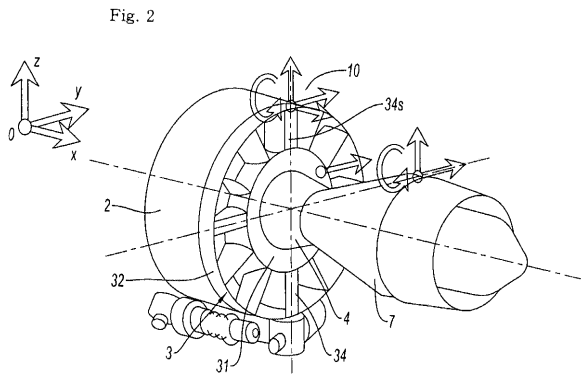


Fig. 2

Fig. 3

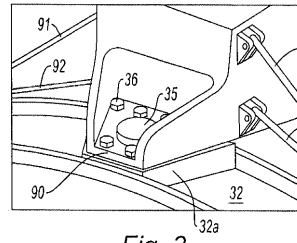


Fig. 3

Fig. 4

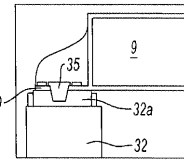


Fig. 4

Fig. 5

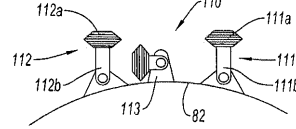


Fig. 5

Fig. 6

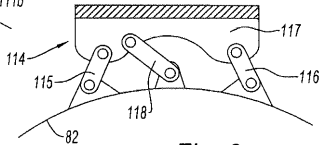


Fig. 6

Fig. 7

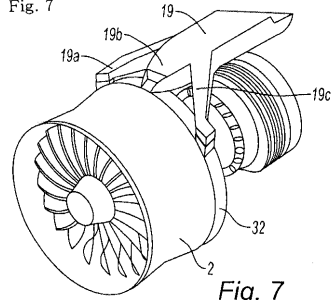


Fig. 7