

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6265609号
(P6265609)

(45) 発行日 平成30年1月24日(2018.1.24)

(24) 登録日 平成30年1月5日(2018.1.5)

(51) Int.Cl.	F I
B 6 4 D 27/26 (2006.01)	B 6 4 D 27/26
F 0 2 C 7/00 (2006.01)	F 0 2 C 7/00 F
F 0 2 C 7/20 (2006.01)	F 0 2 C 7/00 E
F 0 1 D 25/24 (2006.01)	F 0 2 C 7/20 A
	F 0 1 D 25/24 J
請求項の数 12 外国語出願 (全 26 頁)	

(21) 出願番号	特願2013-51216 (P2013-51216)	(73) 特許権者	500520743
(22) 出願日	平成25年3月14日 (2013.3.14)		ザ・ボーイング・カンパニー
(65) 公開番号	特開2013-193733 (P2013-193733A)		The Boeing Company
(43) 公開日	平成25年9月30日 (2013.9.30)		アメリカ合衆国、60606-2016
審査請求日	平成28年2月16日 (2016.2.16)		イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
(31) 優先権主張番号	13/422, 123	(74) 代理人	100109726
(32) 優先日	平成24年3月16日 (2012.3.16)		弁理士 園田 吉隆
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100101199
			弁理士 小林 義教
		(72) 発明者	シュネルツ, ジェイムズ ロバート
			アメリカ合衆国 ワシントン 98116
			, シアトル, 40番 アヴェニュー
			サウスウエスト 3268
最終頁に続く			

(54) 【発明の名称】 航空機のエンジン搭載システム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

航空機(100)のエンジン(102)の支持構造体(108)に連結されるように構成されたフレーム(124)、

前記フレーム(124)に連結され、且つ前記エンジン(102)のファンケース(116)に連結されるように構成された第一のリンクシステム(126)、及び

前記フレーム(124)に連結され、且つ前記エンジン(102)のエンジンコアケース(118)に連結されるように構成された第二のリンクシステム(128)を備え、前記フレーム(124)は、

前記支持構造体(108)及び前記第二のリンクシステム(128)に連結されるように構成された第一の端部(132)であって、前記第一の端部(132)は、前記支持構造体(108)の端部の下面に連結されるように構成されている、第一の端部(132)と、

前記第一のリンクシステム(126)に連結されるように構成された第二の端部(134)と、を有し、

前記フレーム(124)の高さは、前記支持構造体(108)の高さより小さい、装置。

【請求項2】

前記第一のリンクシステム(126)を前記ファンケース(116)に連結するように構成されたブラケット(610)をさらに備える、請求項1に記載の装置。

10

20

【請求項 3】

前記第二のリンクシステム(128)を前記フレーム(124)に連結するように構成されたバー(700)をさらに備える、請求項1または2に記載の装置。

【請求項 4】

前記第二のリンクシステム(128)を前記エンジンコアケース(118)に連結するように構成された任意の数のブラケットをさらに備える、請求項1乃至3のいずれか一項に記載の装置。

【請求項 5】

前記第一のリンクシステム(126)は、
任意の数のリンク(600)を備え、前記任意の数のリンクは、固定リンク(604)、及び浮動リンク(606)をさらに備える、請求項1乃至4のいずれか一項に記載の装置。

10

【請求項 6】

前記フレーム(124)は、
第一のコネクタセクション(1002)、
第二のコネクタセクション(1004)、及び
前記第一のコネクタセクション(1002)から前記第二のコネクタセクション(1004)に延びる任意の数の細長部材(509)を有する、請求項1乃至5のいずれか一項に記載の装置。

20

【請求項 7】

前記フレーム(124)、前記第一のリンクシステム(126)、及び前記第二のリンクシステム(128)は、チタン、鋼、及び合金鋼の一つから選択された任意の数の材料からなる、請求項1乃至6のいずれか一項に記載の装置。

【請求項 8】

前記支持構造体(108)は、エンジンパイロン(114)とする、請求項1乃至7のいずれか一項に記載の装置。

【請求項 9】

前記第一のリンクシステム(126)は、前記ファンケース(116)の中央を通過して延びる軸(305)に実質的に垂直である方向(514)に荷重を支持するように構成される、請求項1乃至8のいずれか一項に記載の装置。

30

【請求項 10】

前記荷重は側面荷重(140)とする、請求項9に記載の装置。

【請求項 11】

前記荷重は第一の荷重とし、前記方向(514)は第一の方向(514)とし、且つ前記第二のリンクシステム(128)は前記ファンケース(116)の中央を通過して延びる前記軸(305)に実質的に垂直である第二の方向(516)に第二の荷重を支持するように構成される、請求項9に記載の装置。

【請求項 12】

前記第二の荷重は鉛直荷重(142)とする、請求項11に記載の装置。

【発明の詳細な説明】

40

【技術分野】

【0001】

本発明の開示は、概して航空機に関するものであり、具体的には航空機のパーツを連結することに関する。さらに具体的には、本発明の開示は、エンジンを航空機に連結するための方法及び装置に関する。

【背景技術】

【0002】

航空機に推進力を提供するエンジンは、航空機の翼に取り付けられる。航空機の翼に取り付けられるエンジンは、ターボファンの形態をとることができる。具体的には、ターボファンは、高バイパスターボファンとすることができる。

50

【0003】

これらのエンジンは、航空機の翼の下にエンジンを搭載する搭載システムを介して、航空機の翼に連結される。これらのエンジンを翼に対してより高く搭載することが望ましい。これらのエンジンを翼に近接して搭載するときには、エンジンパイロンが使用される。エンジンパイロンは、翼及びエンジンの両方に連結される強固な支持構造体及びこの支持構造体を覆うために使用されるフェアリングを備える。

【0004】

一般的に、支持構造体は、前方搭載システム及び後方搭載システムを使用してエンジンに連結される。後方搭載システムは、支持構造体をエンジンのエンジンコアケースに連結するために使用される。後方搭載システムは、側面荷重、鉛直荷重、及びスラスト荷重を支えるように構成される。

10

【0005】

後方搭載システムは、支持構造体をエンジンのファンケースに連結するために使用される。前方搭載システムは、側面荷重及び鉛直荷重を支えるように構成される。いくつかの現在利用できる前方搭載システムの中には、前方搭載システムがファンケースの上部に連結されるものもある。この種の前方搭載システムの中には、支持構造体がエンジンのファンケース上の要求よりも高いところに搭載されるものもある。その結果、エンジンは、要求されるよりもはるかに翼から離れたところに搭載される。

【0006】

さらに、これらの種類の前方搭載システムを使用して支持構造体がファンケース上に搭載されるときには、支持構造体を覆うために使用されるフェアリングの構造は、所望のものよりも大きくなる。このフェアリングの大きな構成により、所望の空気力学的流れを下回る結果となることがある。たとえば、フェアリングの高さが所望のものよりも高くなり、空力性能のレベルを低下させる。この結果、航空機の燃料効率が低下するかもしれない。

20

【0007】

したがって、上述した問題の少なくとも一部と、起こりうる他の問題とを考慮する方法と装置を有することが好ましい。

【発明の概要】

【課題を解決するための手段】

30

【0008】

一つの実施形態では、装置は、フレーム、フレームに連結された第一のリンクシステム、及びフレームに連結された第二のリンクシステムを備える。フレームは、航空機のエンジンの支持構造体に連結されるように構成される。第一のリンクシステムは、エンジンのファンケースに連結されるように構成される。第二のリンクシステムは、エンジンのエンジンコアケースに連結されるように構成される。

【0009】

別の実施形態では、エンジンを作動させる方法が提示される。フレーム、フレーム及びエンジンのファンケースに連結された第一のリンクシステム、フレーム及びエンジンのエンジンコアケースに連結された第二のリンクシステムを備える搭載システムにより、航空機の翼に連結されたエンジンが作動する。任意の数の側面荷重は、第一のリンクシステムを使用して支えることができる。第二の任意の数の荷重は、第二のリンクシステムを使用して支えることができる。

40

【0010】

さらに別の実施形態では、航空機エンジン搭載システムは、フレーム、フレームに連結された第一のリンクシステム、フレームに連結された第二のリンクシステム、ブラケット、パー、及び任意の数のブラケットを備えることができる。フレームは、航空機のエンジンのエンジンパイロン内の支持構造体に連結されるように構成される。フレームは、航空機のエンジンのための支持構造体に連結されるように構成された第一の端部、及び第一のリンクシステムに連結されるように構成された第二の端部を有する。フレームは、フレ

50

ムの第一の端部に第一のコネクタセクション、フレームの第二の端部に第二のコネクタセクション、及び第一のコネクタセクションから第二のコネクタセクションに延びる任意の数の細長部材を有することができる。第一のリンクシステムは、エンジンのファンケースに連結されるように構成される。第一のリンクシステムは、固定リンク及び浮動リンクを備えることができる。第一のリンクシステムは、航空機を通過してピッチ軸に実質的に平行である第一の方向に任意の数の側面荷重を支えるようにさらに構成することができる。第二のリンクシステムは、エンジンのエンジンコアケースに連結されるように構成される。第二のリンクシステムは、航空機を通過してヨー軸に実質的に平行である第二の方向に任意の数の鉛直荷重を支えるようにさらに構成される。ブラケットは、第一のリンクシステムをファンケースに連結するように構成される。バーは、第二のリンクシステムをフレームに連結するように構成される。任意の数のブラケットは、第二のリンクシステムをエンジンコアケースに連結するように構成される。フレーム、第一のリンクシステム、及び第二のリンクシステムは、チタン、鋼及び合金鋼の一つから選択された任意の数の材料からなる。

10

【 0 0 1 1 】

さらに別の実施形態では、エンジンを作動させる方法が提示される。フレーム、フレーム及びエンジンのファンケースに連結された第一のリンクシステム、フレーム及びエンジンのエンジンコアケースに連結された第二のリンクシステムを備える前方搭載システムにより、航空機の翼のパイロンに連結されたエンジンが作動する。フレームは、航空機エンジンの支持構造体に連結されるように構成された第一の端部、及び前記第一のリンクシステムに連結されるように構成された第二の端部を有する。フレームは、第一の端部に第一のコネクタセクション、第二の端部に第二のコネクタセクション、及び第一のコネクタセクションから第二のコネクタセクションに延びる任意の数の細長部材を有する。任意の数の側面荷重は、第一のリンクシステムを使用して支えられる。ブラケットは、第一のリンクシステムをファンケースに連結する。任意の数の鉛直荷重は、第二のリンクシステムを使用して支えられる。任意の数のブラケットは、第二のリンクシステムをエンジンコアケースに連結するように構成される。

20

【 0 0 1 2 】

本発明のさらに別の態様によれば、航空機のエンジンの支持構造体に連結されるように構成されたフレーム、フレームに連結され且つエンジンのファンケースに連結されるように構成された第一のリンクシステム、及びフレームに連結され且つエンジンのエンジンコアケースに連結されるように構成された第二のリンクシステムを備える装置が提供される。有利には、フレームは、航空機のエンジンの前記支持構造体に連結されるように構成された第一の端部、及び第一のリンクシステムに連結されるように構成された第二の端部を有する。有利には、装置は、第一のリンクシステムをファンケースに連結するように構成されたブラケットをさらに備える。有利には、装置は、第二のリンクシステムをフレームに連結するように構成されたバーをさらに備える。有利には、装置は、第二のリンクシステムをエンジンコアケースに連結するように構成された任意の数のブラケットをさらに備える。有利には、第一のリンクシステムは、任意の数のリンクを備える。好適には、任意の数のリンクは、固定リンク及び浮動リンクを備える。有利には、フレームは、第一のコネクタセクション、第二のコネクタセクション、及び第一のコネクタセクションから第二のコネクタセクションに延びる任意の数の細長部材を有する。有利には、フレーム、第一のリンクシステム、及び第二のリンクシステムは、チタン、鋼及び合金鋼の一つから選択された任意の数の材料からなる。有利には、フレーム、第一のリンクシステム、及び第二のリンクシステムは、支持構造体をエンジンに連結するための前方搭載システムを形成する。有利には、第一のリンクシステムは、ファンケースの中央を通過して延びる軸に実質的に垂直である方向に任意の数の側面荷重を支えるように構成される。好適には、任意の数の側面荷重の一つは、航空機を通過してピッチ軸に実質的に平行である方向にある。有利には、第二のリンクシステムは、ファンケースの中央を通過して延びる軸に実質的に垂直である方向に任意の数の鉛直荷重を支えるように構成される。好適には、任意の数の鉛直荷重

30

40

50

の一つは、航空機を通過してヨー軸に実質的に平行である方向にある。

【0013】

本発明のさらに別の態様によれば、エンジンを作動させる方法は、フレーム、フレーム及びエンジンのファンケースに連結された第一のリンクシステム、並びにフレーム及びエンジンのエンジンコアケースに連結された第二のリンクシステムを備える搭載システムにより航空機の翼に連結されたエンジンを作動させること、第一のリンクシステムを使用して任意の数の側面荷重を支えること、及び第二のリンクシステムを使用して任意の数の鉛直荷重を支えることを含む。有利には、第一のリンクシステムを使用して任意の数の側面荷重を支えるステップは、第一のリンクシステム及びフレームを使用して任意の数の側面荷重を支えることを含み、フレームはエンジンの支持構造体に連結されるように構成された第一の端部、及び第一のリンクシステムに連結されるように構成された第二の端部を有する。有利には、第一のリンクシステムを使用して任意の数の側面荷重を支えるステップは、第一のリンクシステム及びフレームを使用して任意の数の側面荷重を支えることを含み、ブラケットは第一のリンクシステムをファンケースに連結するように構成される。有利には、第二のリンクシステムを使用して任意の数の鉛直荷重を支えるステップは、第二のリンクシステムを使用して任意の数の鉛直荷重を支えることを含み、バーは第二のリンクシステムをフレームに連結するように構成される。有利には、第二のリンクシステムを使用して任意の数の鉛直荷重を支えるステップは、第二のリンクシステムを使用して任意の数の鉛直荷重を支えることを含み、任意の数のブラケットは第二のリンクシステムをエンジンコアケースに連結するように構成される。有利には、第一のリンクシステムは、固定リンク及び浮動リンクを備える。有利には、フレームは、第一のコネクタセクション、第二のコネクタセクション、及び第一のコネクタセクションから第二のコネクタセクションに延びる任意の数の細長部材を有する。有利には、方法は、第二のリンクシステムを使用して任意の数のスラスト荷重を支えることをさらに含む。有利には、搭載システムは、エンジンパイロンをエンジンに連結するように構成された前方搭載システムとする。有利には、方法は、所望の構成を有するフェアリングを使用してエンジンの作動中に通風を減らすことをさらに含み、フェアリングは、搭載システムによりエンジンに連結された搭載システム及び支持構造体を覆うように構成される。

【0014】

本発明のさらに別の態様によれば、航空機のエンジンのためのエンジンパイロンの支持構造体に連結されるように構成されたフレームであって、航空機のエンジンの支持構造体に連結されるように構成された第一の端部及び第一のリンクシステムに連結されるように構成された第二の端部を有し、且つその第一の端部に第一のコネクタセクション、その第二の端部に第二のコネクタセクション、及び第一のコネクタセクションから第二のコネクタセクションに延びる任意の数の細長部材を有することを特徴とするフレーム、フレームに連結され且つエンジンのファンケースに連結されるように構成された第一のリンクシステムであって、固定リンク及び浮動リンクを備え、且つ航空機を通過してピッチ軸に実質的に平行である第一の方向に任意の数の側面荷重を支えるように構成されることを特徴とする第一のリンクシステム、フレームに連結され且つエンジンのエンジンコアケースに連結されるように構成された第二のリンクシステムであって、航空機を通過してヨー軸に実質的に平行である第二の方向に任意の数の鉛直荷重を支えるように構成されることを特徴とする第二のリンクシステム、第一のリンクシステムをファンケースに連結させるように構成されたブラケット、第二のリンクシステムをフレームに連結するように構成されたバー、及び第二のリンクシステムをエンジンコアケースに連結するように構成された任意の数のブラケットであって、フレーム、第一のリンクシステム、及び第二のリンクシステムは、チタン、鋼、及び合金鋼の一つから選択された任意の数の材料からなることを特徴とする任意の数のブラケットを備える航空機エンジン搭載システムが提供される。

【0015】

本発明のさらに別の態様によれば、エンジンを作動させる方法であって、フレーム、フレーム及びエンジンのファンケースに連結された第一のリンクシステム、及びフレーム及

10

20

30

40

50

びエンジンのエンジンコアケースに連結された第二のリンクシステムを備える前方搭載システムにより航空機の翼のエンジンパイロンに連結されたエンジンを作動させることであって、フレームはエンジンの支持構造体に連結されるように構成された第一の端部及び第一のリンクシステムに連結されるように構成された第二の端部を有し、且つフレームは第一の端部に第一のコネクタセクション、第二の端部に第二のコネクタセクション、及び第一のコネクタセクションから第二のコネクタセクションに延びる任意の数の細長部材を有することを特徴とすること、ブラケットが第一のリンクシステムをファンケースに連結する第一のリンクシステムを使用して任意の数の側面荷重を支えること、及び任意の数のブラケットが第二のリンクシステムをエンジンコアケースに連結するように構成された第二のリンクシステムを使用して任意の数の鉛直荷重を支えることを含む方法が提供される。

10

【0016】

上述のフィーチャ、機能、及び利点は、本発明で開示される種々の実施形態において単独で達成することができるか、又は他の実施形態において組み合わせることができ、これらの実施形態のさらなる詳細は、後述の説明及び図面を参照して理解することができる。

【0017】

実施形態の特徴と考えられる新規のフィーチャは、添付の特許請求の範囲に明記される。しかしながら、実施形態、好適な使用モード、さらにはその目的及び特徴は、添付図面とともに本発明の好適な実施形態の以下の詳細な説明を参照することにより最もよく理解されるだろう。

【図面の簡単な説明】

20

【0018】

【図1】一つの実施形態による航空機のブロック図である。

【図2】一つの実施形態による航空機の図である。

【図3】一つの実施形態によるエンジンを翼に搭載するためのエンジン搭載システムの部分露出側面図である。

【図4】一つの実施形態によるエンジンを翼に連結するためのエンジン搭載システムの等角図である。

【図5】一つの実施形態による荷重ベクトルを示すエンジンを翼に連結するためのエンジン搭載システムの等角図である。

【図6】一つの実施形態による搭載構造体及びファンケースに連結された前方搭載システムの一部をより詳細に示す図である。

30

【図7】一つの実施形態による前方搭載システムの別の図である。

【図8】一つの実施形態によるブラケットの図である。

【図9】一つの実施形態による第一のリンクシステムのリンクの図である。

【図10】一つの実施形態によるフレームの図である。

【図11】一つの実施形態によるフレームの別の図である。

【図12】一つの実施形態によるバーの図である。

【図13】一つの実施形態による第二のリンクシステムのリンクの図である。

【図14】一つの実施形態によるブラケットの図である。

【図15】一つの実施形態によるエンジンを作動させるためのプロセスのフローチャートである。

40

【図16】一つの実施形態による航空機の製造及び保守方法を示す図である。

【図17】一つの実施形態が実施される航空機の図である。

【発明を実施するための形態】

【0019】

異なる実施形態は、一又は複数の異なる検討事項を認識し考慮する。いくつかの現在使用できる前方搭載システムを使用して支持構造体がファンケースに連結されるときには、エンジンパイロンの支持構造体の構成がエンジンパイロンのフェアリングに好ましくない構成をもたらすこともあることを、異なる実施形態は認識し考慮する。

【0020】

50

特に、前方搭載システムが支持構造体の前方端部をエンジンのファンケースの上部に連結するために使用されるときには、支持構造体は所望のものよりも長く且つ高くなりうるということ、異なる実施形態は認識し考慮する。支持構造体の長さ及び高さが増加するにつれ、支持構造体を覆うために使用されるフェアリングのサイズも好ましくない方法で増加する。大きいフェアリングよりも小さいフェアリングの方が、抗力を縮小することができる。抗力の縮小により、航空機の空力性能を増加させることができる。

【0021】

支持構造体の前方端部はファンケースの代わりにエンジンコアケースに連結されてもよいということ、異なる実施形態は認識し考慮する。この種の連結により、エンジンパイロンがファンケースに連結されるときによりフェアリングを小さくすることができる。

10

【0022】

しかしながら、前置冷却器があるときには、支持構造体の前方端部をエンジンコアケースに連結させることは好ましくないことを、異なる実施形態は認識し考慮する。支持構造体の前方端部がエンジンコアケースに連結されるときには、支持構造体は、エンジンコアケースの方に曲げられる又は湾曲される。支持構造体のこの形状は、前置冷却器に十分な空間を提供しない。ゆえに、支持構造体が所望の形状及びサイズを有するような方法で、エンジンパイロンの支持構造体の前方端部をエンジンのファンケースに連結するように構成される前方搭載システムを有することが望ましいということ、異なる実施形態は認識し考慮する。

【0023】

20

ゆえに、一又は複数の実施形態は、エンジンを航空機に連結させる方法及び装置を提供する。一つの実施形態では、航空機システムは、フレーム、第一のリンクシステム、及び第二のリンクシステムを備える。フレームは、航空機のエンジンの支持構造体に関連付けられた第一の端部、及び航空機のエンジンのファンケースに関連付けられたリンクシステムに連結されるように構成される第二の端部を有する。第二のリンクシステムは、フレームに関連付けられた第一の端部、及びエンジンのエンジンコアケースと連結されるように構成された第二の端部を有する。

【0024】

図1を参照すると、一つの実施形態による航空機のブロック図が示される。この実施例では、航空機100はエンジン102を備える。エンジン102は、任意の数の異なる種類のエンジンを使用して実施される。エンジン102は、たとえば、限定はしないが、ロータリーエンジン、ラジアルエンジン、ターボプロップ、ターボジェット、ターボファン、高バイパスターボファン、低バイパスターボファン、超高バイパスターボファン、及び航空機100とともに使用するのに適する他の種類のエンジンの一つから選択することができる。

30

【0025】

これらの実施例では、エンジン102は、筐体120を有する。筐体120は、「ナセル」とも呼ばれる。図示されたように、エンジン102は、エンジン102の筐体120内に配置されたファンケース116及びエンジンコアケース118を有する。

【0026】

40

これらの実施例では、エンジン102は、エンジン搭載システム106を使用して航空機100で翼104に連結される。図示されたように、エンジン搭載システム106は、エンジンパイロン114、前方搭載システム110、及び後方搭載システム112を備える。前方搭載システム110及び後方搭載システム112は、エンジン102をエンジンパイロン114に連結し、それらが翼104に連結される。

【0027】

ここで使用されるように、翼104などの第二のコンポーネント「に連結された」、エンジンパイロン114などの第一のコンポーネントは、第一のコンポーネントが第二のコンポーネントに直接的に又は間接的に連結されることを意味する。要するに、付加的なコンポーネントが第一のコンポーネントと第二のコンポーネントとの間にあってもよい。一

50

又は複数の付加的なコンポーネントがその二つのコンポーネントの間にあるときには、第一のコンポーネントは第二のコンポーネントに間接的に連結されると考えられる。第一のコンポーネントが第二のコンポーネントに直接連結されるときには、その二つのコンポーネントの間には付加的なコンポーネントは存在しない。

【 0 0 2 8 】

さらに、第一のコンポーネントは、任意の数の異なる方法で第二のコンポーネントに連結される。たとえば、限定はしないが、任意の数の留め具、粘着剤、またはコンポーネントを互いに連結するために適する他の機構を使用して、第一のコンポーネントが第二のコンポーネントに連結される。

【 0 0 2 9 】

これらの実施例では、エンジンパイロン 1 1 4 は、支持構造体 1 0 8 及びフェアリング 1 0 9 を備える。支持構造体 1 0 8 は、第一の端部 1 1 5 及び第二の端部 1 1 7 を有する。第一の端部 1 1 5 は支持構造体 1 0 8 の前方端部とし、第二の端部 1 1 7 は支持構造体 1 0 8 の第二の端部とする。支持構造体 1 0 8 の第二の端部 1 1 7 は、翼 1 0 4 に連結される。前方搭載システム 1 1 0 及び後方搭載システム 1 1 2 は、エンジン 1 0 2 及び支持構造体 1 0 8 の種々の部分と連結される。

【 0 0 3 0 】

図示されたように、後方搭載システム 1 1 2 は、支持構造体 1 0 8 の部分 1 1 9 をエンジン 1 0 2 のエンジンコアケース 1 1 8 に連結するように構成される。支持構造体 1 0 8 の部分 1 1 9 は、支持構造体 1 0 8 の第一の端部 1 1 5 の後部に配置される。支持構造体 1 0 8 の部分 1 1 9 が支持構造体 1 0 8 の第二の端部 1 1 7 とされる場合もある。

【 0 0 3 1 】

これらの実施形態では、前方搭載システム 1 1 0 は、フレーム 1 2 4、第一のリンクシステム 1 2 6、第二のリンクシステム 1 2 8、及び、場合によっては、他の適するコンポーネントを備える。フレーム 1 2 4、第一のリンクシステム 1 2 6、及び第二のリンクシステム 1 2 8 は、チタン、鋼、合金鋼、及び他の適する材料の少なくとも一つから選択された任意の数の材料からなる。

【 0 0 3 2 】

フレーム 1 2 4 は、第一の端部 1 3 2 及び第二の端部 1 3 4 を有する。これらの実施例では、フレーム 1 2 4 の第一の端部 1 3 2 は、支持構造体 1 0 8 の第一の端部 1 1 5 に連結される。場合によっては、フレーム 1 2 4 の第一の端部 1 3 2 は、支持構造体 1 0 8 の第一の端部 1 1 5 に最も近い支持構造体 1 0 8 の場所に連結される。第一のリンクシステム 1 2 6 は、フレーム 1 2 4 の第二の端部 1 3 4 及びファンケース 1 1 6 に連結される。

【 0 0 3 3 】

第二のリンクシステム 1 2 8 は、フレーム 1 2 4 及びエンジンコアケース 1 1 8 に連結される。一つの実施例では、第二のリンクシステム 1 2 8 は、フレーム 1 2 4 の第一の端部 1 3 2 に連結される。具体的には、第二のリンクシステム 1 2 8 の第一の端部 1 3 6 がエンジンコアケース 1 1 8 に連結される一方で、第二のリンクシステム 1 2 8 の第二の端部 1 3 8 がフレーム 1 2 4 の第一の端部に連結される。

【 0 0 3 4 】

これらの実施例では、前方搭載システム 1 1 0 及び後方搭載システム 1 1 2 は、荷重 1 4 0 を支えるように構成される。荷重 1 4 0 は、エンジン 1 0 2 に連結されている支持構造体 1 0 8 から生じる荷重を含む。これらの実施例では、荷重 1 4 0 を支えることを、荷重に「対処する (r e a c t i n g) 」とも言う。

【 0 0 3 5 】

前方搭載システム 1 1 0 及び後方搭載システム 1 1 2 は、荷重 1 4 0 を支える。荷重 1 4 0 は、任意の数の側面荷重 1 4 1、任意の数の鉛直荷重 1 4 2、及び任意の数のスラスト荷重 1 4 4 を含む。ここで使用されるように、「任意の数の」は、一又は複数のアイテムを意味する。たとえば、任意の数の側面荷重 1 4 1 は、一又は複数の側面荷重とする。

【 0 0 3 6 】

10

20

30

40

50

ここで使用されるように、任意の数の側面荷重 1 4 1 の一つのような「側面荷重」は、航空機 1 0 0 を通ってピッチ軸 1 4 6 に実質的に平行である方向の荷重とする。要するに、側面荷重は、航空機 1 0 0 の機内又は航空機 1 0 0 から離れた機外のどちらかの方向の荷重とする。

【 0 0 3 7 】

さらに、ここで使用されるように、任意の数の鉛直荷重 1 4 2 の一つのような「鉛直荷重」は、航空機 1 0 0 を通ってヨー軸 1 4 8 に実質的に平行である方向の荷重とする。要するに、鉛直荷重は、航空機 1 0 0 に対して上又は下のどちらかの方向の荷重とする。

【 0 0 3 8 】

ここで使用されるように、任意の数のスラスト荷重 1 4 4 の一つのような「スラスト荷重」は、航空機 1 0 0 を通ってロール軸 1 5 0 に実質的に平行である方向の荷重とする。要するに、スラスト荷重は、航空機 1 0 0 の前方端部又は航空機 1 0 0 の後方端部のどちらかの方向の荷重とする。

【 0 0 3 9 】

後方搭載システム 1 1 2 は、任意の数の側面荷重 1 4 1、任意の数の鉛直荷重 1 4 2、及び任意の数のスラスト荷重 1 4 4 を支えるように構成される。前方搭載システム 1 1 0 の第一のリンクシステム 1 2 6 は、任意の数の側面荷重 1 4 1 を支えるように構成される。前方搭載システム 1 1 0 の第二のリンクシステム 1 2 8 は、任意の数の鉛直荷重 1 4 2 を支えるように構成される。場合によっては、第二のリンクシステム 1 2 8 は、任意の数のスラスト荷重 1 4 4 を支えるようにも構成される。

【 0 0 4 0 】

さらに、エンジン 1 0 2 のファンケース 1 1 6 を支持構造体 1 0 8 の第一の端部 1 1 5 に連結する前方搭載システム 1 1 0 及びエンジン 1 0 2 のエンジンコアケース 1 1 8 を支持構造体 1 0 8 の部分 1 1 9 に連結する後方搭載システム 1 1 2 が一体となって、前方搭載システム 1 1 0 及び後方搭載システム 1 1 2 は、任意の数のトルク荷重 1 5 2 を支えることもできる。ここで使用されるように、「トルク荷重」とは、ピッチ軸 1 4 6、ヨー軸 1 4 8、またはロール軸 1 5 0 の一つの周囲の方向の荷重とする。

【 0 0 4 1 】

このように、エンジン搭載システム 1 0 6 は、エンジン 1 0 2 の移動を低下させる及び/又は防止するように構成される。より具体的には、エンジン搭載システム 1 0 6 は、エンジン搭載システム 1 0 6 を使用してエンジン 1 0 2 が翼 1 0 4 に搭載されるときに、6 自由度に対するエンジン 1 0 2 の移動を抑制することができる。6 自由度は、ピッチ軸 1 4 6、ヨー軸 1 4 8、及びロール軸 1 5 0 に沿った方向へのエンジン 1 0 2 の移動、及びピッチ軸 1 4 6、ヨー軸 1 4 8、及びロール軸 1 5 0 周囲でのエンジン 1 0 2 の回転を含む。

【 0 0 4 2 】

これらの実施例では、一つの実施形態による支持構造体 1 0 8 の長さ 1 2 2 及び高さ 1 2 3 が縮小するように、前方搭載システム 1 1 0 が構成される。たとえば、限定はしないが、これらの例において任意の数の側面荷重 1 4 1 を支えるためだけに構成されることにより、ファンケース 1 1 6 に連結された第一のリンクシステム 1 2 6 は、任意の数の側面荷重 1 4 1 及び任意の数の鉛直荷重 1 4 2 の両方を支えるように構成されたリンクシステムよりも、サイズを小さくすることができる。

【 0 0 4 3 】

具体的には、第一のリンクシステム 1 2 6 は、任意の数の側面荷重 1 4 1 及び任意の数の鉛直荷重 1 4 2 の両方を支えるように構成されたリンクシステムに比べ、ファンケース 1 1 6 上に縮小された高さを有することができる。このように、支持構造体 1 0 8 の高さ 1 2 3 は縮小することができる。さらに、ファンケース 1 1 6 上の指示構造体 1 0 8 の高さが縮小される方法で、フレーム 1 2 4 は、第一のリンクシステム 1 2 6 を支持構造体 1 0 8 に連結することができる。

【 0 0 4 4 】

10

20

30

40

50

さらに、ファンケース 116 の代わりに支持構造体 108 をエンジンコアケース 118 に連結するために第二のリンクシステム 128 を使用することにより、支持構造体 108 の長さ 122 を縮小することができる。具体的には、支持構造体 108 は、ファンケース 116 まで延びなくてもよい長さ 122 を有することができる。さらに、十分な空間が前置冷却器に存在する形で、第二のリンクシステム 128 は、支持構造体 108 をエンジンコアケース 118 に連結することができる。

【0045】

第一のリンクシステム 126 及び第二のリンクシステム 128 を使用した荷重 140 の分散で、フレーム 124 は、フェアリング 109 が支持構造体 108、前方搭載システム 110、後方搭載システム 112、及び他の適するコンポーネントの少なくとも一つを覆うような構成 160 を有することができる。構成 160 は、たとえば、限定はしないが、形状、サイズ、任意の数の寸法、及び/又はフレーム 124 に適する他のパラメーターを含むことができる。

10

【0046】

前方搭載システム 110 及び後方搭載システム 112 並びにフレーム 124 の構成 160 を使用することにより可能となる支持構造体 108 の長さ 122 及び高さ 123 の縮小で、フェアリング 109 は所望の構成 164 を有することができる。たとえば、限定はしないが、所望の構成 164 は、形状、サイズ任意の数の寸法、空力性能、及び/又はフェアリング 109 に適する他のパラメーターを含むことができる。これらの実施例では、フェアリング 109 の所望の構成 164 は、フェアリング 109 が所望の抗力減少を可能とする一方で、エンジン 102 が翼 104 に近接して搭載可能となる構成とする。

20

【0047】

図 1 のエンジン搭載システム 106 を伴う航空機 100 の図は、実施形態を実施する方法に物理的又はアーキテクチャ的限定を示唆することを意図していない。図示されたコンポーネントに加えて又は代えて、他のコンポーネントが使用されてもよい。幾つかのコンポーネントは、不要とされてもよい。また、幾つかの機能コンポーネントを示すためにブロックが提示される実施形態で実施されるときには、一又は複数のこれらのブロックは、結合されてもよく、分割されてもよく、又は種々のブロックに結合及び分割されてもよい。

【0048】

たとえば、エンジン搭載システム 106 などの搭載システムを使用して搭載されるエンジン 102 に付け加えて、一又は複数の付加的なエンジンが航空機 100 にあってもよい。さらに別の実施例では、留め具、又はフレーム 124、第一のリンクシステム 126、第二のリンクシステム 128、及び航空機 100 に適する他のコンポーネントのような付加的なコンポーネントを連結するための他の連結機構など、付加的なコンポーネントがあってもよい。

30

【0049】

ここで図 2 を参照すると、実施形態による航空機が示される。この実施例では、航空機 200 は、図 1 にブロック図の形式で示された航空機 100 についての一つの実施例とする。

【0050】

図示されたように、航空機 200 は、胴体 206 に取り付けられた翼 202 及び翼 204 を備える。また、航空機 200 は、翼 202 に取り付けられたエンジン 208、及び翼 204 に取り付けられたエンジン 210 を備える。図示されたように、機体 206 は、尾部 212 を含む。水平スタビライザー 214、水平スタビライザー 216、及び垂直スタビライザー 218 は、機体 206 の尾部 212 に取り付けられる。

40

【0051】

これらの実施例では、エンジン 208 は、エンジン搭載システム 220 を使用して翼 202 に取り付けられる。エンジン 210 は、エンジン搭載システム 222 を使用して翼 204 に取り付けられる。エンジン搭載システム 220 及びエンジン搭載システム 222 は、図 1 のエンジン搭載システム 106 についての一つの実施例とする。

50

【 0 0 5 2 】

図示されたように、エンジン搭載システム 2 2 0 は、エンジンパイロン 2 2 4 を備え、エンジン搭載システム 2 2 2 はエンジンパイロン 2 2 6 を備える。エンジンパイロン 2 2 4 及びエンジンパイロン 2 2 6 は、図 1 のエンジンパイロン 1 1 4 についての一つの実施例とする。エンジン 2 0 8 及びエンジン 2 1 0 が翼 2 0 2 及び翼 2 0 4 とそれぞれ近接して取り付け可能となる縮小されたサイズをエンジンパイロン 2 2 4 及びエンジンパイロン 2 2 6 それぞれが有するように、エンジン搭載システム 2 2 0 及びエンジン搭載システム 2 2 2 は構成される。

【 0 0 5 3 】

ここで図 3 から図 1 4 を参照すると、一つの実施形態による図 2 のエンジン搭載システム 2 2 2 及びエンジン搭載システム 2 2 2 の種々のコンポーネントの詳細な図が示される。さらに、エンジン搭載システム 2 2 2 の種々の図が、これらの図に示される。

10

【 0 0 5 4 】

ここで図 3 を参照すると、一つの実施形態によるエンジン 2 1 0 を翼 2 0 4 に搭載するためのエンジン搭載システム 2 2 2 の部分露出側面図が示される。図示されるように、エンジン 2 1 0 のための筐体 3 0 0 が透視で示される。

【 0 0 5 5 】

この図において、ファンケース 3 0 2 及びエンジンコアケース 3 0 4 は、筐体 3 0 0 内に見られる。図示されたように、ファンケース 3 0 2 及びエンジンコアケース 3 0 4 は、軸 3 0 5 に対して整列される。要するに、軸 3 0 5 がこれらのコンポーネントの各々の中央を通過して延びるように、ファンケース 3 0 2 及びエンジンコアケース 3 0 4 は配置される。このように、ファンケース 3 0 2 及びエンジンコアケース 3 0 4 は、互いに対して実質的に同心円をなしている。

20

【 0 0 5 6 】

エンジン搭載システム 2 2 2 は、ファンケース 3 0 2 及びエンジンコアケース 3 0 4 の両方に連結される。これらの実施例では、エンジン搭載システム 2 2 2 は、エンジンパイロン 2 2 6、前方搭載システム 3 1 0、及び後方搭載システム 3 1 2 を備えることができる。先程述べられたように、エンジンパイロン 2 2 6 は、図 1 のエンジンパイロン 1 1 4 についての一つの実施例とする。前方搭載システム 3 1 0 は、図 1 の前方搭載システム 1 1 0 についての一つの実施例とする。後方搭載システム 3 1 2 は、図 1 の後方搭載システム 1 1 2 についての一つの実施例とする。

30

【 0 0 5 7 】

エンジンパイロン 2 2 6 は、支持構造体 3 0 6 及びフェアリング 3 0 8 を有する。支持構造体 3 0 6 は、図 1 の支持構造体 1 0 8 の一つの実施例とする。支持構造体 3 0 6 は、第一の端部 3 1 4 及び第二の端部 3 1 6 を有する。第一の端部 3 1 4 は、翼 2 0 4 に連結される。フェアリング 3 0 8 は、図 1 のフェアリング 1 0 9 の一つの実施例とする。

【 0 0 5 8 】

これらの実施例では、前方搭載システム 3 1 0 は、支持構造体 3 0 6 の第二の端部 3 1 6 又は支持構造体 3 0 6 の第二の端部 3 1 6 に最も近い支持構造体 3 0 6 上の場所に連結される。前方搭載システム 3 1 0 は、支持構造体 3 0 6 の第一の端部 3 1 4 によりも支持構造体 3 0 6 の第二の端部 3 1 6 に近接して支持構造体 3 0 6 に連結される。後方搭載システム 3 1 2 は、支持構造体 3 0 6 の第二の端部 3 1 6 によりも支持構造体 3 0 6 の第一の端部 3 1 4 に近接して連結される。

40

【 0 0 5 9 】

前方搭載システム 3 1 0 は、フレーム 3 1 8、第一のリンクシステム 3 2 0、及び第二のリンクシステム 3 2 2 を備える。フレーム 3 1 8、第一のリンクシステム 3 2 0、及び第二のリンクシステム 3 2 2 は、それぞれ、図 1 のフレーム 1 2 4、第一のリンクシステム 1 2 6、及び第二のリンクシステム 1 2 8 の実施例とする。

【 0 0 6 0 】

これらの実施形態では、フレーム 3 1 8 は、第一の端部 3 2 4 及び第二の端部 3 2 6 を

50

有する。第一の端部 3 2 4 は、支持構造体 3 0 6 に連結される。第二の端部 3 2 6 は、第一のリンクシステム 3 2 0 に連結される。また、第一の端部 3 2 4 は、第二のリンクシステム 3 2 2 に連結される。

【 0 0 6 1 】

これらの実施例では、この前方搭載システム 3 1 0 の構成により、ファンケース 3 0 2 に対する支持構造体 3 0 6 の長さ 3 3 2、支持構造体 3 0 6 の高さ又はその両方が、支持構造体 3 3 4 に比べて縮小されており、それが透視で示される。これらの実施例では、支持構造体 3 3 4 は、支持構造体 3 3 4 をエンジンコアケース 3 0 4 ではなくファンケース 3 0 2 にだけ連結するために異なる種類の前方搭載システム（図示せず）が使用されるときに使用される支持構造体の例とする。支持構造体 3 3 4 は長さ 3 3 6 を有しており、これは長さ 3 3 2 よりも長い。さらに、支持構造体 3 0 6 の高さ 3 3 3 は、支持構造体 3 3 4 の高さ 3 3 7 よりも短い。

10

【 0 0 6 2 】

この実施例では、支持構造体 3 3 4 は、筐体 3 0 0 の表面 3 3 8 上を延びる。見て分かるように、この実施例では、支持構造体 3 3 4 はフェアリング 3 0 8 上を延びる。

【 0 0 6 3 】

ゆえに、異なる前方搭載システム（図示せず）を備える支持構造体 3 3 4 が前方搭載システム 3 1 0 を備える支持構造体 3 0 6 の代わりに使用されれば、フェアリング 3 0 8 は高さを増加させなければならず、好ましくない構成（図示せず）を有することになりうる。この好ましくない構成では、図 2 の航空機 2 0 0 に所望の空力性能を提供することができない。

20

【 0 0 6 4 】

支持構造体 3 0 6 が前方搭載システム 3 1 0 とともに使用されるときには、支持構造体 3 0 6 は、筐体 3 0 0 の表面 3 3 8 上を延びることはない。その結果、支持構造体 3 0 6 及び前方搭載システム 3 1 0 を使用すると、フェアリング 3 0 8 の構成 3 3 9 がより好ましくなる。たとえば、限定はしないが、フェアリング 3 0 8 は、前方搭載システム 3 1 0 を備えない支持構造体 3 3 4 の使用に比べて、小さいサイズ、より空気力学的な構成、又はその両方を有することができる。

【 0 0 6 5 】

この実施例で理解されるように、フレーム 3 1 8 の使用により、支持構造体 3 0 6 は、支持構造体 3 0 6 の長さ 3 3 6 よりも小さい長さ 3 3 2 を有することが可能になる。長さ 3 3 2 により、支持構造体 3 0 6 はエンジン 2 1 0 の筐体 3 0 0 の上面 3 3 8 を延びることはない。これらの実施例において、フレーム 3 1 8 は高さ 3 4 0 及び長さ 3 4 1 を有する。高さ 3 4 0 の縮小について、支持構造体 3 0 6 の高さ 3 4 2 と比較して、この実施例で述べる。

30

【 0 0 6 6 】

ここで図 4 を参照すると、一つの実施形態による、エンジンを翼に連結させるためのエンジン搭載システムの等角図が示される。この例では、ファンケース 3 0 2 のフロント端部 4 0 0 の図が、フレーム 3 1 8 に連結された第一のリンクシステム 3 2 0 とともに示される。

40

【 0 0 6 7 】

ここで図 5 を参照すると、一つの実施形態による、荷重ベクトルを示す翼にエンジンを連結させるためのエンジン搭載システムの等角図が示される。この図では、荷重 5 0 0 が示される。荷重 5 0 0 は、図 1 における荷重 1 4 4 の例である。

【 0 0 6 8 】

この例では、荷重 5 0 0 は、鉛直荷重 5 0 6、スラスト荷重 5 0 8、側面荷重 5 0 2、側面荷重 5 0 4、鉛直荷重 5 1 0、及び鉛直荷重 5 1 2 を含む。鉛直荷重 5 0 6 は、エンジン 2 1 0 の重量により生成される。スラスト荷重 5 0 8 は、エンジン 2 1 0 の作動に応じて発生する。

【 0 0 6 9 】

50

側面荷重 502 及び側面荷重 504 は、これらの実施例では反発荷重 (r e a c t i o n l o a d s) とする。図示されたように、側面荷重 502 及び側面荷重 504 は、少なくとも第一のリンクシステム 320 又はフレーム 318 により支えられる。これらの荷重は、第一のリンクシステム 320 及びフレーム 318 により支持構造体 306 に移動する。これらの実施例では、フレーム 318 の任意の数の細長部材 509 は、鉛直荷重 510 及び鉛直荷重 512 ではなく、側面荷重 502 及び側面荷重 504 を支える。

【 0 0 7 0 】

この実施例では、鉛直荷重 510 及び鉛直荷重 512 は、第二のリンクシステム 322 及びフレーム 318 により支えられる。鉛直荷重 510 及び鉛直荷重 512 は、任意の数の細長部材 509 によってではなく、フレーム 318 の第一の端部 324 で支えられる。鉛直荷重 510 及び鉛直荷重 512 は、これらの実施例では支持構造体 306 に移動する。もちろん、前方搭載システム 310、後方搭載システム 312、又はそれらの組み合わせにより支えられ移動する他の荷重があってもよい。

10

【 0 0 7 1 】

この実施例では、フレーム 318 の高さ 340 は、支持構造体 306 の高さ 342 よりも小さくすることができる、というのは、鉛直荷重 510 及び鉛直荷重 512 ではなく側面荷重 502 及び側面荷重 504 だけを支えるために第一のリンクシステム 320 及びフレーム 318 が使用されるからである。

【 0 0 7 2 】

この実施例では、鉛直荷重 510 及び鉛直荷重 512 は、第二のリンクシステム 322 により支持される。フレーム 318、第一のリンクシステム 320、及び第二のリンクシステム 322 の間で支えられる種類の荷重を分散することにより、フレーム 318 の高さ 340 は、支持構造体 306 の高さ 342 に比べて縮小できる。支持構造体 306 は、この実施例では、側面荷重 502 及び側面荷重 504、並びに鉛直荷重 510 及び鉛直荷重 512 を支える。

20

【 0 0 7 3 】

この実施例では、側面荷重 502 及び側面荷重 504 は、軸 514 に実質的に平行な方向の荷重とする。軸 514 は、ファンケース 302 及びエンジンコアケース 304 の中央を通過して延びる軸 305 に実質的に垂直である。これらの実施例では、鉛直荷重 510 及び鉛直荷重 512 は、軸 516 に実質的に平行な方向にある。軸 516 は、軸 305 に実質的に垂直であり、且つ軸 514 に実質的に垂直である。

30

【 0 0 7 4 】

ここで図 6 を参照すると、一つの実施形態による、搭載構造体及びファンケースに連結された前方搭載システムの一部がより詳細に示される。この具体的な例では、フレーム 318 の第二の端部 326 は、第一のリンクシステム 320 の任意の数のリンク 600 に連結される。この図で示されるように、任意の数のリンク 600 は、リンク 601 及び 602 を含む。

【 0 0 7 5 】

この実施例では、リンク 601 は固定リンク 604 とし、一方でリンク 602 は浮動リンク 606 とする。図示されるように、固定リンク 604 は、留め具 608 によりフレーム 318 の第二の端部 326 に連結される。

40

【 0 0 7 6 】

固定リンク 604 は、留め具 612 によりブラケット 610 に連結される。浮動リンク 606 は、留め具 614 によりフレーム 318 の第二の端部 326 に連結される。また、浮動リンク 606 は、留め具 616 によりブラケット 610 に連結される。

【 0 0 7 7 】

これらの実施例において、留め具 616 は、留め具 612 よりも小さなサイズを有する。留め具 616 に小さなサイズを使用することにより、浮動リンク 606 は移動可能になる。特に、浮動リンク 606 は、留め具 616 を使用してフレーム 318 の第二の端部 326 に緩く連結されるので、浮動リンク 606 のこの部分は、通常運転中には荷重を支え

50

ない。この連結が浮動リンク 606 及びフレーム 318 のためのバックアップ連結として機能するように、留め具 616 は、緩い連結を提供するために使用される。

【0078】

また、第二のリンクシステム 330 は、任意の数のリンク 617 を含む。任意の数のリンク 617 は、これらの実施例ではリンク 618 及びリンク 620 を含む。リンク 618 は、フレーム 318 (連結は図示されず) 及びエンジンコアケース 304 に連結される。

【0079】

エンジンコアケース 304 への連結は、ブラケット 622 への連結を介して間接的に行われる。特に、固定リンク 618 は、留め具 628 によりブラケット 626 に連結される。図示されたように、リンク 620 もまた、ブラケット 622 を介して間接的にエンジンコアケース 304 に連結される。特に、リンク 620 は、これらの実施例では、留め具 624 を介してブラケット 622 に連結される。

10

【0080】

ここで図 7 を参照すると、一つの実施形態による、前方搭載システム 310 の別の例が示される。この実施例では、リンク 618 及び 620 は、フレーム 318 の第一の端部 324 に連結される。この連結は、バー 700 を介する間接的な連結とする。この実施例では、リンク 618 は、留め具 702 を介してバー 700 に連結される。リンク 620 は、留め具 704 を使用してバー 700 に連結される。バー 700 は、留め具 706 を使用してフレーム 318 の第一の端部 324 に連結される。

【0081】

20

ここで図 8 を参照すると、一つの実施形態によるブラケットが示される。この実施例では、ブラケット 610 は、ファンケース 302 (図示せず) の表面に実質的に適合するように構成された湾曲形状 800 を有する。

【0082】

この実施例では、ブラケット 610 は、任意の数の異なる方法でファンケース 302 に連結される。たとえば、限定はしないが、ブラケット 610 は、粘着剤、溶接、留め具、及び他の適する機構を使用してファンケース 302 に連結される。いくつかの実施例では、ブラケット 610 は、ファンケース 302 のパーツとして形成されてもよい。

【0083】

これらの実施例では、ブラケット 610 は、クレビス 801 を有する。クレビス 801 は、図 6 の固定リンク 604 に連結されるように構成される。この実施例では、クレビス 801 は、フランジ 802 及びフランジ 804 を有する。フランジ 802 は穴 806 を有し、フランジ 804 は穴 808 を有する。

30

【0084】

さらに、また、ブラケット 610 は、図 6 の浮動リンク 606 に連結されるように構成されたクレビス 809 を有する。図示されたように、クレビス 809 は、フランジ 810 及びフランジ 812 を有する。これらのフランジは、浮動リンク 606 を受けるように構成される。具体的には、フランジ 810 は穴 814 を有し、フランジ 812 は穴 816 を有する。穴 814 及び穴 816 は、図 6 の留め具 614 を受けるように構成される。

【0085】

40

次に図 9 を参照すると、一つの実施形態による、第一のリンクシステムのリンクが示される。この実施例では、固定リンク 604 のより詳細な図が示される。

【0086】

この実施例では、固定リンク 604 は、第一の端部 901 及び第二の端部 902 を有する細長部材 900 とする。第一端部 901 のコネクタ 903 は、図 3 のフレーム 318 の第二の端部 326 に連結されるように構成される。第二の端部 902 のコネクタ 904 は、図 8 のブラケット 610 でフランジ 802 及びフランジ 804 に連結されるように構成される。

【0087】

この実施例では、コネクタ 903 は穴 905 を有し、コネクタ 904 は穴 906 を含む

50

。図示されたように、穴 905 は方向 908 に方向付けられ、穴 906 は方向 910 に方向付けられる。これらの実施例では、方向 908 は、方向 910 に対して実質的におよそ 90 度とする。この例では示されていないが、浮動リンク 606 は、図 9 に示されるように、固定リンク 604 と類似の構成を有する。

【0088】

ここで図 10 を参照すると、一つの実施形態によるフレームが示される。一つの実施形態による上側 1000 からのフレーム 318 の図が示される。この実施例では、フレーム 318 の第一端部 324 は、図 3 の支持構造体 306 に連結されるように構成される。

【0089】

図示されるように、フレーム 318 は、コネクタセクション 1002、コネクタセクション 1004、及び任意の数の細長部材 509 からなる。また、コネクタセクション 1004 は、「クレビス」とされてもよい。任意の数の細長部材 509 は、コネクタセクション 1002 からコネクタセクション 1004 まで延びる。この実施例では、任意の数の細長部材 509 は、部材 1006、部材 1008、及び部材 1010 を含む。

10

【0090】

任意の数の細長部材 509 にある任意の数の部材は、フレーム 318 の任意の数の細長部材 509 内での所望の余剰量により変化する。たとえば、三つの部材を有する代わりに、任意の数の細長部材 509 は、一つの部材、二つの部材、五つの部材、又は別の適する数の部材を含むことができる。

【0091】

コネクタセクション 1002 は、図 3 の支持構造体 306 の第二の端部 316 に連結されるように構成される。これらの実施例では、留め具（図示されず）は、第一の端部 324 のコネクタセクション 1002 を支持構造体 306 の第二の端部 316 に連結することができる。留め具は、コネクタセクション 1002 の穴 1011、1012、1014、1016、1018、及び 1020 に差し込まれる。

20

【0092】

図示されたように、コネクタセクション 1004 は、フランジ 1021、フランジ 1022、フランジ 1023、及びフランジ 1024 を含む。これらの実施例では、穴 1026 がフランジ 1021 に配置され、穴 1028 がフランジ 1022 に配置される。これらの穴は、コネクタセクション 1004 を図 6 の固定リンク 604 に連結するための留め具 608 を受ける。

30

【0093】

図示されたように、穴 1030 はフランジ 1023 に配置され、穴（図示せず）はフランジ 1024 に配置される。これらの穴は、コネクタセクション 1004 を図 6 の浮動リンク 606 に連結するための留め具 614 を受ける。

【0094】

ここで図 11 を参照すると、一つの実施形態によるフレームの別の図が示される。この実施例では、フレーム 318 の底側 1100 がこの図に表わされる。

【0095】

図示されたように、コネクタセクション 1002 は、フランジ 1102、フランジ 1104、フランジ 1106、及びフランジ 1108 を含む。これらの実施例では、フランジ 1102 の穴 1110 及びフランジ 1104 の穴 1112 は、図 7 のバー 700 を受ける。図示されたように、フランジ 1106 及びフランジ 1108 は、所定の位置でバー 700 を保持するための留め具を受けるとともに構成される。具体的には、留め具は、フランジ 1106 の穴 1114 及びフランジ 1108 の穴 1116 で受けられる。

40

【0096】

ここで図 12 を参照すると、一つの実施形態によるバーが示される。この図示された例では、バー 700 は端部 1202 及び端部 1204 を有する。端部 1202 は、図 11 のフランジ 1102 の穴 1110 で受けられるように構成される。端部 1204 は、図 11 のフランジ 1104 の穴 1112 で受けられるように構成される。穴 1206 は、フレ

50

ム 3 1 8 のフランジ 1 1 0 6 の穴 1 1 1 4 及びフランジ 1 1 0 8 の穴 1 1 1 6 と整列されて、バー 7 0 0 を図 1 1 のフレーム 3 1 8 に連結するための留め具を受ける。

【 0 0 9 7 】

バー 7 0 0 の穴 1 2 0 8 は、図 6 のリンク 6 1 8 をバー 7 0 0 に連結するために使用される。バー 7 0 0 の穴 1 2 1 0 は、図 6 のリンク 6 2 0 をバー 7 0 0 に連結するために使用される。実施例において、バー 7 0 0 により、リンク 6 1 8 及びリンク 6 2 0 の両方で荷重を共有することが可能になる。

【 0 0 9 8 】

次に図 1 3 を参照すると、一つの実施形態による第二のリンクシステムのリンクが示される。この図では、リンク 6 2 0 は湾曲形状 1 3 0 0 を有する。リンク 6 2 0 は、端部 1 3 0 2 にコネクタ 1 3 0 1 を含む。具体的には、コネクタ 1 3 0 1 は、フランジ 1 3 0 3 及びフランジ 1 3 0 4 を含む。また、リンク 6 2 0 は、端部 1 3 0 6 にコネクタ 1 3 0 7 を含む。コネクタ 1 3 0 7 は、フランジ 1 3 0 8 及びフランジ 1 3 1 0 を含む。

【 0 0 9 9 】

図示されるように、フランジ 1 3 0 8 は穴 1 3 1 4 を含み、フランジ 1 3 1 0 は穴（図示せず）を含む。これらの穴は、図 6 のリンク 6 2 0 をブラケット 6 2 2 に連結するための留め具 6 2 4 を受ける。

【 0 1 0 0 】

この実施例では、フランジ 1 3 0 3 は穴 1 3 1 6 を含み、フランジ 1 3 0 4 は穴 1 3 1 8 を含む。穴 1 3 1 6 及び穴 1 3 1 8 は、リンク 6 2 0 を図 7 のバー 7 0 0 に連結するための留め具 7 0 4 を受ける。図示されていないが、リンク 6 1 8 は、図 1 3 に示されるようなリンク 6 2 0 に類似した構成を有することができる。

【 0 1 0 1 】

ここで図 1 4 を参照すると、一つの実施形態によるブラケットが示される。この実施例では、ブラケット 6 2 6 は、実質的に平面のセクション 1 4 0 0 及びフランジ 1 4 0 2 を含む。穴 1 4 0 4 は、フランジ 1 4 0 2 内であってもよい。穴 1 4 0 4 は、図 1 3 のフランジ 1 3 0 8 の穴 1 3 1 4 及びフランジ 1 3 1 0 の穴（図示せず）と整列され、リンク 6 1 8 をブラケット 6 2 6 に連結するための留め具 7 0 2 を受ける。これらの実施例では、穴 1 4 0 6、穴 1 4 0 8、及び穴 1 4 1 0 は、ブラケット 6 2 6 を図 3 のエンジンコアケース 3 0 4 に連結するための留め具 6 2 8 を受ける。別の実施例では、ブラケット 6 2 6 は、溶接されてもよく、又、エンジンコアケース 3 0 4 のパーツとして形成されてもよい。

【 0 1 0 2 】

図 2 から図 1 4 に示される種々のコンポーネントを、図 1 のコンポーネントと組み合わせるか、図 1 のコンポーネントとともに使用するか、又はそれら 2 つの場合を組み合わせることができる。また、図 2 から図 1 4 のコンポーネントの幾つかは、図 1 のブロック図に示されたコンポーネントをどのように物理的構造体として実施できるかを示す実施例である。

【 0 1 0 3 】

ここで図 1 5 を参照すると、一つの実施形態によるエンジンを作動させるプロセスのフローチャートが示される。図 1 5 に示されたプロセスは、図 1 の航空機 1 0 0 で実施される。

【 0 1 0 4 】

プロセスは、前方搭載システム 1 1 0 のような搭載システムにより翼 1 0 4 に連結されたエンジン 1 0 2 を作動させることにより開始する（工程 1 5 0 0）。前方搭載システム 1 1 0 は、フレーム 1 2 4、第一のリンクシステム 1 2 6、及び第二のリンクシステム 1 2 8 を備える。第一のリンクシステム 1 2 6 は、フレーム 1 2 4 及びファンケース 1 1 6 に連結される。第二のリンクシステム 1 2 8 は、フレーム 1 2 4 及びエンジンコアケース 1 1 8 に連結される。

【 0 1 0 5 】

10

20

30

40

50

任意の数の側面荷重 1 4 1 は、前方搭載システム 1 1 0 の第一のリンクシステム 1 2 6 により支えられる（工程 1 5 0 2）。任意の数の側面荷重 1 4 1 は、ピッチ軸 1 4 6 に実質的に平行な方向に一又は複数の荷重を含む。任意の数の鉛直荷重 1 4 2 は、前方搭載システム 1 1 0 の第二のリンクシステム 1 2 8 により支えられ（工程 1 5 0 4）、工程はその後終了する。任意の数の鉛直荷重 1 4 2 は、ヨー軸 1 4 8 に実質的に平行な方向に一又は複数の荷重を含む。

【 0 1 0 6 】

異なる図示した実施形態でのフローチャート及びブロック図は、実施形態で実施可能な装置及び方法の構造、機能、及び作業を示している。その際、フローチャート又はブロック図の各ブロックは、作業又はステップのモジュール、セグメント、機能及び／又は部分を表わしている。

10

【 0 1 0 7 】

実施形態のいくつかの代替的な実施において、ブロックに記載された機能又は機能群は、図の中に記載の順序を逸脱して現れることがある。例えば、場合によっては、連続して示されている二つのブロックがほぼ同時に実行されること、又は時には含まれる機能によってはブロックが逆順に実施されることもありうる。また、フローチャート又はブロック図に描かれているブロックに加えて他のブロックが追加されることもありうる。

【 0 1 0 8 】

本発明の実施形態は、図 1 6 に示される航空機の製造及び保守方法 1 6 0 0、及び図 1 7 に示す航空機 1 7 0 0 の観点から説明することができる。まず図 1 6 に注目すると、一つの実施形態による航空機の製造及び保守の方法が示される。製造前の段階では、航空機の製造及び保守方法 1 6 0 0 は、図 1 7 の航空機 1 7 0 0 の仕様及び設計 1 6 0 2、及び材料調達 1 6 0 4 を含む。

20

【 0 1 0 9 】

製造段階では、コンポーネント及びサブアセンブリの製造 1 6 0 6 と、航空機 1 7 0 0 のシステム統合 1 6 0 8 とが行われる。その後、航空機 1 7 0 0 を運航 1 6 1 2 に供するために、認可及び納品 1 6 1 0 が行われる。顧客により運航 1 6 1 2 される間に、航空機 1 7 0 0 は、定期的な整備及び保守 1 6 1 4（改造、再構成、改修、及びその他の整備又は保守を含む）を受ける。

【 0 1 1 0 】

航空機の製造及び保守方法 1 6 0 0 の各プロセスは、システムインテグレーター、第三者、及び／又はオペレータによって実施又は実行される。これらの実施例では、オペレータは顧客であってもよい。本明細書の目的のために、システムインテグレーターは、限定しないが、任意の数の航空機製造者、及び主要システムの下請業者を含むことができ、第三者は、限定しないが、任意の数のベンダー、下請業者、及び供給業者を含むことができ、オペレータは、航空会社、リース会社、軍事団体、サービス機関などであってもよい。

30

【 0 1 1 1 】

次に図 1 7 を参照すると、実施形態で実施される航空機が示される。この実施例では、航空機 1 7 0 0 は、図 1 6 の航空機の製造及び保守方法 1 6 0 0 によって製造されたものであり、複数のシステム 1 7 0 4 及び内装 1 7 0 6 を備える機体 1 7 0 2 を含む。

40

【 0 1 1 2 】

システム 1 7 0 4 の例は、推進システム 1 7 0 8、電気システム 1 7 1 0、油圧システム 1 7 1 2、及び環境システム 1 7 1 4 の一又は複数を含む。推進システム 1 7 0 8 は、機体 1 7 0 2 の翼 1 7 1 8 に連結されるエンジン 1 7 1 6 を含む。任意の数の他のシステムが含まれてもよい。航空宇宙産業の例が示されたが、種々の実施形態は、自動車産業などの他の産業に適用することができる。

【 0 1 1 3 】

ここで実施される装置及び方法は、図 1 6 の航空機の製造及び保守方法 1 6 0 0 のうちの少なくとも一つの段階で採用される。

【 0 1 1 4 】

50

一つの実施例では、図16のコンポーネント及びサブアセンブリ製造1606で製造されるエンジン搭載システム106のコンポーネント又はサブアセンブリは、航空機1700が図16の運航中1612である間に、製造されるコンポーネント又はサブアセンブリに類似の方法で、組み立てられ又は製造される。

【0115】

この実施例では、エンジン搭載システム106の一又は複数の装置の実施形態、方法の実施形態、又はそれらの組み合わせが、コンポーネント及びアセンブリ製造1606中に製造される。エンジン搭載システム106は、推進システム1708のエンジン1716を機体1702の翼1718に搭載するために使用される。

【0116】

エンジン搭載システム106の前方搭載システム110は、システム統合1608中にエンジン102を翼104に連結するために使用される。さらに、前方搭載システム110は、運航1612中に荷重144内の荷重を支えるために使用される。また、前方搭載システム110は、航空機1700に付加され、フェアリングの所望の構成が整備及び保守1614中に使用される。この変更は、所定の整備及び保守1614の一部として又は航空機1700の改修及び再構成として実行される。

【0117】

ゆえに、一又は複数の実施形態により、フェアリング109が所望の構成164を有する方法で、エンジン搭載システム106が構成される。これらの実施例では、前方搭載システム110は、フェアリング109の所望の構成が可能となるような方法で支持構造体108の長さ122を縮小するように構成される。特に、支持構造体108の長さ122が増加する場合よりも空気力学的であるフェアリング109の形状及びサイズが提供される。

【0118】

フレーム124、第一のリンクシステム126、及び第二のリンクシステム128の使用により、フェアリング109の所望の構成164が可能になる。これらのコンポーネントは、ファンケース116とエンジンコアケース118との間で前方搭載システム110により支えられる荷重144を分散することができる。荷重144の分散により、フレーム124は、フェアリング109の所望の構成164を可能にする方法で、フレーム124の高さ又は外形を縮小できる構成160を有することができる。これらの実施例では、フレーム124及び第一のリンクシステム126は、側面荷重140を支える。第二のリンクシステム128及びフレーム124は、鉛直荷重142を支える。

【0119】

さらに、フレーム124は、第一のリンクシステム126及び第二のリンクシステム128に共通の取り付け場所を提供する。フレーム124により、エンジンの取り付け及び/又は取り外しは容易になる。

【0120】

上述した種々の実施形態の説明は、例示及び説明を目的とするものであり、包括的であること、又はこれらの実施形態を開示された形態に限定することを意図していない。当業者には、多数の修正例及び変形例が明らかであろう。さらに、異なる実施形態は、他の実施形態と比較して異なる特徴を提供することができる。選択された一又は複数の実施形態は、実施形態の原理、実際の用途を最もよく説明するため、及び他の当業者に対し、様々な実施形態の開示内容と、考慮される特定の用途に適した様々な修正との理解を促すために選択され且つ記述されている。

【符号の説明】

【0121】

200 航空機
202、204 翼
206 機体
208、210 エンジン

10

20

30

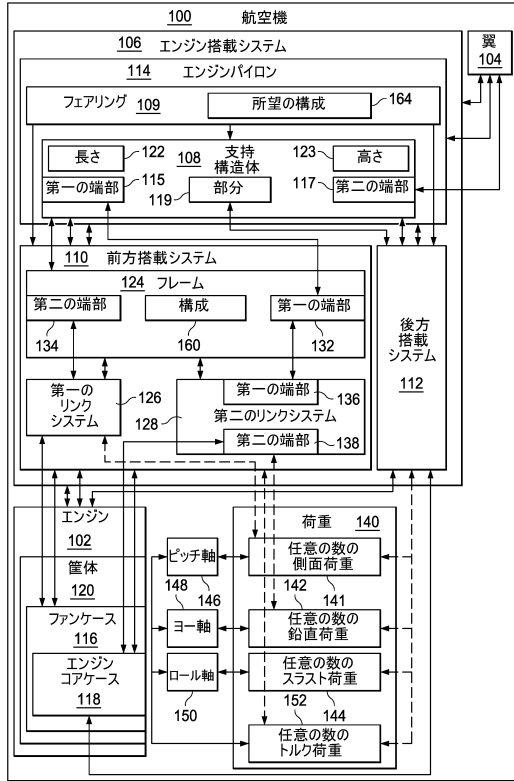
40

50

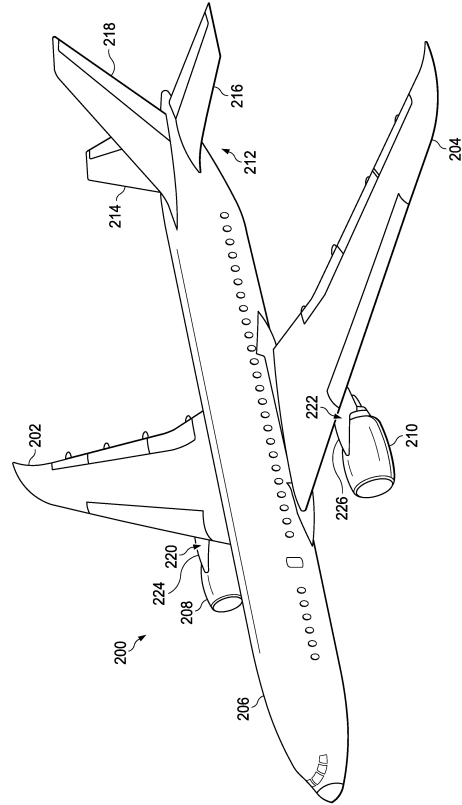
2 1 2	尾部	
2 1 4、2 1 6	水平スタビライザー	
2 1 8	垂直スタビライザー	
2 2 0、2 2 2	エンジン搭載システム	
2 2 4、2 2 6	エンジンパイロン	
3 0 0	筐体	
3 0 2	ファンケース	
3 0 4	エンジンコアケース	
3 0 5	軸	
3 0 6	支持構造体	10
3 0 8	フェアリング	
3 1 0	前方搭載システム	
3 1 2	後方搭載システム	
3 1 4	第一の端部	
3 1 6	第二の端部	
3 1 8	フレーム	
3 2 0	第一のリンクシステム	
3 2 2	第二のリンクシステム	
3 2 4	第一の端部	
3 2 6	第二の端部	20
3 3 2	長さ	
3 3 3	高さ	
3 3 4	支持構造体	
3 3 6	長さ	
3 3 7	高さ	
3 3 8	表面	
3 3 9	構成	
3 4 0	高さ	
3 4 1	長さ	
3 4 2	高さ	30
4 0 0	フロント端部	
5 0 0	荷重	
5 0 2、5 0 4	側面荷重	
5 0 6	鉛直荷重	
5 0 8	スラスト荷重	
5 0 9	細長部材	
5 1 0、5 1 2	鉛直荷重	
5 1 4	軸	
6 0 0	任意の数のリンク	
6 0 1、6 0 2	リンク	40
6 0 4	固定リンク	
6 0 6	浮動リンク	
6 0 8	留め具	
6 1 0	ブラケット	
6 1 2、6 1 6	留め具	
6 1 7	任意の数のリンク	
6 1 8、6 2 0	リンク	
6 2 2	ブラケット	
6 2 4	留め具	
6 2 6	ブラケット	50

7 0 0	バー	
7 0 2、7 0 4、7 0 6	留め具	
8 0 0	湾曲形状	
8 0 1	クレビス	
8 0 2、8 0 4	フランジ	
8 0 6、8 0 8	穴	
8 0 9	クレビス	
8 1 0、8 1 2	フランジ	
8 1 4、8 1 6	穴	
9 0 0	細長部材	10
9 0 1	第一の端部	
9 0 2	第二の端部	
9 0 3、9 0 4	コネクタ	
9 0 5、9 0 6	穴	
9 0 8、9 1 0	方向	
1 0 0 0	上側	
1 0 0 2、1 0 0 4	コネクタセクション	
1 0 0 6、1 0 0 8、1 0 1 0	部材	
1 0 1 1、1 0 1 2、1 0 1 4、1 0 1 6、1 0 1 8、1 0 2 0	穴	
1 0 2 1、1 0 2 2、1 0 2 3、1 0 2 4	フランジ	20
1 0 3 0	穴	
1 1 0 0	底側	
1 1 0 2、1 1 0 4、1 1 0 6、1 1 0 8	フランジ	
1 1 1 0、1 1 1 2、1 1 1 4、1 1 1 6	穴	
1 2 0 2、1 2 0 4	端部	
1 2 0 6、1 2 0 8、1 2 1 0	穴	
1 3 0 0	湾曲形状	
1 3 0 1	コネクタ	
1 3 0 2	端部	
1 3 0 3、1 3 0 4	フランジ	30
1 3 0 6	端部	
1 3 0 7	コネクタ	
1 3 0 8、1 3 1 0	フランジ	
1 3 1 4、1 3 1 6、1 3 1 8	穴	
1 4 0 0	セクション	
1 4 0 2	フランジ	
1 4 0 4、1 4 0 6、1 4 0 8、1 4 1 0	穴	

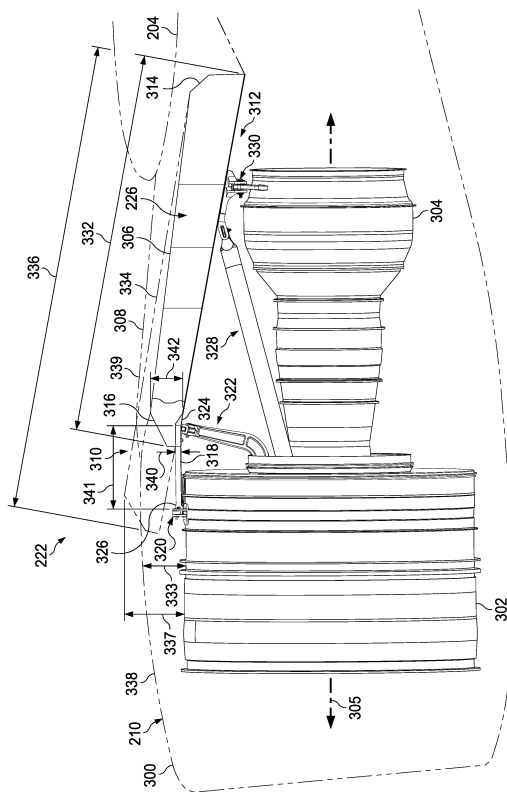
【図1】



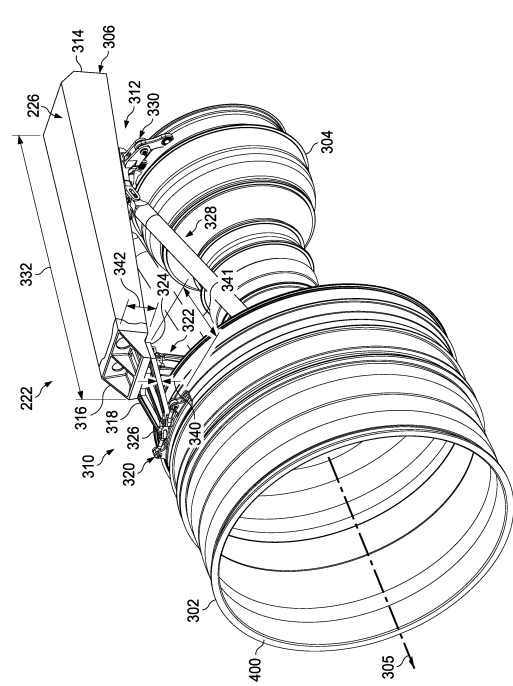
【図2】



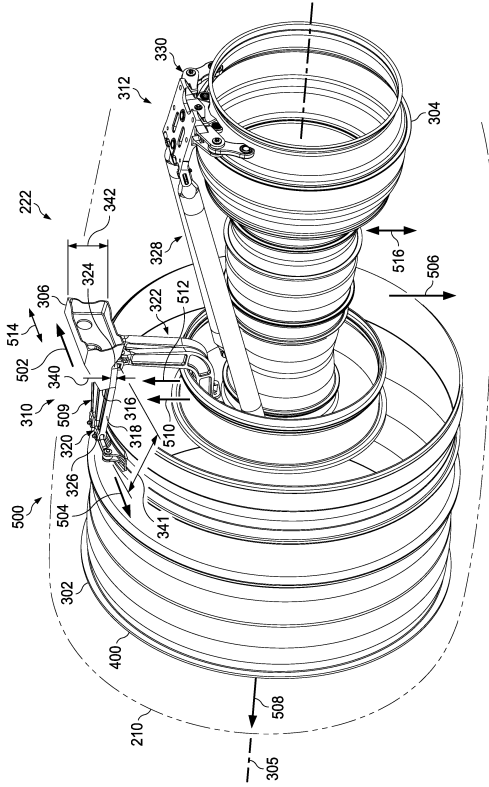
【図3】



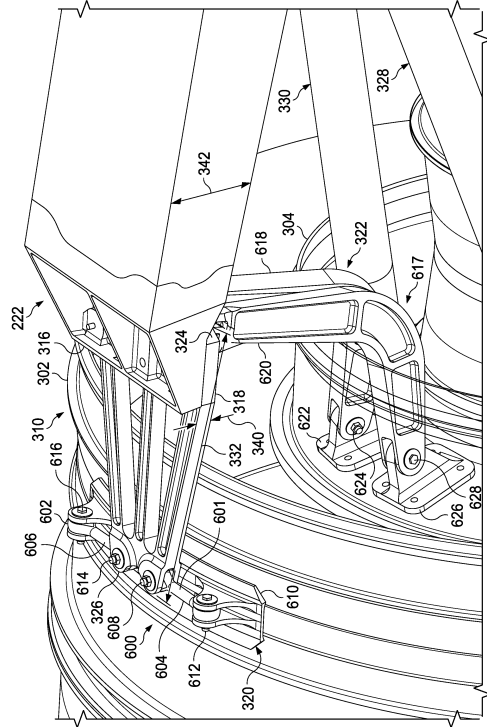
【図4】



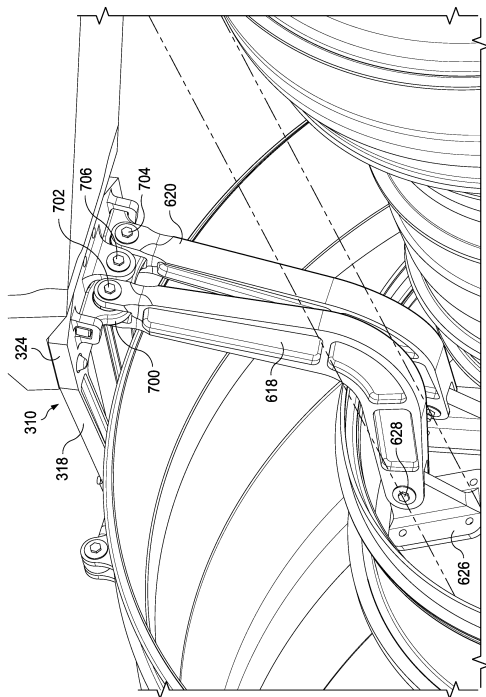
【 図 5 】



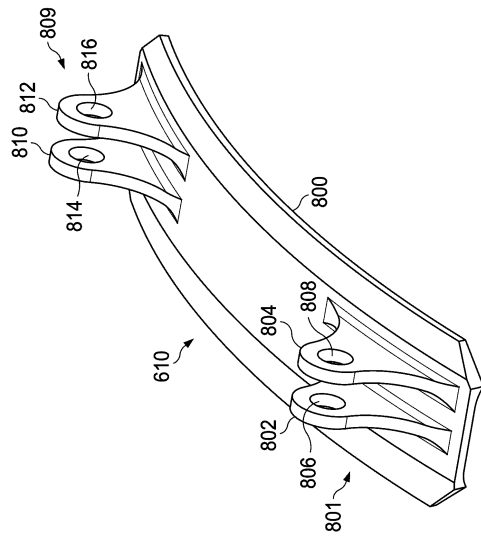
【 図 6 】



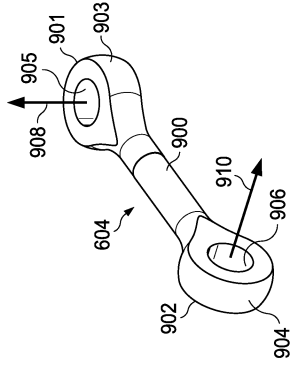
【 図 7 】



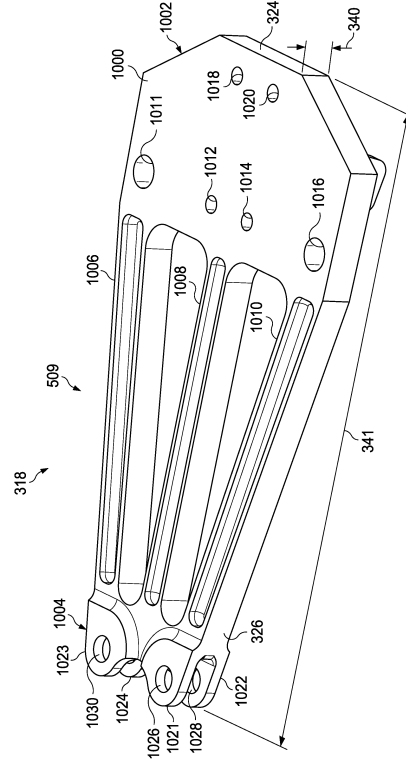
【 図 8 】



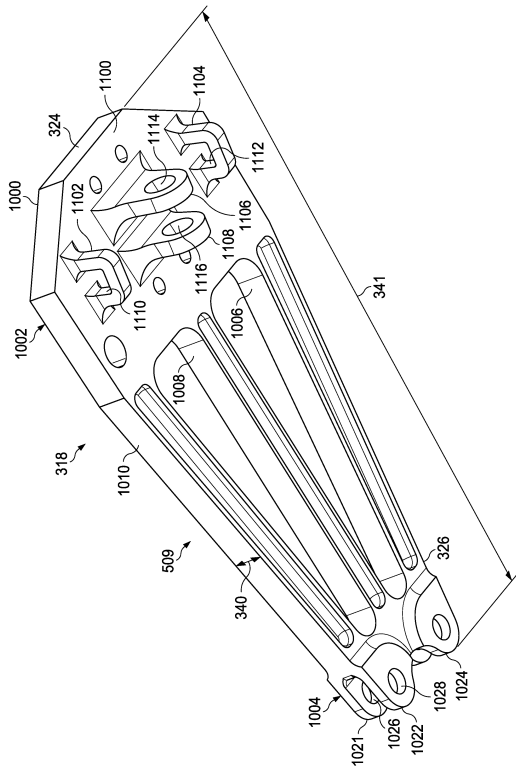
【 図 9 】



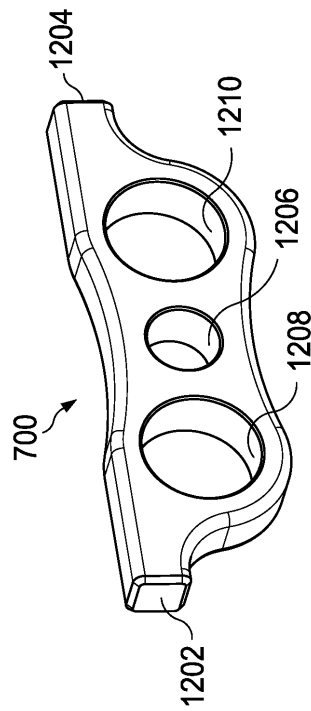
【 図 10 】



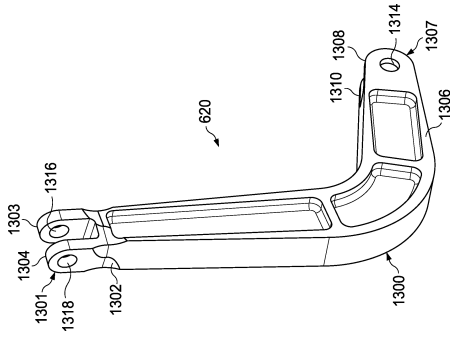
【 図 11 】



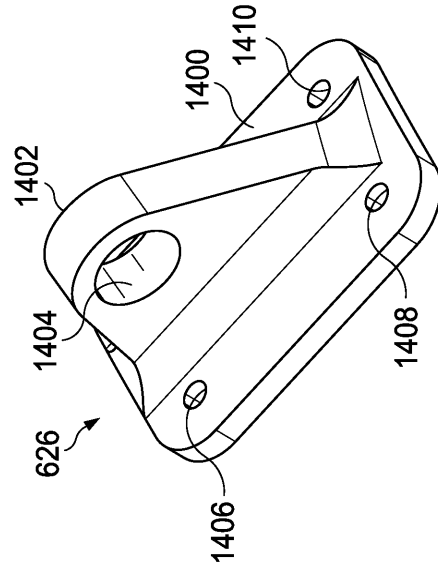
【 図 12 】



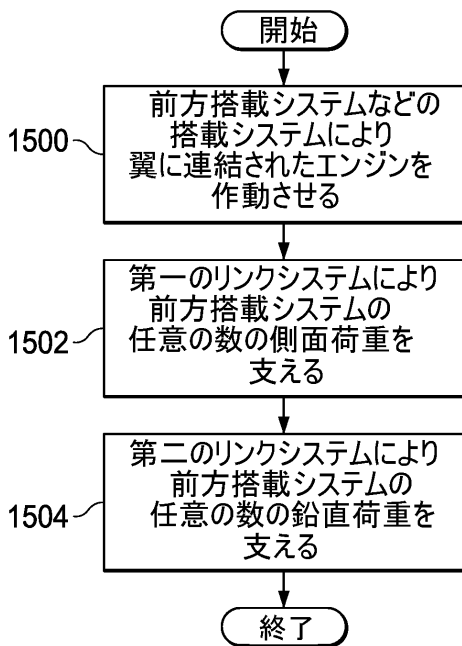
【図13】



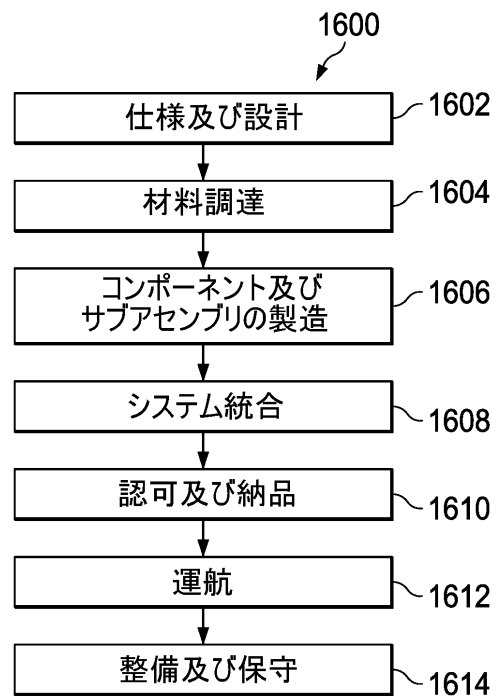
【図14】



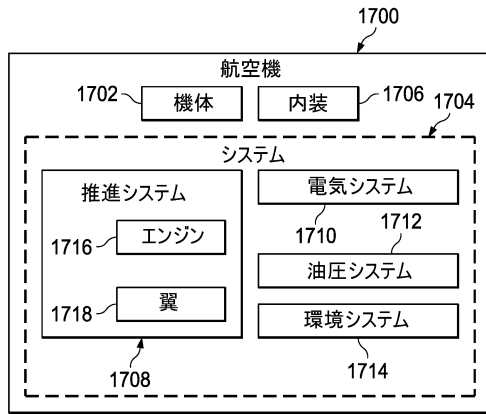
【図15】



【図16】



【図 17】



フロントページの続き

審査官 前原 義明

(56)参考文献 米国特許出願公開第2005/0194493(US, A1)
特開平06-087495(JP, A)
特表2008-509319(JP, A)
米国特許出願公開第2009/0032673(US, A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
B64D 27/26
F01D 25/24
F02C 7/00