

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5097772号
(P5097772)

(45) 発行日 平成24年12月12日(2012.12.12)

(24) 登録日 平成24年9月28日(2012.9.28)

(51) Int.Cl.	F I
B 6 4 C 3/32 (2006.01)	B 6 4 C 3/32
B 6 4 D 29/06 (2006.01)	B 6 4 D 29/06

請求項の数 8 (全 8 頁)

(21) 出願番号	特願2009-515913 (P2009-515913)	(73) 特許権者	507189703
(86) (22) 出願日	平成19年6月18日 (2007.6.18)		エルビュス オペレーション (エス.アー.エス.)
(65) 公表番号	特表2009-541115 (P2009-541115A)		フランス共和国, エフ-31060 トゥールーズ セデックス 9, ルート ドゥ バイヨンヌ, 316
(43) 公表日	平成21年11月26日 (2009.11.26)	(74) 代理人	100087653
(86) 国際出願番号	PCT/FR2007/001009		弁理士 鈴江 正二
(87) 国際公開番号	W02007/147965	(72) 発明者	ポルト、アラン
(87) 国際公開日	平成19年12月27日 (2007.12.27)		フランス国 エフ-31770 コロミエール、アレ ドゥ ペルーイール 8
審査請求日	平成22年5月11日 (2010.5.11)		
(31) 優先権主張番号	0605448	審査官	北村 亮
(32) 優先日	平成18年6月20日 (2006.6.20)		
(33) 優先権主張国	フランス (FR)		

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 タービン・エンジンを航空機の翼から吊るすパイロン用フェアリング

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

タービン・エンジン(1)が航空機の翼(5)から吊り下げられるパイロン(6)用フェアリング(7)であって、上記のタービン・エンジン(1)は

- 吸気口の外側カウル(8)により取り囲まれた筒状吸気口(2)と、
- 上記の吸気口(2)により空気が供給され、ファン・ケーシング(12)に包まれていて、上記の吸気口の外側カウル(8)と空気力学的に連続する外側ファン・カウル(13)により囲まれているファン(3)とを備え、

上記のサスペンション・パイロンのフェアリング(7)は、

- ・ 上記のファン・ケーシング(12)の上方部分に対面して位置し、
- ・ 切断面が笛形状に切断された、少なくともほぼ逆溝形状を有し、
- ・ その前端(14A)が吸気口の外側カウル(8)と面一になるように外側ファン・カウル(13)に対し側方に連結され、
- ・ 前方固定具(15.1、15.2)および後方固定具(16)を介して上記のファン・ケーシング(12)に固定され、上記の後方固定具(16)は許容誤差を吸収するために比較的緩く、した前方部分(14)を有しており、

上記の前方固定具(15.1、15.2)は上記のファン・ケーシング(12)に対し少なくともほぼ半径方向に可撓性であることを特徴とするパイロン用フェアリング。

【請求項 2】

上記の前方固定具(15.1)がバネ・リンクであることを特徴とする請求項 1 に記載したフ

10

20

フェアリング。

【請求項 3】

上記の前方固定具(15.1)が可塑的にあるいは弾性的に変形可能な材料で作製されたリンクであることを特徴とする請求項 1 に記載したフェアリング。

【請求項 4】

上記の前方固定具(15.2)が、上記のファン・ケーシング(12)と上記のフェアリング前方部分(14)に対して横断方向にある 1 枚の金属で作製されたシートからなり、このシートが上記のファン・ケーシング(12)と上記のフェアリング前方部分(14)との間に少なくとも 1 つの折り曲げ部を有することを特徴とする請求項 1 に記載したフェアリング。

【請求項 5】

10

タービン・エンジン(1)の筒状吸気口(2)が、上記の吸気口の外側カウル(8)と共に室(10)を形成する内壁(9)を備え、この室(10)が、上記のファン(3)の端部で、上記の内壁(9)と上記の吸気口外側カウル(8)とを連結する環状後方隔壁(11)により閉鎖されており、上記の後方隔壁(11)が半径方向の可撓性を有することを特徴とするタービン・エンジン(1)用の請求項 1 から 4 のいずれか 1 項に記載したフェアリング。

【請求項 6】

上記の前方固定具(15.1、15.2)の半径方向の可撓性と上記の後方隔壁(11)の半径方向の可撓性が少なくともほぼ等しいことを特徴とする請求項 5 に記載したフェアリング。

【請求項 7】

上記の後方隔壁(11)が可塑的に変形可能な材料で作製されていることを特徴とする請求項 5 あるいは 6 に記載したフェアリング。

20

【請求項 8】

上記の前方固定具(15.2)が上記のフェアリング前方部分(14)に固定されていて、上記のファン・ケーシング(12)に固定する手段(21)を備えることを特徴とする請求項 4 から 7 のいずれか 1 項に記載したフェアリング。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、タービン・エンジンを航空機の翼から吊るすパイロン用フェアリングに関する。

30

【背景技術】

【0002】

空気力学の観点から、タービン・エンジンを吊るすサスペンション・パイロンはフェアリングで覆われていることはよく知られている。加えて、このようなフェアリングは、一般には、

- タービン・エンジンのファン・ケーシングの上方部分に対面して位置し、
 - 切断面が笛形状の、少なくともほぼ逆溝形状を有し、
 - その前端がタービン・エンジンの吸気口の外側カウルと面一になるように外側ファン・カウルに対し側方に連結され、
 - ファン・カウルを取り付けるために用いられることができ、
 - 前方固定具および後方固定具を介して上記のファン・ケーシングに固定される
- 前方部分を備えることもよく知られている。

40

【0003】

この種の従来のサスペンション・パイロンのフェアリングでは、上記の前方および後方固定具は、エンジンの所定個所に上記のフェアリングの前方部分を確りと保持するため硬性である。然し、製造および組み立て(アセンブリ)の許容誤差を吸収することができるため、通常、上記の後方固定具を比較的緩くあるいは調節可能な連結体の形態で製造する。

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

50

このフェアリングの前方部分は垂直方向にファンブレードと一直線上にあり、よって、このインペラのブレードが破壊すると、上記のフェアリングの前方下方部分のファン・ケーシングを強く打撃する、するとこれにより生じる打撃はフェアリングの前方部分に主として上記の硬性前方固定具により伝わる。これにより上記のフェアリングの前方部分は、上記の緩い後方固定具により形成される関節接合を中心に回転しながら上昇し、逆転不可能に変形し、このフェアリングの前方部分の前端はタービン・エンジンの吸気口の外側カウルに対し上昇する。よって、これにより上記フェアリングの前方部分は、航空機の性能に対して特に不利となる一種のヘラを形成する。加えて、このようなヘラによりファン・カウルは破裂する。

【 0 0 0 5 】

10

この短所を克服することが本発明の目的である。

【課題を解決するための手段】

【 0 0 0 6 】

このため、本発明による、タービン・エンジンが航空機の翼から吊り下げられるパイロン用のフェアリングでは、上記のタービン・エンジンは

- 吸気口の外側カウルにより取り囲まれた筒状吸気口と、
- 上記の吸気口により空気が供給され、ファン・ケーシングに包まれていて、上記の吸気口の外側カウルと空気力学的に連続する外側ファン・カウルにより囲まれているファンを備え、

上記のサスペンション・パイロンのフェアリングは、

20

- ・ 上記のファン・ケースの上方部分に対面して位置し、
- ・ 切断面が笛形状の、少なくともほぼ逆溝形状を有し、
- ・ その前端が吸気口の外側カウルと面一になるように外側ファン・カウルに対し側方に連結され、
- ・ 前方固定具および後方固定具を介して上記のファン・ケーシングに固定され、この後方固定具は許容誤差を吸収するために比較的緩い前方部分を備え、

上記の前方固定具は上記のファン・ケーシングに対し少なくともほぼ半径方向に可撓性があることを特徴とする。

【発明の効果】

30

【 0 0 0 7 】

そのような可撓性により、上記のフェアリングの前方部分がファンブレードあるいはファンブレードの一片により打撃されることによる変形が上記の前方固定具により部分的に吸収され、ヘラが形成されない、あるいは、せいぜい、上記のフェアリングの前方部分の前端がタービン・エンジンの吸気口の外側カウルと僅かだけ最早面一にならない。

【 0 0 0 8 】

上記の可撓性前方固定具は、バネ・リンク、弾性的あるいは可塑的に変形可能な材料で作製されたリンク等を含む多くの方法で実施できる。

【 0 0 0 9 】

然し、好ましい実施例では、上記の前方固定具は1枚の金属製あるいは類似の材料のシート(薄板)からなり、上記のファン・ケーシングと上記のフェアリングの前方部分とに対し横断方向にあり、上記のシートは上記のファン・ケーシングと上記のフェアリングの前方部分との間で少なくとも一度折り曲げられている。

40

【 0 0 1 0 】

よって、ファンブレードあるいはファンブレードの一片がファン・ケーシングを内側から外側へ半径方向に打撃すると、上記の折り曲げ部が上記の前方固定具に可撓性を与え、この打撃のエネルギーを吸収し、よって、最低限、ヘラが形成されるのを部分的に回避する。

【 0 0 1 1 】

既知の方法では、タービン・エンジンの筒状吸気口は内壁を備え、この内壁は上記の吸

50

気口の外側カウルと共に室を形成し、この室は、上記の内壁と上記の吸気口の外側カウルとを連結する環状後方隔壁によりファン端部で閉鎖されている。

【 0 0 1 2 】

この場合、上記の後方隔壁は、又、半径方向の可撓性を有するのが望ましい。このように、上記の吸気口の内壁の後縁は又、ファンブレードあるいはファンブレードの一片による打撃のエネルギーを少なくとも一部吸収できる。

【 0 0 1 3 】

上記の前方固定具の径方向の可撓性と、上記の後方固定具の径方向の可撓性とは少なくともほぼ等しいのが好ましい。よって、筒状吸気口の内壁の後縁とフェアリングの前方部分は均等に変形できる。

10

【発明を実施するための最良の形態】

【 0 0 1 4 】

添付図面の図により本発明がどのように実施されるかが容易に理解される。

これらの図中、同一符号は同一要素を示す。

図 1 に略示されているタービン・エンジン 1 は長手方向軸 L - L を有し、この長手方向軸 L - L に沿って筒状吸気口 2、ファン 3 および熱気発生器 4 が前から後ろへと配置されている。

【 0 0 1 5 】

タービン・エンジン 1 は航空機の翼 5 から、空気力学的フェアリング 7 で覆われているサスペンション・パイロン 6 を介して吊り下げられている。

20

【 0 0 1 6 】

筒状吸気口 2 は吸気口の外側カウル 8 と内壁 9 とから構成され、上記の外側カウル 8 と上記の内壁 9 とはそれらの間に、上記の外側カウル 8 と上記の内壁 9 とを連結する後方隔壁 11 により、ファン 3 に対面して閉鎖された室 10 を形成する。

【 0 0 1 7 】

ブレード 3 A を装着した上記ファン 3 には吸気口 2 により空気が供給され、上記の吸気口 2 の内壁 9 と空気力学的に連続して筒状ファン・ケーシング 12 に包まれている。このファン・ケーシング 12 は、上記吸気口の外側カウル 8 と空気力学的に連続して、外側ファン・カウル 13 により囲まれている。

【 0 0 1 8 】

30

上記のサスペンション・パイロン 6 のフェアリング 7 はファン・ケーシング 12 の上方部分に対面して、即ちこの上方に位置し、前方固定具 15 と後方固定具 16 とにより上記のファン・ケーシング 12 に固定されている前方部分 14 を備える。

【 0 0 1 9 】

タービン・エンジン 1 の前方部分の斜視図を描写する図 2 および図 3 は、筒状吸気口 2 と、ファン 3 およびそのブレード 3 A と、吸気口の外側カウル 8 と、吸気口の内壁 9 と、筒状ファン・ケーシング 12 (特に図 3 参照)、外側ファン・カウル 13 (図 3 では一部除去されている) と、フェアリング前方部分 14 とを示す。

【 0 0 2 0 】

図 2 および図 3 は加えて、上記フェアリング前方部分 14 が、切断面が笛形状の、少なくともほぼ逆溝形状を有し、その側縁 14 L は上記の外側ファン・カウル 13 に連結し、その前縁 14 A は吸気口の外側カウル 8 と面一にある。

40

【 0 0 2 1 】

製造および組み立て時の許容誤差を吸収することができるよう、いずれかの既知の形態の後方固定具 16 は比較的緩く、これを中心にフェアリング前方部分 14 を制限回転させる。その反対に、前方固定具 15 は上記の部分 14 を所定位置に固定するために硬性である。

【 0 0 2 2 】

この配置の結果ファン 3 のブレード 3 A が破壊して、上記のフェアリング前方部分 14 と垂直方向に一直線上にあるファン・ケーシング 12 を打撃する (ブレード 3 A による打撃が矢印 P により示されている図 5 参照) と、ケーシング 12 はかなりの量 E 分変形し、打撃は

50

全部上記の硬性前方固定具15により上記のフェアリング前方部分14に伝達される。よって、この打撃の作用で、上記のフェアリング前方部分14は後方固定具16を中心に揺動し、永久的に変形して、その幅が、上記の高さEに相当する、大きい広いスロット(穴あるいは溝)が上記フェアリング前方部分14の前縁14Aと吸気口の外側カウル8との間に開く。よって、上記フェアリング前方部分14は飛行中ヘラのように行動する(図5参照)。

【0023】

この欠点を克服するため、図6と図7に略示されている本発明の実施例では、タービン・エンジン1の長手方向軸L-Lに対し横断方向に少なくともほぼ同様の可撓性を有する(それぞれ上記の前方固定具15と環状隔壁11との換わりである)前方固定具15.1と環状隔壁11.1とを利用している。これを達成するため、上記の環状隔壁11.1はアルミニウムのような可塑性変形可能な材料で作製され、前方固定具15.1はバネ・リンクあるいは類似のタイプのものである。環状隔壁11.1の半径方向の可撓性は、それが作製されている材料の結果に代えて、同心の折り曲げ部を形成するか、幾つかの硬性部分に作製して、可撓性あるいは壊れ易い手段により結合することによる等その他の幾つかの措置で得られる。

【0024】

よって、破壊したブレード3Aがファン・ケーシング12を打撃すると(図7の矢印P)、環状隔壁11.1と前方固定具15.1との可撓性は、全部でなければ、少なくとも最大限、打撃のエネルギーを吸収し、フェアリング前方部分14の前縁14Aと吸気口の外側カウル8との間のスロットは、せいぜい、小さな幅eのスロット18が開くだけであり(図7参照)、このスロット18はケーシング12がかなりな量E変形しても航空機の性能に与える影響は極僅かである。

【0025】

図8および図9は好ましい実施例15.2を示し、この実施例15.2は上記の前方固定具15に対する実施例15.1と異なっている。この実施例15.2は1枚の金属製シート19等からなり、上記のフェアリング前方部分14に固定され、上記の長手方向軸L-Lに対し横断方向に位置する。このシート19は、部分14が上記のファン・ケーシング12に固定されている場合、ファン・ケーシング12と部分14との間に位置する少なくとも1つの横方向折り曲げ部20を有する。このため、上記のシート19は固定手段21を有する。

【図面の簡単な説明】

【0026】

【図1】フェアリングを有するパイロンを介して航空機の翼から吊り下げられたタービン・エンジンの長手方向略部分断面図である。

【図2】上記のサスペンション・パイロンのフェアリング前方部分を備えたタービン・エンジンの前から見た斜視図である。

【図3】外側ファン・カウルを部分的に取除いた図2のタービン・エンジンの前から見た斜視図である。

【図4】上記の前方固定具が硬性の場合ファン・ケーシングを打撃するファンブレードにより生じる変形を示す略図である。

【図5】上記の前方固定具が硬性の場合ファン・ケーシングを打撃するファンブレードにより生じる変形を示す略図である。

【図6】上記の前方固定具が可撓性の場合ファン・ケーシングを打撃するファンブレードにより生じる変形を示す略図である。

【図7】上記の前方固定具が可撓性の場合ファン・ケーシングを打撃するファンブレードにより生じる変形を示す略図である。

【図8】上記の前方固定具の好ましい実施例を備えた上記のサスペンション・パイロンのフェアリング前方部分を前から見た斜視図である。

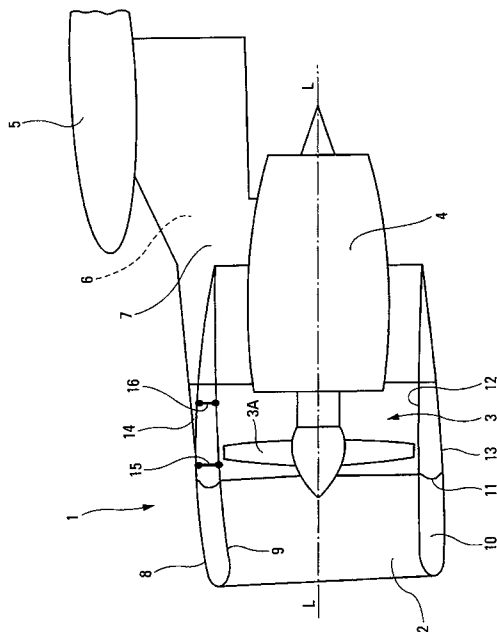
【図9】上記の前方固定具を示す、上記のフェアリング前方部分を前から見た拡大縮尺での部分斜視図である。

【符号の説明】

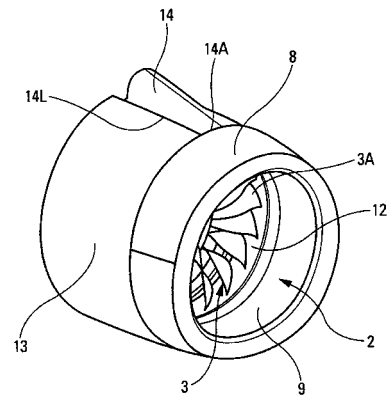
【0027】

1 ... タービン・エンジン、2 ... 吸気口、3 ... ファン、5 ... 航空機の翼、6 ... パイロン、7 ... フェアリング、8 ... 外側カウル、9 ... 内壁、10... 室、11... 後方隔壁、12... ファン・ケーシング、13... 外側ファン・カウル、14... フェアリング前方部分(14A ... 前端)、15・15.1・15.2... 前方固定具、16... 後方固定具。

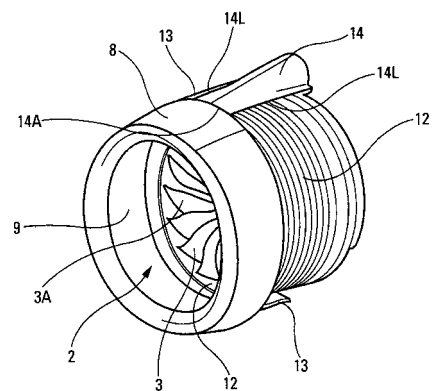
【図1】



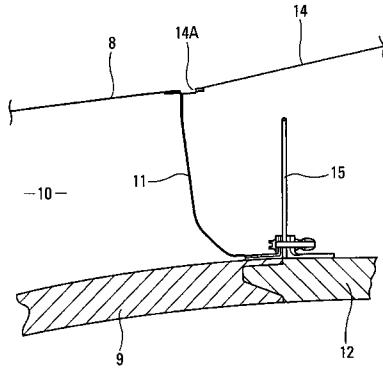
【図2】



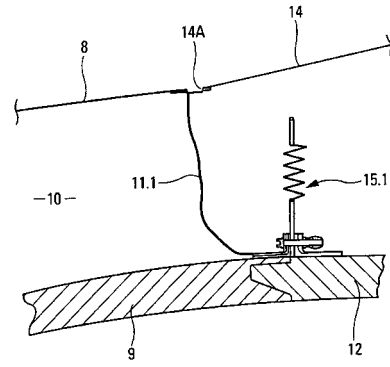
【図3】



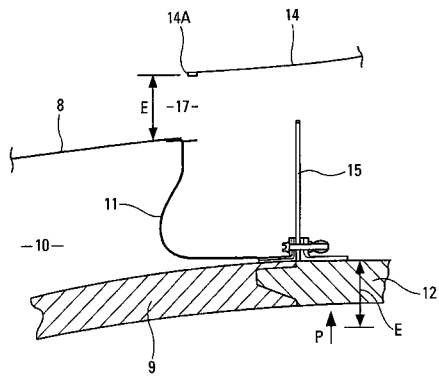
【図 4】



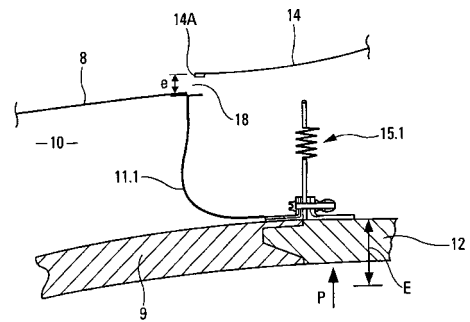
【図 6】



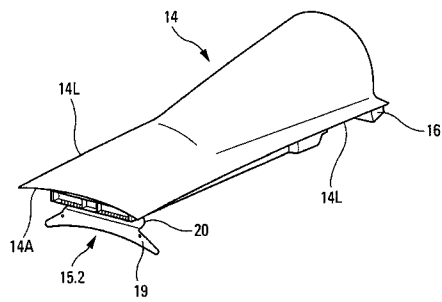
【図 5】



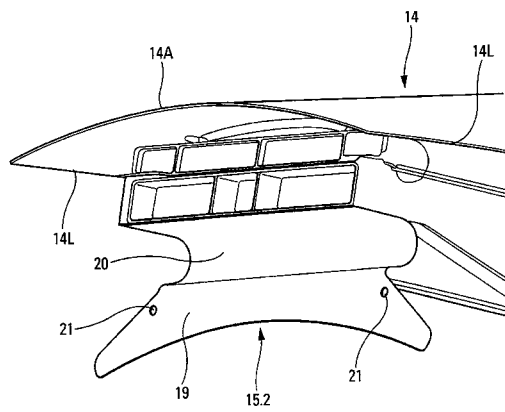
【図 7】



【図 8】



【図 9】



フロントページの続き

- (56)参考文献 特開昭51-108499(JP,A)
特表平10-511906(JP,A)
特表2005-537424(JP,A)
実公昭15-002259(JP,Y1)
米国特許出願公開第2006/0060697(US,A1)
米国特許第05642615(US,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64C 3/32

B64D 29/06