

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4418000号
(P4418000)

(45) 発行日 平成22年2月17日(2010.2.17)

(24) 登録日 平成21年12月4日(2009.12.4)

(51) Int.Cl.	F 1
B 6 4 C 5/06 (2006.01)	B 6 4 C 5/06
B 6 4 D 27/12 (2006.01)	B 6 4 D 27/12

請求項の数 9 (全 8 頁)

(21) 出願番号	特願2007-536231 (P2007-536231)	(73) 特許権者	506355257
(86) (22) 出願日	平成17年9月23日 (2005.9.23)		エアバス フランス
(65) 公表番号	特表2008-516834 (P2008-516834A)		フランス国 エフー 3 1 0 6 0 トゥール
(43) 公表日	平成20年5月22日 (2008.5.22)		ズ、ルート ド ペイヨンヌ 3 1 6
(86) 国際出願番号	PCT/FR2005/050770	(74) 代理人	100080447
(87) 国際公開番号	W02006/042982		弁理士 太田 恵一
(87) 国際公開日	平成18年4月27日 (2006.4.27)	(72) 発明者	ゲラン, ベルナール
審査請求日	平成19年6月10日 (2007.6.10)		フランス共和国, エフー 3 1 8 5 0 モン
(31) 優先権主張番号	0452348		ラブ, リュ マリ キュリ 2 3
(32) 優先日	平成16年10月15日 (2004.10.15)		
(33) 優先権主張国	フランス (FR)	審査官	杉山 悟史

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機用の垂直尾翼およびそのような垂直尾翼を備える航空機

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

垂直安定尾翼であるフィン（11）と操舵尾翼であるラダー（25）とを備える航空機（1）用の垂直尾翼（5）であり、前記垂直尾翼は、垂直尾翼を含む平面内に延びているエンジン（7）を具備しており、

該エンジンが、前記フィンを越えて突出して延び、フレーム（12）を用いることによって前記フィんに連結されており、二つの送風管（23、24）がフィンの両側で、フレームの内部に、フレームの内壁（31）と前記垂直フィンの外壁との間に設けられていることを特徴とする、航空機用の垂直尾翼。

【請求項 2】

前記フレームが、フィンの両側に配置された複数の半円弧体（17）を備えており、その各半円弧体の曲率半径が、前記エンジン本体の曲率半径に従っていることを特徴とする、請求項 1 に記載の垂直尾翼。

【請求項 3】

前記各半円弧体が、それぞれ、フィンの面の下端部（18）の箇所および上端部（19）の箇所に連結されていることを特徴とする、請求項 2 に記載の垂直尾翼。

【請求項 4】

前記フレームが、外壁（30）および内壁（31）を具備しており、前記各半円弧体が、フレームの外壁と内壁との間に設けられた内部容積に配置されていることを特徴とする、請求項 2 または請求項 3 に記載の垂直尾翼。

10

20

【請求項 5】

前記エンジンが、前記フレームの後端部に連結されていることを特徴とする、請求項 4 に記載の垂直尾翼。

【請求項 6】

前記フレームが、少なくとも一つの円弧体（20）を備え、前記円弧体が、フレームの前端部（16）および／または後端部の箇所に位置することを特徴とする請求項 1～5 のいずれか一つに記載の垂直尾翼。

【請求項 7】

空気取り入れ装置（14）が、フィンを越えて突出して延びており、前記空気取り入れ装置が、前記フレームの前端部に連結されていることを特徴とする請求項 1～6 のいずれか一つに記載の垂直尾翼。

10

【請求項 8】

前記空気取り入れ装置が、モノブロックであり、着脱自在であることを特徴とする、請求項 7 に記載の垂直尾翼。

【請求項 9】

請求項 1～8 のいずれか一つに記載の垂直尾翼（5）を具備する航空機（1）。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、航空機用の垂直尾翼に関するものである。より詳細には、本発明はエンジン
を具備する垂直尾翼およびエンジンと垂直尾翼の組立てに関するものである。本発明は、
航空機分野、特に多数の乗客を輸送するための長距離のフライト用の航空機に関するも
のである。

20

【背景技術】

【0002】

現在、少なくとも三つのエンジンを具備する航空機が存在する。少なくとも二つのエン
ジンは、航空機の主翼の下面の箇所に位置し、一方で、以下で第三のエンジンと呼ばれる
予備のエンジンは、前記航空機の垂直尾翼の箇所に位置する。

【0003】

現行技術において、第三のエンジンが存在するには、二つの部分からなる垂直尾翼を実
現することが必要となる。より詳細には、前記垂直尾翼のスタビライザであるフィンは、
エンジンの本体によって互いに分離されている二つの部分から形成されている。機体に連
結されたフィンの低い部分は、エンジンを支持している。前記エンジンに連結されたフィ
ンの高い部分は反対に該エンジンによって支持されている。このように、該垂直尾翼がエ
ンジンの存在によって分断されているため、垂直尾翼の本体の連続性は、確保されない。
したがって、エンジンの箇所には垂直尾翼の輪郭全体にエンジンを組み込むことを可能に
し、そしてエンジンと垂直尾翼との構造体が受ける応力を少なくとも部分的に減らすこと
が可能で、枠組体または板状体を配置することが必要である。

30

【0004】

しかしながら、このような解決方法を実施するのは困難である。さらに、装置の剛性は
、モノブロック、すなわち、本体が一続きに形成されている垂直尾翼のものよりも小さい
。また、現行技術に従ったエンジンと垂直尾翼の構造体は、前記垂直尾翼の全体の重量を
大きく増大させる。

40

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

本発明は、エンジンを具備し、剛性と重量が前記エンジンによって影響されることがな
い垂直尾翼の実現を目的とするものである。同様に、エンジンを具備し、その取り付けが
容易で、取り外しが可能な垂直尾翼を実現することも目的としている。したがって、その
垂直尾翼は、前記垂直尾翼の箇所に予備のエンジンを必要とする航空機、あるいは垂直尾

50

翼にこの予備のエンジンの存在を必要としない航空機に使用されることできる。

【課題を解決するための手段】

【0006】

このため、本発明が提案するのは、モノブロックの垂直尾翼を利用すること、すなわち、垂直尾翼の本体の連続性が前記垂直尾翼を通過する本体の存在によって分断されることのない垂直尾翼を利用することを提案する。エンジンを支持するフレームは、垂直尾翼の回りに取り付けられるものであり、すなわち、フレームが全く別の構造のものではなく、垂直尾翼の構造を利用しているということである。エンジンは、フィンに固定されたフレームを介して、垂直尾翼のフィンに取り付けられている。エンジンの作動に必要な空気は、フレームの内部容積を通過して、エンジンまで到達する。垂直尾翼に固有の空気力学的断面、より詳細には、垂直尾翼の翼前縁に固有の空気力学的断面により、エンジンへの正確な空気補給が確保される。

10

【0007】

したがって、本発明は、垂直安定尾翼であるフィンと操舵尾翼であるラダーを備える航空機用の垂直尾翼を目的としており、前記垂直尾翼は、垂直尾翼を含む平面内に延びているエンジンを具備しており、

エンジンはフィンを越えて突出して延び、フレームを用いることによって前記フィンに連結されており、二つの送風管がフィンの両側で、フレームの内部に、フレームの内壁と前記フィンの外壁との間に設けられていることを特徴とするものである。

20

【0008】

本発明の特有の実施例によると、本発明による垂直尾翼は同様に下記の補足的な特徴の全てまたは一部を備えることができる：

- 前記フレームが、フィンの両側に配置された複数の半円弧体を備えており、その各半円弧体の曲率半径が、前記エンジン本体の曲率半径に従っている。複数とは、二つを超えることを意味する。

- 前記各半円弧体が、それぞれ、フィンの面の下端部の箇所および上端部の箇所に連結されている。

- 前記フレームが、外壁および内壁を具備しており、前記各半円弧体が、フレームの外壁および内壁の間に設けられた内部容積に配置されている。

- 前記エンジンが、フレームの後端部に連結されている。

30

- 前記フレームが、少なくとも一つの円弧体を備え、前記円弧体が、フレームの前端部および／または後端部の箇所に位置する。

- 空気取り入れ装置が、フィンを越えて突出して延びており、前記空気取り入れ装置はフレームの前端部に連結されている。

- 前記空気取り入れ装置が、モノブロックであり、着脱自在である。

【0009】

本発明は、同様に、そのような垂直尾翼を具備する航空機を目的とするものである。

【発明を実施するための最良の形態】

【0010】

本発明は、添付図面を参照して行う下記の説明および実施例の説明を読むことによってより理解されるであろう。これらの添付図面は、例として示されるものであり、本発明を何ら限定するものではない。

40

【0011】

図1は、本発明の実施例による航空機の全体図である。

図2は、本発明の実施例によるエンジンを具備する垂直尾翼の側面図である。

図3は、本発明の実施例による垂直尾翼上にあるエンジンの概略的な組み立ての斜視図である。

図4は、本発明によるエンジンと前記垂直尾翼との間の接続箇所にある垂直尾翼の横断面図である。

【0012】

50

図１には、航空機１が概略的に示されている。前記航空機１の翼２によって支持されている各エンジンは図示されていない。航空機１の機体３の後端部４の箇所には、垂直尾翼５および水平尾翼６が位置している。垂直尾翼５は、エンジン７を具備する。エンジンの中心線Ａ１は、航空機１の中心線Ａ２に平行である。空気は、空気取り入れ口８からエンジン７に入る。空気は、プロペラ９を具備する前記エンジン７の後端部１０まで、エンジン７を通り抜ける。後端部１０の箇所でエンジン７から噴出される空気が、このようにして、プロペラ９を回転させる。

【００１３】

垂直尾翼５とエンジン７の組立ては、図２により詳細に示されている。エンジン７は、フレーム１２を介して垂直尾翼５のフィン１１に連結されている。フレーム１２は、フィン１１の本体１３に固定されている。エンジン７は、フィン１１の本体１３の延長部に、垂直尾翼５に突出して延びるように前記フレーム１２に取り付けられている。空気取り入れ装置１４は、フレーム１２の前端部１６に連結されている。前記空気取り入れ装置１４は、垂直尾翼５の翼前縁１５の箇所に空気取り入れ口８を形成する。空気は、空気取り入れ口１４、フレーム１２およびエンジン７を、このようにして、通り抜ける。

【００１４】

前とは、航空機のコックピットの方向を向いた、その方向の部分または端部を意味する。後ろとは、前記コックピットから、最も遠い部分か端部を意味する。

【００１５】

本発明のフレーム１２の実施例では、前記フレーム１２は複数の半円弧体１７を具備しており、各半円弧体１７は、それぞれ、フィン１１の両面のうちの一つに連結されている。各半円弧体１７は、フィン１１の面上で隆起を形成する。このようにフィン１１の両側に配置された各半円弧体１７は、フレーム１２の骨組みを形成する。フィン１１の各半円弧体１７の配置は、フレーム１２が全体的に円筒形の形状となるようにされている。各半円弧体１７の曲率半径は、全体的な形状がまた円筒形のエンジン７の本体の曲率半径に従っている。フレーム１２とエンジン７との構造体は、全体的に管の形状である。

【００１６】

各半円弧体１７の第一の端部１８、すなわち下端部は、フィン１１の右か左かの一方の面にあらゆる手段によって連結されており、一方、前記各半円弧体１７の上端部１９、すなわち第二の端部はフィン１１の同一の面の高いところに連結されている。高いところとは、エンジン７の中心線Ａ１に垂直に延びるフィン１１のサイズを意味する（図１）。各半円弧体１７は、例えば、フィン１１の面に溶接されている。また、ねじとナットによってフィン１１に各半円弧体１７を連結することもできる。

【００１７】

フレーム１２は、同様に、前記フレーム１２の両端部に配置された一つまたは二つの円弧体２０を具備することもある。フレーム１２は、一つまたは二つの円弧体２０が位置している箇所ではフィン１１と連結されていない。この、または、これらの円弧体２０が存在することにより、フレーム１２の長さを増大させることが可能となる。フレーム１２の長さとは、エンジン７の中心線Ａ１に平行に延びるフレームのサイズを意味する。前記フレーム１２の後端部の箇所でフレーム１２の長さが増大することによって、例えば、エンジン７は垂直尾翼５から遠ざかる。また、前記フレーム１２の前端部１６の箇所でフレーム１２の長さを増大させることによって、垂直尾翼５に対して空気取り入れ装置１４を大きく前方に位置づけることができる。

【００１８】

図３では、空気取り入れ装置１４およびその空気取り入れ装置によってフレーム１２に入る空気の、エンジン７まで通過する軌道をより詳細に示している。二つの送風管２３、２４がフレーム１２の内部に設けられており、各送風管２３、２４は、それぞれ、フィン１１の反対側の面に沿っている。

【００１９】

空気取り入れ装置１４の全体的な形状は、円筒形である。空気取り入れ装置１４の前端

10

20

30

40

50

部 2 1 は外部に向かって開口、すなわち、開いており、それによって空気の取り入れが可能となっている。空気取り入れ装置 1 4 の後端部 2 2 は、フレーム 1 2 の前端部 1 6 に連結されている。例えば、空気取り入れ装置 1 4 の後端部 2 2 は、フレーム 1 2 の円弧体 2 0 に固定されている。

【0020】

空気取り入れ装置 1 4 は、中空の管であり、空気は、空気取り入れ装置 1 4 の前端部 2 1 から後端部 2 2 まで通流することができる。空気取り入れ装置 1 4 の内部容積 V_i に垂直尾翼 5 の翼前縁 1 5 の存在により、前記空気取り入れ装置 1 4 を通過する空気が、フレーム 1 2 の内部を流れるには、送風管 2 3 および 2 4 によって、分割されるように、強制される。

10

【0021】

垂直尾翼 5 のラダー 2 5 は、ラダー下部 2 6 とラダー上部 2 7 の二つの部分によって形成されており、そのラダー下部 2 6 とラダー上部 2 7 は、各々フレーム 1 2 および／またはエンジン 7 の両側に配置されている。ラダー 2 5 は、中間部分 2 8 を介してフィン 1 1 に可動式に取り付けられており、前記中間部分 2 8 はフィン 1 1 に沿って固定して取り付けられている。

【0022】

図 4 には、エンジン 7 / フレーム 1 2 / 空気取り入れ装置 1 4 の全体の断面図が図示されている。また、垂直尾翼 5 の下部 2 9 も見ることができる。

【0023】

20

垂直尾翼 5 の翼前縁 1 5 は、空気取り入れ装置 1 4 を横切る。フレーム 1 2 は、フィン 1 1 の本体 1 3 の両側に配置された複数の半円弧体 1 7 を備えている。フレーム 1 2 は、また、前記フレーム 1 2 の前端部 1 6 の箇所と後端部の箇所に各々配置された二つの円弧体 2 0 を備えている。

【0024】

フレーム 1 2 の外壁 3 0 は、各半円弧体 1 7 と円弧体 2 0 の外側面を囲んでいる。フレーム 1 2 の内壁 3 1 は、各半円弧体 1 7 とフィン 1 1 の本体 1 3 との間に位置づけられている。このように、円弧体 2 0 および各半円弧体 1 7 は、フレーム 1 2 の外壁 3 0 と内壁 3 1 の間に設けられた内部容積 3 2 に含まれている。図 4 では、フレーム 1 2 に入る空気の軌道を見ることができる。

30

【0025】

二つの送風管 2 3 および 2 4 は、垂直尾翼 5 の第一の部分ではエンジンフードである空気取り入れ口 1 4 の内壁と垂直尾翼 5 の外壁の間に、垂直尾翼 5 の第二の部分ではフレーム 1 2 の内壁とフィン 1 1 の外壁 3 5 との間に設けられている。したがって、空気は、空気取り入れ装置 1 4 からエンジン 7 のタービンまで誘導される。

【0026】

本発明の別の実施例では、各半円弧体 1 7 がフィン 1 1 の面に直接連結されていないようにすることができる。例えば、フィン 1 1 の同じ面の側に位置づけられる各半円弧体 1 7 は、一本の共通の棒に連結されて、この共通の棒、その棒自体が、フィン 1 1 に固定されるようにすることができる。

40

【0027】

本発明の垂直尾翼 5 の実施例では、空気取り入れ装置 1 4 は、フレーム 1 2 に例えば溶接によって着脱ができないように、すなわち不可逆的に連結することができる。そのとき、空気取り入れ装置 1 4 は、垂直尾翼 5 に対して各半円弧体 1 7 の配置と同じ配置によって、二つの部分で形成されることがある。実際、空気取り入れ装置は、その長さ方向で垂直尾翼 5 の翼前縁 1 5 によって横切られる。同様に、空気取り入れ装置 1 4 を前記翼前縁 1 5 の両側に形成するように構想することもできる。同様に、モノブロックの空気取り入れ装置 1 4 を使用することもできる。そのとき、空気取り入れ装置 1 4 の仕切り壁に、翼前縁 1 5 の輪郭を収容することに適した繰り抜き部を設けることも可能である。

【0028】

50

また別の実施例では、空気取り入れ装置 1 4 が、モノブロックでもそうでなくてもよいが、フレーム 1 2 の前端部 1 6 に着脱式に取り付けられるように構想することもできる。そのとき、空気取り入れ装置 1 4 は、可逆性のあらゆる保持手段によって前記フレーム 1 2 に連結される。可逆性の保持手段とは、例えば、クリップ、ねじなどである。

【図面の簡単な説明】

【0029】

【図 1】本発明に係る、航空機の実施例の全体図。

【図 2】本発明に係る、エンジンを具備する垂直尾翼の実施例の側面図。

【図 3】本発明に係る、垂直尾翼の実施例のエンジン周りの概略図。

【図 4】エンジンと垂直尾翼の間の接続箇所の横断面図。

10

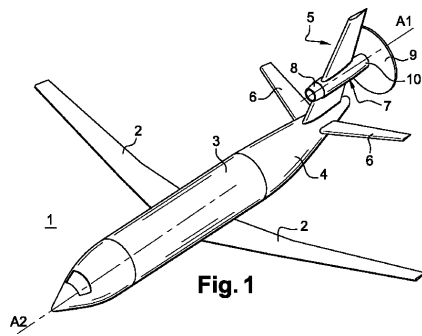
【符号の説明】

【0030】

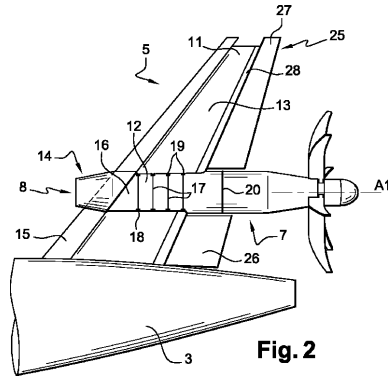
- 1 航空機
- 2 主翼
- 3 胴体
- 5 垂直尾翼
- 6 水平尾翼
- 7 エンジン
- 8 空気取り入れ口
- 9 プロペラ
- 11 フィン
- 12 フレーム
- 14 空気取り入れ装置
- 17 半円弧体
- 20 円弧体
- 25 ラダー
- A1 エンジンの中心線
- A2 航空機の center 線

20

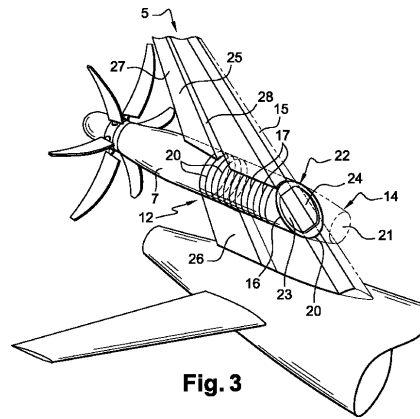
【図 1】



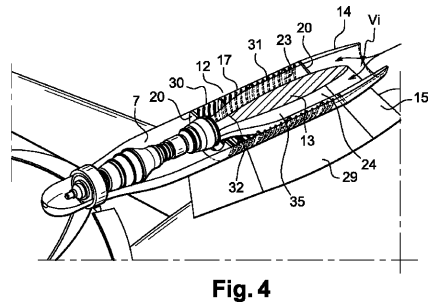
【図 2】



【図 3】



【図 4】



フロントページの続き

- (56)参考文献 米国特許第03666211 (US, A)
米国特許第03807665 (US, A)
欧州特許出願公開第01046577 (EP, A2)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
B64C 5/00
B64D 27/00