

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4094811号
(P4094811)

(45) 発行日 平成20年6月4日(2008.6.4)

(24) 登録日 平成20年3月14日(2008.3.14)

(51) Int.Cl.

F I

B 6 4 C 29/02 (2006.01)

B 6 4 C 29/02

請求項の数 7 (全 8 頁)

(21) 出願番号	特願2000-524182 (P2000-524182)	(73) 特許権者	500270550
(86) (22) 出願日	平成10年12月9日 (1998.12.9)		カパンナ、フランコ
(65) 公表番号	特表2001-525294 (P2001-525294A)		イタリア国、ローマ、ピア クアルト ペ
(43) 公表日	平成13年12月11日 (2001.12.11)		ベリノ、30
(86) 国際出願番号	PCT/IT1998/000356	(74) 代理人	100066692
(87) 国際公開番号	W01999/029569		弁理士 浅村 皓
(87) 国際公開日	平成11年6月17日 (1999.6.17)	(74) 代理人	100072040
審査請求日	平成17年12月2日 (2005.12.2)		弁理士 浅村 肇
(31) 優先権主張番号	RM97A000763	(74) 代理人	100087217
(32) 優先日	平成9年12月10日 (1997.12.10)		弁理士 吉田 裕
(33) 優先権主張国	イタリア (IT)	(74) 代理人	100080263
			弁理士 岩本 行夫
		(72) 発明者	カパンナ、フランコ
			イタリア国、ローマ、ピア クアルト ペ
			ベリノ、30

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 垂直離着陸、空力自立した水平飛行ハイブリッド航空機

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ハイブリッド航空機において、航空機の主エンジンに接続され、航空機の前部において少なくとも固定羽根プロペラ/ロータを提供する推進系と、航空機の後部に位置した少なくとも1個の補助エンジンであって、それぞれ垂直位置および水平位置において2つの制限位置の間で徐々に傾斜および旋回可能である補助エンジンとを含み、各飛行局面、すなわち離陸の間、移行局面および水平飛行の間、あるいはその逆の飛行局面の間地面に対して平行に歩行路および天井の水平位置を連続して保つような仕方で操縦室と客室とが旋回可能なモジュールとして提供され、前記航空機は垂直姿勢（すなわち前部を上方に向けて）で離陸し、後部の補助傾斜可能エンジンによって次第に姿勢を変え、完全に水平の姿勢に達し、あるいはその逆を行い、着陸の間垂直姿勢で戻って来ることを特徴とするハイブリッド航空機。

【請求項 2】

前記推進系が1個以上の固定羽根プロペラ/ロータから構成され、少なくとも1個の傾斜可能補助エンジンが主エンジンによって作動する油圧システムによって作動することを特徴とする請求項1に記載のハイブリッド航空機。

【請求項 3】

主エンジンと少なくとも1個の固定羽根プロペラ/ロータからなる前記推進系との間の結合が機械的な種類のものであることを特徴とする請求項1または2に記載のハイブリッド航空機。

【請求項 4】

前記主エンジンと少なくとも 1 個の固定羽根プロペラ/ロータからなる推進系との間の結合が油圧によるものであることを特徴とする請求項 1 から 4 までのいずれか 1 項に記載のハイブリッド航空機。

【請求項 5】

前記少なくとも 1 個の傾斜可能補助エンジンが油圧駆動あるいは非ダクトターボファンプロペラあるいはその他のいずれかの適当な推力手段からなることを特徴とする請求項 1 から 5 までのいずれか 1 項に記載のハイブリッド航空機。

【請求項 6】

前記少なくとも 1 個の固定羽根プロペラ/ロータが、航空機が垂直姿勢のときは垂直推力を、航空機が水平姿勢の時は水平推力の双方を得るように提供されていることを特徴とする請求項 1 から 5 までのいずれか 1 項に記載のハイブリッド航空機。

10

【請求項 7】

離陸および着陸局面を支援するように更に傾斜可能な補助エンジンが提供され、垂直飛行と水平飛行との間、あるいはその逆の間の移行局面を支援するように旋回可能であることを特徴とする請求項 1 から 6 までのいずれか 1 項に記載のハイブリッド航空機。

【発明の詳細な説明】

【0001】

本発明は垂直離着陸、空力自立した水平飛行のハイブリッド航空機に関する。

【0002】

20

特に、本発明は垂直離着陸が可能で、航空機力学的に自立した飛行で水平飛行可能で、乗客を常に最適な飛行位置に保つ航空機の新規な概念に関する。

【0003】

周知のように、VTOL（垂直離着陸機）としても知られている垂直離着陸航空機の実用的な観点からの主な利点は、費用の増大に関連する問題を無視するとすれば、輸送や、環境および公衆の保護用役に使用された場合、誰でも、何でも、どこでもそれに到達し、運搬可能であることである。

【0004】

これらの利点は他の車両や輸送システムに対して、特にヘリコプタが言及される既存の VTOL 技術の運行費用が高くつくことと相殺されてしまう。

30

【0005】

費用が高くつくのは、従来の航空機に設けられている固定翼の航空力学的に持続する推力が欠如している点から、ヘリコプタをその水平飛行中に支えるのに必要とされるパワーが極めて大きいためである。

【0006】

他方、ヘリコプタは市街地に直接着陸可能で、従来の航空機と比較してスペースが減少しており、市街地から飛行場までの輸送費用や時間が無くなるため、時間の節約となり、搭乗手続きを簡素化することが可能なので、前記欠点は部分的に低減する。

【0007】

本発明の主な目的は VTOL 航空機の能力と明らかに安価につくターボ推進あるいはジェットエンジンによって推進される水平飛行とを合体することである（以下の説明において、このハイブリッド航空機の特徴は VTOL - HF—すなわち垂直離着陸—水平飛行—として指示される）。

40

【0008】

当該技術分野の専門家には、また互換性の統合 VTOL - HF 特徴を備えた航空機の二型式が国際的には航空機産業において、すなわちハリヤ（Harrier）と V - 22 オスプレイ（Osprey）が既に開発されていることが知られている。

【0009】

ハリヤはブリティッシュエアロスペース社（British Aerospace）とマクドナルダグラス社（McDonnell Douglas）との合併会社によって英国で製造されている軍用ジェット機である

50

。

【 0 0 1 0 】

代わりに、V - 2 2 オスプレイの方は傾斜可能なローターエンジン群を提供する軍用ターボプロップ航空機であり、ベルテクストロン社 (Bell Textron) とボーイング社 (Boeing) とによって米国で製造されている。民間機の実現も既に視野に入っている。

【 0 0 1 1 】

ハリヤに関する限り、V T O L の能力は離陸 / 着陸の段階の間主ジェットエンジンの推力を下向きに回転させることにより提供されている。

【 0 0 1 2 】

代わって、V - 2 2 オスプレイ V T O L - H F の方は同じ主エンジンと、関連の推力機構とをヘリコプタモード (V T O L) と翼の端部に設けられている主エンジンの上方から下方へ回転 (傾斜) するターボプロペラ (H F) の双方において直接使用することに基づいている。

10

【 0 0 1 3 】

V - 2 2 の推力機構はターボプロペラ (H F) として、かつヘリコプタ (V T O L) として作用する必要があるため、大型のプロペラとロータ羽根との間の妥協を基準に設計されている。

【 0 0 1 4 】

双方の方法は特別に専用で、V T O L - H F として特に使用されるように設計された航空機に関し、該航空機は水平方向に飛行していると、垂直離着陸に必要な最大推力を基準としたサイズの同じ主エンジンを使用し、その結果運行費用が影響を受ける。

20

【 0 0 1 5 】

同日に出願した特許出願において、本発明の出願人は、V T O L - H F 技術が既存の航空機に対する改造技術として活用しうる、垂直離陸および自立型水平飛行の航空機を自立性の水平飛行、垂直離着陸のハイブリッド一体航空機に変換するシステムを提案した。

【 0 0 1 6 】

従って、本発明の主な目的は、経済的な運行を提供し、乗客の輸送市場および公衆保護役での飛行に高度の柔軟性を有する、新規な垂直離着陸、空力自立した水平飛行ハイブリッド航空機 (V T O L - H F) を提供することである。

【 0 0 1 7 】

本発明の別な目的は V T O L の能力を費用節約の観点から既存の型式の航空に対する顕著な差別性を保ちながら、ターボ推進推力あるいはジェットによる自立性の水平飛行と合体可能な新規な V T O L - H F 航空機を提供することである。

30

【 0 0 1 8 】

本発明によって教示されている解決方法は固定された支持翼を備え、後部部分を地面に位置させ前部部分を上向きにして離着陸の段階を実行し、前記垂直位置のままで一旦有効な高度に達すると、航空機の後部部分に設けられた傾斜可能な補助エンジンによって支持されて水平位置まで徐々に姿勢を変えるが、主エンジンは固定位置に保ち、航空機の先端に固定されたロータ / プロペラを (垂直 - 水平に) 重複使用する新規な航空機から構成される。

40

【 0 0 1 9 】

従って、本発明の特別な目的は、航空機の前部部分において少なくとも固定された羽根プロペラ / ロータを提供し、航空機の主エンジンに接続された推進系と、航空機の主エンジンに位置した少なくとも 1 個の補助エンジンであって、それぞれ垂直位置と水平位置である 2 つの制限位置の間で徐々に傾斜可能、かつ旋回可能である補助エンジンとを含み、操縦室と客室とが各飛行局面、すなわち離陸の間、移行局面および水平飛行の間、あるいはその逆の間地面に対して平行の廊下および天井の水平位置を連続して保つようにして旋回可能モジュールとして提供され、(前部を上向きにして) 垂直姿勢で離陸し、後部の補助の傾斜可能エンジンによって徐々に姿勢を変え、あるいはその逆を行い、着陸の間は垂直姿勢で戻ってくる、垂直離着陸、空力自立した水平飛行のハイブリッド航空機である。

50

【 0 0 2 0 】

本発明によれば、前記推進系はまた油圧システムによって起動可能である。

【 0 0 2 1 】

更に、本発明によれば、主エンジンと前記少なくとも 1 個のプロペラ / ロータとの間の結合は油圧による機械的なものでよく同じ主エンジンを航空機内の何れかの適当な位置に位置させることが出来る。

【 0 0 2 2 】

常に本発明によれば、前記少なくとも 1 個の傾斜可能な補助エンジンは少なくとも 1 個のジェットエンジンあるいはロケット、または少なくとも油圧で駆動される、あるいは駆動されないダクトターボファンプロペラあるいはその他のいずれかの適当な推力手段から構成しうる。

10

【 0 0 2 3 】

更に、本発明によれば、前記少なくとも 1 個の羽根ロータは、航空機が垂直姿勢を有するとき垂直推力を、航空機が水平姿勢の時は水平推力の双方を有するように提供される。

【 0 0 2 4 】

最後に、本発明によれば、離陸および着陸局面を支援し、垂直飛行と水平飛行との間、あるいはその逆の間の移行局面を保証するように旋回するために更に傾斜可能な補助エンジンを提供することが出来る。

【 0 0 2 5 】

本発明を特に添付図面を参照して、好適実施例により、例示目的で、非限定的に以下説明する。

20

【 0 0 2 6 】

図 1 において、貨物運送のための旋回可能モジュールを備えて実施した本発明による航空機 1 が示されている。

【 0 0 2 7 】

前記航空機は、図 3 から図 5 までを参照すると判るように、エンジンあるいは油圧システムによって直接駆動される羽根ロータ 2 と 2 個の後部にある旋回可能なジェットエンジンあるいはダクトターボファンプロペラ 3 とを備えている。

【 0 0 2 8 】

ロータ羽根 2 は航空機が垂直姿勢にあるとき垂直推力を提供し、航空機が水平姿勢にあるとき水平方向の推力を提供するように設計され、常に同じ位置に留まっている。

30

【 0 0 2 9 】

図 1 に示された航空機は、更に旋回可能操縦室 4 並びにこれも旋回可能な乗客あるいは貨物用のチャージモジュールとを備えている。

【 0 0 3 0 】

図 2 に概略図示する方法は、この場合も垂直推力（離陸および着陸）および水平推力（標準的な飛行状態）を提供するように設計された 2 個のロータ羽根 1 2 を提供する旅客機 1 1 を示す。

【 0 0 3 1 】

ジェットエンジン 1 3 すなわちダクトターボファンプロペラが航空機の客室の後ろに設けられている。

40

【 0 0 3 2 】

客室 1 5 も旋回可能な操縦室 1 4 の後ろにあって旋回可能である。この方法は貨物運送に対しても実施可能であり、また図 1 に示す方法も貨物用の代わりに旅客用に実施可能であることは明らかである。

【 0 0 3 3 】

既に述べたように、航空機の操縦室 4 または 1 4、および客室 5 または 1 5 は離陸から水平飛行までの移行までのいずれの飛行局面の間においても床および天井の水平位置を地面に対して平行に保つ傾斜可能モジュールとして実施され、そのため操縦士、乗客あるいは貨物に対する問題を排除する。

50

【 0 0 3 4 】

図 3 に示す方法において、主エンジン 5 は本発明により航空機の前部部分に設けられ、ロータ羽根 2 に対して機械的変速機 7 が設けられており、一方流体変速機 8 が後部のダクトターボファンプロペラ 3 に対して設けられており、該プロペラ 3 は主エンジンとは相違するジェットエンジンと代替可能である。

【 0 0 3 5 】

図 4 に示す方法においては、主エンジン 6 は本発明によれば、航空機 1 の後部部分に設けられ、流体変速機 8 がロータ羽根 2 と後部ダクトターボファンプロペラ 3 の双方に対して設けられており、該プロペラ 3 もまた主エンジンとは相違するジェットエンジンにと代替可能である。

10

【 0 0 3 6 】

最後に、図 5 に示す方法においては、本発明により主エンジン 6 は航空機 1 の後部部分に設けられており、機械的変速機 7 によってロータ羽根 2 に結合されており、一方後部のダクトターボファンプロペラ 3 に対して流体変速機 8 が設けられており、該プロペラ 3 もまた主エンジンとは相違するジェットエンジンによって代替可能である。

【 0 0 3 7 】

本発明による航空機の種々の飛行局面が図 6 に示されている。

【 0 0 3 8 】

離陸は前部すなわち鼻部を垂直位置にして行われ、そのためロータ 2 は垂直推力を提供し、ジェットエンジンあるいはダクトターボファンプロペラ 3 は垂直方向にある。

20

【 0 0 3 9 】

移行局面の間、モジュール 4 および 5 は客室の運動に追従し、そのため操縦士および乗客、あるいは貨物は姿勢の変更による影響は受けない。ジェットエンジン 3 は推力を下方に向けて常に垂直位置に留まり、飛行費用を下げ、後続の着陸局面に対する十分な自立性を保証するように移行局面の完了の後非作動とされる。

【 0 0 4 0 】

水平飛行から垂直飛行までの移行に対して同じ過程が逆の順序で行われる。

【 0 0 4 1 】

垂直な離陸および着陸能力 (V T O L) は出力軸によって駆動される V T O L ロータ羽根 2 とジェットエンジン 3 またはロケットあるいはダクトターボファンプロペラによって駆動される垂直方向の統合推力によって保証される。

30

【 0 0 4 2 】

代替的に、1 個以上の V T O L ロータ羽根 2 は図 3 から図 5 までに示す主エンジンの推力源に接続され、かつ該推力源によって作動する油圧系統によって作動する適当なサイズで、軽量で効率的な油圧アクチュエータによって駆動するようにしてもよい。

【 0 0 4 3 】

航空機の下側後部に設けられた (例えば、無線制御のミサイルあるいはターゲットから派生した) 1 個以上の傾斜可能の補助ジェットエンジンあるいはロケット 3、あるいは油圧により (あるいは油圧によらないで) 起動したダクトターボファンプロペラは垂直な離陸あるいは着陸の間主エンジンおよびロータ羽根 2 と統合する。

40

【 0 0 4 4 】

前記ジェットエンジンあるいはロケットまたはダクトターボファンプロペラはその推力によって V T O L から H F まで (あるいはその逆の) 移行局面を更に提供する。

【 0 0 4 5 】

その結果、本発明による航空機の一時間の飛行の運行費用は、より高価につく V T O L 局面が続くのが全体飛行時間の 1 0 % 以下であるので、同じサイズのターボプロペラ機の運行費用のレベルでの飛行の約 9 0 % に保つことが可能である。

【 0 0 4 6 】

一方、航空機の H F 特性は前述した理由から V T O L 局面の増加した費用を回収出来るようにする。

50

【 0 0 4 7 】

本発明は例示であり、限定的でない目的で、好適実施例に従って説明してきたが、特許請求の範囲に定めた範囲から逸脱することなく、当該技術分野の専門家には修正および（または）変更が導入可能であることを理解すべきである。

【図面の簡単な説明】

【図 1】 本発明による航空機の第 1 実施例の概略図である。

【図 2】 本発明による航空機の第 2 実施例の概略図である。

【図 3】 本発明による航空機の第 3 実施例の概略図である。

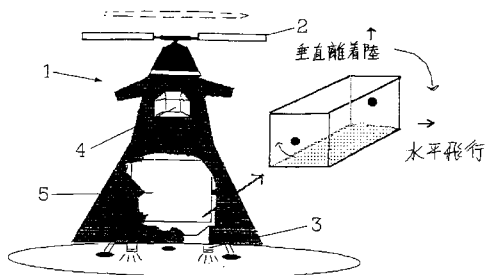
【図 4】 本発明による航空機の第 4 実施例の概略図である。

【図 5】 本発明による航空機の第 5 実施例の概略図である。

【図 6】 本発明による航空機の離陸、着陸および離陸の種々の状態を示す概略図である。

10

【図 1】



【図 3】

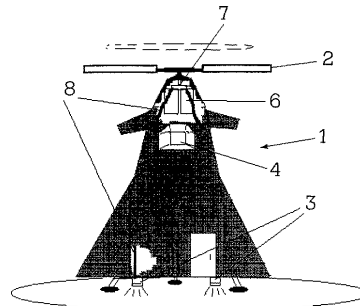


FIG. 3

【図 2】

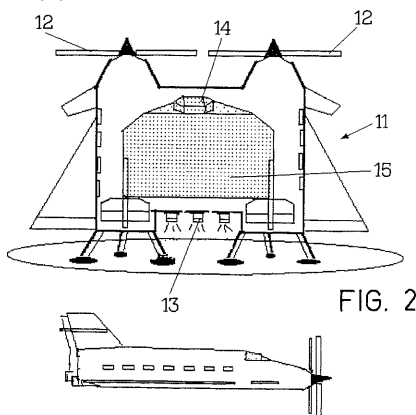


FIG. 2

【図 4】

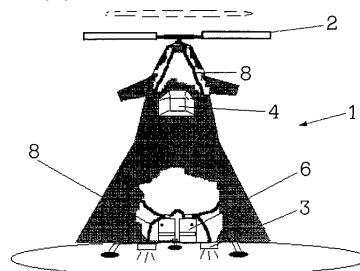


FIG. 4

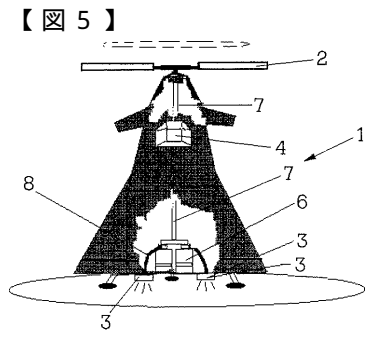


FIG. 5

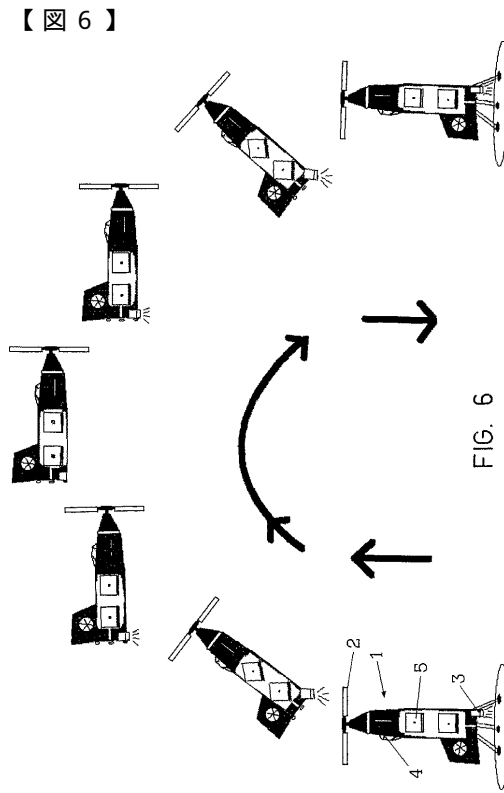


FIG. 6

フロントページの続き

審査官 加藤 友也

- (56)参考文献 米国特許第05289994(US,A)
仏国特許出願公開第01180818(FR,A1)
米国特許第03582021(US,A)
独国特許出願公開第04405975(DE,A1)
特開昭63-151598(JP,A)
特公昭61-040600(JP,B2)
仏国特許出願公開第02619354(FR,A1)

- (58)調査した分野(Int.Cl.,DB名)
B64C 29/02