

(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2013-32147

(P2013-32147A)

(43) 公開日 平成25年2月14日 (2013.2.14)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
B 6 4 C 27/28 (2006.01)	B 6 4 C 27/28	
B 6 4 C 27/26 (2006.01)	B 6 4 C 27/26	
B 6 4 C 27/08 (2006.01)	B 6 4 C 27/08	
B 6 4 C 27/20 (2006.01)	B 6 4 C 27/20	
B 6 4 C 3/10 (2006.01)	B 6 4 C 3/10	
審査請求 未請求 請求項の数 15 O L 外国語出願 (全 24 頁) 最終頁に続く		

(21) 出願番号	特願2012-167222 (P2012-167222)	(71) 出願人	591069248
(22) 出願日	平成24年7月27日 (2012.7.27)		アグスタウェストランド ソチエタ ペル
(31) 優先権主張番号	11425208.3		アツィオニ
(32) 優先日	平成23年7月29日 (2011.7.29)		イタリア国, 21017 サマラーテ,
(33) 優先権主張国	欧州特許庁 (EP)		フラツィオネ カスチーナ コスタ, ピア
			ジョバンニ アグスタ, 520
		(74) 代理人	100099759
			弁理士 青木 篤
		(74) 代理人	100102819
			弁理士 島田 哲郎
		(74) 代理人	100123582
			弁理士 三橋 真二
		(74) 代理人	100171251
			弁理士 篠田 拓也
		最終頁に続く	

(54) 【発明の名称】 転換式航空機

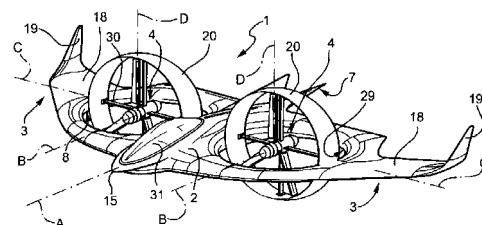
(57) 【要約】

【課題】航空機およびヘリコプタの両モードにおいて、転換式航空機に作用する揚力を増大させ、航空機モードにおいて、転換式航空機の揚力表面を増大させ、ヘリコプタモードにおいて、ホバリングの間の翼遮蔽効果を削減する。

【解決手段】転換式航空機 1 であって、一对の半翼 3 と、少なくとも 2 つのロータ 4 であって、ヘリコプタモードと飛行機モードとの間で、それぞれの第 1 軸 B の周りを回転できると共に半翼に対して第 1 軸と一緒にそれぞれの第 2 軸 C の周りを回転できるロータと、を備え、第 1 軸は、ヘリコプタモードでの使用中は、転換式航空機の縦方向 A に交差し、飛行機モードでの使用中は、縦方向に実質的に平行であり、前記転換式航空機が、使用中に、前記ヘリコプタモードと前記飛行機モードとの間で遷移するときに、前記ロータが傾斜できる少なくとも 2 つの貫通開口部 8 を更に備える転換式航空機が記載される。

【選択図】 図 1

図1



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

転換式航空機（１）であって、
- 一对の半翼（３）と、
- 少なくとも２つのロータ（４）であって、ヘリコプタモードと飛行機モードとの間で、第１軸（Ｂ）の周りを回転できると共に前記半翼（３）に対して前記第１軸（Ｂ）と一緒にそれぞれの第２軸（Ｃ）の周りを傾斜できるロータ（４）と、

を備え、

前記第１軸（Ｂ）は、前記ヘリコプタモードでの使用中は、前記転換式航空機（１）の縦方向（Ａ）に横断し、前記飛行機モードでの使用中は、前記縦方向（Ａ）に実質的に平行である、

10

転換式航空機において、

前記半翼（３）はそれぞれの貫通開口部（８）を備え、前記転換式航空機（１）が使用中に、前記ヘリコプタモードと前記飛行機モードとの間で遷移するときに、前記それぞれのロータ（４）が前記貫通開口部（８）内で傾斜でき、

前記半翼（３）は三角翼を形成する、

転換式航空機。

【請求項 2】

前記ロータ（４）は、前記転換式航空機（１）が前記ヘリコプタモードで作動するときに、前記開口部（８）に完全に収容される、

20

請求項 1 に記載の転換式航空機。

【請求項 3】

それぞれのロータ（４）に対してダクトの役割を果たすと共に前記半翼（３）に対して前記それぞれのロータ（４）と共に傾斜できる少なくとも２つの側板（２０）を備える、

請求項 1 または 2 に記載の転換式航空機。

【請求項 4】

各前記側板（２０）は、第１軸（Ｂ）に平行な面における断面では、第１エーロfoil（２５）として形成され、

前記第１エーロfoil（２５）は、

- 第１リーディングエッジ（２１）と、

30

- 第１トレーリングエッジ（２２）と、

- 前記第１リーディングエッジおよび前記第１トレーリングエッジ（２１、２２）を接続する弦（２６）と、

を備え、

前記第１エーロfoil（２５）は、前記弦（２６）に対して非対称である、

請求項 3 に記載の転換式航空機。

【請求項 5】

各前記ロータ（４）は、前記転換式航空機（１）が前記飛行機モードで作動するときに、前記半翼（３）の上部において突出する、

請求項 1 ～ 4 のいずれか 1 項に記載の転換式航空機。

40

【請求項 6】

機体（２）であって、

前記機体（２）から前記半翼（３）がそれぞれの対向する側において突出し、前記機体（２）は、転換式航空機（１）の進行方向に従って進むと、前記転換式航空機（１）の前方端部（１５）を画定し、

各前記半翼（３）は、それぞれの第２リーディングエッジ（１０）を有し、前記第２リーディングエッジ（１０）は、前記機体（２）に向けて集まり、前記前方端部（１５）を起点として前記前進方向（Ａ）に沿って進むと、互いからの距離を増加させ、

各前記半翼（３）は、実質的に直線状の第２トレーリングエッジ（１１）を有し、前記第２トレーリングエッジ（１１）は、前記第１方向（Ａ）に沿って進むと、それぞれの第

50

2 リーディングエッジ (1 0) に対向し、

各前記開口部 (8) は、前記方向 (A) の沿って進むと、それぞれの前記半翼 (3) の、前記第 2 リーディングエッジ (1 0) と前記第 2 トレーリングエッジ (1 1) のそれぞれの部分 (4 1、4 5) 同士の間配置されている、

機体 (2) を備える、

請求項 1 ~ 5 のいずれか 1 項に記載の転換式航空機。

【請求項 7】

前記第 2 軸 (C) に直交する面における前記半翼 (3) の断面は、

- 第 2 エーロfoil (6 0) と、

- 前記第 2 エーロfoil (6 0) に対して、前記開口部 (8) の反対側に配置されている第 3 エーロfoil (6 5) と、

を備え、

前記第 2 エーロfoil (6 0) は、前記第 2 リーディングエッジ (1 0) と第 3 トレーリングエッジ (2 9 ; 4 7) とにより境界を区切られており、

前記第 3 エーロfoil (6 5) は、第 3 リーディングエッジ (2 9 ; 4 8) と前記第 2 トレーリングエッジ (1 1) とにより境界を区切られており、

前記第 3 リーディングエッジと前記第 3 トレーリングエッジ (2 9 ; 4 7、4 8) は、前記方向 (A) に対して対向する側において、前記開口部 (8) の境界を区切っている、

請求項 6 に記載の転換式航空機。

【請求項 8】

それぞれの半翼 (3) に対して可動であると共に前記方向 (A) に沿って進むと前記第 2 トレーリングエッジ (1 1) により画定される一対のエレポン (4 0) を、前記転換式航空機 (1) が前記ヘリコプタモードで作動するときに、前記ロータ (4) が前記エレポン (4 0) に向かう気流を生成するように備える、

請求項 6 または 7 に記載の転換式航空機。

【請求項 9】

前記機体 (2) は、前記半翼 (3) に滑らかに接合され、前記第 2 軸 (C) に直交する面における断面においては、第 4 エーロfoil (3 5) として構成されている、

請求項 6 ~ 8 のいずれか 1 項に記載の転換式航空機。

【請求項 10】

各半翼 (3) は、

- 本体 (1 7) と、

- 一対の翼 (1 8) と、

を備え、

前記一対の翼 (1 8) は、前記転換式航空機 (1) を、

- 前記翼 (1 8) が前記本体 (1 7) に接続されている第 1 構成と、

- 前記翼 (1 8) が、前記本体 (1 7) から解放されている第 2 構成と、

において選択的に作動できるように、前記本体 (1 7) に取り外し可能に接続されている、

請求項 1 ~ 9 のいずれか 1 項に記載の転換式航空機。

【請求項 11】

前記翼 (1 8) は後退している、

請求項 10 に記載の転換式航空機。

【請求項 12】

- 前記半翼 (3) と、前記開口部 (8) と、前記ロータ (4) と、を備えている共通コアと、

- 前記機体 (2) 内に選択的に格納できるモジュールと、

を備え、

前記モジュールは、コックピット (3 1) と、パイロードパレットおよび / またはセンサアセンブリの少なくとも 1 つ備えている、

請求項 9 ~ 11 のいずれか 1 項に記載の転換式航空機。

【請求項 13】

前記ロータ(4)は、

- シャフト(6)と、

- 前記第 1 軸(B)の周りを前記シャフト(6)と一体的に回転可能であると共に、

前記シャフト(6)に対してそれぞれの第 3 軸(G)の周りに関節接続されている複数のブレード(27)と、

- それぞれのブレード(27)に接続されている複数のアクチュエータ(100)であって、それぞれの第 3 軸(G)の周りの前記ブレード(27)の回転を引き起こすことと、それぞれのブレード(27)に対して、前記ブレード(27)の振動を抑制するように方向づけられた力を加えることとの両方又は一方を実行するための複数のアクチュエータ(100)と、

10

を備える、

請求項 1 ~ 12 のいずれか 1 項に記載の転換式航空機。

【請求項 14】

前記アクチュエータ(100)は、電気機械式アクチュエータ(100)である、

請求項 13 に記載の転換式航空機。

【請求項 15】

前記開口部(8)は、それぞれの第 3 軸(D)を有し、前記転換式航空機(1)は、前記第 2 軸(C)に共通な方向上にあると共に前記第 3 軸(D)から互いに同一の距離に配置されている重心を備える、

20

請求項 1 ~ 14 のいずれか 1 項に記載の転換式航空機。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、転換式航空機、つまり、調整可能なロータを有するハイブリッド航空機であって、ロータが、それらの軸体を航空機の縦軸に実質的に平行になるように位置する「飛行機」構成と、ロータが、それらの軸体を航空機の縦軸に実質的に垂直且つ交差するように位置する「ヘリコプタ」構成を選択的に取ることができ、それにより、固定翼のターボプロップ(プロペラ)エンジン航空機とヘリコプタの利点を組み合わせた転換式航空機に関する。

30

【背景技術】

【0002】

上述したようなロータを調整する機能により、転換式航空機をヘリコプタのように離着陸させること、つまり、滑走路および極端に急勾配の軌道を不要にし、地上の騒音を最小限に抑え、例えば、市街地エリアにおいてさえも離着陸が可能になり；ほぼ 500 km / 時の巡航速度を達成および維持可能で、または、ヘリコプタのほぼ 300 km / 時の巡航速度よりも速い任意の速度での巡航が可能で、典型的な巡航高度は、ヘリコプタのほぼ倍の 7500 m が可能な飛行機のように飛行することを可能にし、転換式航空機が、ほとんどの雲の形成および大気圏の乱流の上方を飛行することを可能にする。

40

【0003】

言い換えれば、従来のヘリコプタに対して、転換式航空機は、ほぼ倍の巡航速度と；所与の有効積載量(ペイロード: payload)および燃料供給に対して、実質的に倍の飛行距離と実質的に倍の飛行時間が可能で、そのため、より安価に操作することを可能にし；2 倍以上の巡航高度を有し、そのため、飛行中のほとんどにおいて、天候条件(雲、乱流)に影響されないという利点を有している。一方、従来の航空機に対しては、転換式航空機はホバリング(空中停止状態)が可能であり、限られたスペース、市街地エリアにおいてさえも、離着陸が可能であるという利点を有している。

【0004】

現在では、実質的に 2 種類の構成の転換式航空機が知られている：1 つは「チルトロー

50

タ（ロータ傾斜型）」であり、半翼は実質的に固定されたままであり、モータ／ロータアセンブリのみが、半翼に対して回転し；他の１つは「チルトウイング（翼）」であり、ロータの姿勢が、半翼とロータシステムアセンブリを全体として回転することにより調整される。

【０００５】

「チルトロータ」構成の例は、特許文献１または特許文献２において知られている。「チルトウイング」構成の例は、特許文献３に示されている。

【０００６】

知られているチルトロータ転換式航空機は実質的に、機体と、機体の互いに対向する両側部において突出している一対の半翼と、それぞれの半翼に対して回転する一対のナセル（nacelles）と、を備えている。

10

【０００７】

各ナセルは、それぞれのモータ／ロータアセンブリを格納しており、従って、このモータ／ロータアセンブリは、対応する半翼に対してナセルと共に回転する。

【０００８】

特に、半翼は直線的であり、各ナセルは、それぞれの半翼の先端に実質的に配置されている。

【０００９】

従って、ナセルの位置は、半翼の揚力表面を削減する。

【００１０】

産業界においては、航空機およびヘリコプタの両モードにおいて、チルト／ロータ転換式航空機に作用する揚力を増大する必要性が感じられる。

20

【００１１】

航空機モードに関する限りは、転換式航空機の揚力表面を増大する必要性が感じられる。

【００１２】

ヘリコプタモードに関する限りは、ヘリコプタモードでのホバリングの間の翼遮蔽効果を削減する必要性が感じられる。より正確には、翼遮蔽効果は、ロータが下方に押しやる空気が半翼に部分的に当たり、利用可能な揚力を削減するという事実により引き起こされる。

30

【００１３】

更に、産業界においては、ロータによる騒音を可能な限り削減する必要性が感じられる。

【００１４】

産業界においては、いくつかの視点から、転換式航空機の柔軟性を高度に増大する必要性が感じられる。

【００１５】

特に、まず第１に、産業界においては、転換式航空機が任務飛行中に、主に飛行機モードで操作されるとき空気力学効率を最大限にし、転換式航空機が任務飛行中に、主にヘリコプタモードで操作されるとき重量を削減する必要性があると感じられる。

40

【００１６】

第２に、無人構成から有人構成に容易に切り替えることができるモジュラ転換式航空機を製造する必要性が感じられる。

【００１７】

産業界においては、転換式航空機の安定性、特に、ヘリコプタモードと航空機モード間の遷移の間の安定性を可能な限り増大する必要性も感じられる。

【００１８】

最後に、傾斜するロータの存在により、半翼に作用する曲げモーメントを削減する必要性も感じられる。

【００１９】

50

特許文献４は、機体と、前部翼および後部翼と、翼の間で延び、それぞれがロータを支持する一对のブーム（booms）と、を備える転換式航空機を開示している。ロータは機体の側部上に配置され、各ロータは、機体のそれぞれの側と、前部および後部翼により画定されている領域において傾斜する。

【００２０】

特許文献５は、翼と、翼に対して傾斜できる一对の逆回転ロータと、を備える転換式航空機を開示している。逆回転ロータは同軸状に搭載され、従って、両者は、同一の軸の周りで回転且つ傾斜する。

【先行技術文献】

【特許文献】

10

【００２１】

【特許文献１】米国特許第６，２２０，５４５号明細書

【特許文献２】米国特許出願公開第２００９／０２５６０２６号明細書

【特許文献３】欧州特許出願公開第１０５７７２４号明細書

【特許文献４】米国特許出願公開第２０１１／００３１３５号明細書

【特許文献５】米国特許第６，４３４，７６８号明細書

【発明の概要】

【００２２】

本発明の目的は、請求項１に記載されるような転換式航空機を提供することである。

【００２３】

20

本発明の、好適且つ非制限的な実施の形態が、付随する図を参照して、例として記載される。

【図面の簡単な説明】

【００２４】

【図１】飛行機モードにおける、本発明による転換式航空機の斜視図である。

【図２】ヘリコプタモードにおける、図１の転換式航空機の斜視図である。

【図３】ヘリコプタと飛行機モード間の遷移モードにおける、図１および２の転換式航空機の斜視図である。

【図４】第１作動構成における、図１～３の転換式航空機の上面図である。

【図５】第２作動構成における、図１～３の転換式航空機の上面図である。

30

【図６】図６の線ⅤⅠ-ⅤⅠに沿う、図４の第１構成要素の断面図である。

【図７】図６の線ⅤⅠⅠ-ⅤⅠⅠに沿う、図４の第１構成要素の断面図である。

【図８】第２作動構成における、図１～３の転換式航空機の側面図である。

【図９】明確にするために部品を取り除いた、図１～４の転換式航空機の更なる構成要素の斜視図である。

【図１０】図９の線Ⅹ-Ⅹに沿う、第４構成要素の断面図である。

【図１１】明確にするために部品を取り除いた、図１～４の転換式航空機のそれぞれの構成要素の斜視図である。

【図１２】明確にするために部品を取り除いた、図１～４の転換式航空機のそれぞれの構成要素の斜視図である。

40

【図１３】明確にするために部品を取り除いた、図１～４の転換式航空機のそれぞれの構成要素の斜視図である。

【図１４】明確にするために部品を取り除いた、図１～４の転換式航空機のそれぞれの構成要素の斜視図である。

【図１５】明確にするために部品を取り除いた、図１～４の転換式航空機のそれぞれの構成要素の斜視図である。

【図１６】明確にするために部品を取り除いた、図１～４の転換式航空機のそれぞれの構成要素の斜視図である。

【図１７】明確にするために部品を取り除いた、図１～４の転換式航空機のそれぞれの構成要素の斜視図である。

50

【発明を実施するための形態】**【0025】**

図1～3の参照番号1は、全体としての転換式航空機、つまり、飛行機モード（図1）またはヘリコプタモード（図2）での選択的な操作が可能なハイブリッド航空機を示している。

【0026】

転換式航空機1は実質的に、下記を備えている：

- 転換式航空機1の縦方向Aに沿って細長い機体2と；
- 機体2のそれぞれ反対側の側部上で突出している一对の半翼3と；
- 一对のロータ4。

10

【0027】

より詳細には、機体2は、方向Aに沿って互いに反対側で、転換式航空機1の互いに対向する端部を画定している前方端部15および後方端部16を有している。

【0028】

機体2は下記も備えている（図6）：

- コックピット31を格納している前方部分12と；
- 後方部分13。

【0029】

各ロータ4は実質的に下記を備えている：

- ハウジング5と；
- それぞれの軸Bの周りを回転可能に、ハウジングにより支持されているシャフト6と；
- それぞれの軸Bの周りを、シャフト6と一体的に回転可能なオジーブ（頭部曲線部）14。

20

【0030】

各ロータ4はまた、複数の、示されている実施の形態においては3つのブレード27も備え、ブレード27は、ハブ28を介在して、シャフト6に対して関節接続されている。

【0031】

詳細には、ロータ4は、それぞれの軸Bの周りを反対方向に回転する。このようにして、転換式航空機1は、回転防止装置を必要としない。

30

【0032】

図6を参照すると、方向Aに平行で、軸Cに直交する面における機体2の横断面は、エーロfoil（air foil）35の形状とされている。

【0033】

より正確には、エーロfoil35は下記を備える：

- 端部15により画定されるリーディングエッジ（前縁）と；
- 端部16により画定されるトレーリングエッジ（後縁）と；
- 端部15、16同士を接合する上部面37と；
- 上部面37の反対側の、端部15、16同士を接合する底部面38。

【0034】

上部面と底部面37、38は共に、示されている実施の形態においては凸状である。

40

【0035】

上部面と底部面37、38は、示されている実施の形態においては、エッジ15、16を互いに接続している直線弦39に対して対称である。

【0036】

このようにして、転換式航空機1が、方向Aを水平面に対してわずかに傾斜させて飛行するときに、気流の方向が弦39に平行でないという事実のために、エーロfoil35は揚力を生み出す。

【0037】

転換式航空機1はまた下記を備える：

50

- 機体 2 の部分 1 3 から上方に突出している V 字形尾部 7 と ;
- 半翼 3 の底部面から下方に突出している複数の着陸装置 9 。

【 0 0 3 8 】

各ロータ 4 はまた、それぞれの半翼 3 に対して、それぞれの軸 B と共に傾斜できる。特に、ロータ 4 と、それぞれの軸 B は、方向 A に直交するそれぞれの軸 C の周りで傾斜する。

【 0 0 3 9 】

より正確には、ロータ 4 の軸 B は、転換式航空機 1 がヘリコプタモード (図 2) で操作されるときは、方向 A に実質的に直交している。

【 0 0 4 0 】

このようにして、転換式航空機 1 は「いわゆる」チルトロータ式転換式航空機となる。

【 0 0 4 1 】

ロータ 4 の軸 B は、転換式航空機 1 が飛行機モード (図 1) で操作されるときは、方向 A に実質的に平行である。

【 0 0 4 2 】

有利なように、転換式航空機 1 は、転換式航空機 1 がヘリコプタモードと飛行機モードとの間での遷移中にロータ 4 が傾斜できる一対の開口部 8 を画定している。

【 0 0 4 3 】

特に、各半翼 3 はそれぞれ、開口部 8 を画定している。

【 0 0 4 4 】

各半翼 3 は実質的に下記を備えている (図 4 と 5) :

- リーディングエッジ (前縁) 1 0 と ;
- エッジ 1 0 とは反対側で、転換式航空機 1 が方向 A に沿って前進するときに、エッジ 1 0 の後ろで気流と相互作用するトレーリングエッジ (後縁) 1 1 。

【 0 0 4 5 】

リーディングエッジ 1 0 は、それぞれの反対側において、V 字形尾部 7 から端部 1 5 に進むときに、機体 2 に向かって収束する。

【 0 0 4 6 】

より正確には、エッジ 1 0 間の、軸 C に平行に測定されたときの距離は、V 字形尾部 7 から端部 1 5 に進むときに減少する。

【 0 0 4 7 】

各リーディングエッジ 1 0 は下記を備えている (図 4 と 5) :

- 機体 2 の、それぞれの側において側方に突出している第 1 曲線ストレッチ (伸張部) 4 1 と ;
- 機体 2 の、それぞれの対向する側において、ストレッチ 4 1 の延長部を画定している直線ストレッチ 4 2 。

【 0 0 4 8 】

各トレーリングエッジ 1 1 は下記を備えている :

- 軸 C に平行に、V 字形尾部 7 の、それぞれの側部で延びている直線ストレッチ 4 3 と ;
- 曲線ストレッチ 4 4 と ;
- ストレッチ 4 3 に対してストレッチ 4 4 と反対側で、軸 C に対して傾斜している直線ストレッチ 4 5 。

【 0 0 4 9 】

トレーリングエッジとリーディングエッジ 1 1、1 0 の配置構造の結果、半翼 3 は「いわゆる」三角翼を形成している。

【 0 0 5 0 】

対応するストレッチ 4 2、4 5 は、方向 A と軸 C により画定される平面から上方に突出しており、それにより、機体 2 のそれぞれの対向する側に配置されている、それぞれのウィングレット (winglet) 1 9 を形成している。

10

20

30

40

50

【 0 0 5 1 】

各開口部 8 は、機体 2 と、それぞれの軸 C に平行なそれぞれのウイングレット 1 9 との間に配置されており、方向 A に平行なストレッチ 4 1、4 3 の間に配置されている。

【 0 0 5 2 】

各開口部 8 は、軸 D の周りで延びており、示されている実施の形態においては円形である。

【 0 0 5 3 】

更に、各開口部 8 は、示されている実施の形態においては円形のエッジ 2 9 を有している。

【 0 0 5 4 】

転換式航空機 1 が飛行機モード（図 1）で操作されるときは、軸 B は、それぞれの軸 D に対して直交し、ロータ 4 は、それぞれの開口部 8 の対向する上側および底側から突出する。

10

【 0 0 5 5 】

軸 B もまた、それぞれの軸 C に直交している。

【 0 0 5 6 】

転換式航空機 1 がヘリコプタモード（図 2）で操作されるときは、軸 B は、それぞれの軸 D に平行で、ロータ 4 は、それぞれの開口部 8 内において軸方向に収納される。

【 0 0 5 7 】

特に、転換式航空機 1 がヘリコプタモードで操作されるときは、軸 D に平行なロータ 4 の厚さは、軸 D に平行な、それぞれの開口部 8 の厚さ以下である。

20

【 0 0 5 8 】

更に、転換式航空機 1 の重心は、軸 C により画定される共通方向上にあり、軸 D から同一距離に配置されている。

【 0 0 5 9 】

このようにして、転換式航空機 1 が「ヘリコプタモード」で操作されるときは、転換式航空機 1 の下方に向かう重量ベクトルは、ロータ 4 の上方に向かう推力ベクトルにより均衡が取られ、方向 A の周りの安定性を減少させる偶力を生み出すことはない。

【 0 0 6 0 】

各半翼 3 は下記を備えている（図 4 と 5）：

30

- 開口部 8 を画定している本体 1 7 と；
- 機体 2 のそれぞれの対向する側で、本体 1 7 に取外し可能に接続される一対の機側翼（機翼の先端に近い翼）1 8。

【 0 0 6 1 】

結果として、転換式航空機 1 は下記の構成で操作できる：

- 翼 1 8 が本体 1 7 に接続され、機体 2 の互いに対向する側において本体 1 7 から突出している第 1 構成（図 4）と；
- 翼 1 8 が本体 1 7 から除去されている第 2 構成（図 5 と 8）。

【 0 0 6 2 】

より正確には、本体 1 7 は機体 2 と、V 字形尾部 7 と、開口部 8 と、を備えている。

40

【 0 0 6 3 】

本体 1 7 はストレッチ 4 1 と、ストレッチ 4 3、4 4 と、軸 C に直交する平面上にある一対の壁 3 2 と、により境界を区切られている。

【 0 0 6 4 】

軸 C に直交する平面による本体 1 7 の断面は、一対のエーロfoil 6 0、6 5 を備えている（図 7）。

【 0 0 6 5 】

エーロfoil 6 0 は、リーディングエッジ 1 0 と、方向 A に沿うエッジ 2 9 の前方部分 4 7 との間で境界を区切られている。

【 0 0 6 6 】

50

エーロfoil 60は、エッジ10と前方部分47を接合している上部面61と底部面62を備えている。

【0067】

エーロfoil 60は、エッジ11と前方部分47を接合する直線弦63について対称に延びている。

【0068】

上部面と底部面61、62は、示されている実施の形態においては、両方とも凸状である。

【0069】

エッジ29の前方部分47からエッジ10に進むと、弦63に直交する方向で測定されたときの上部面と底部面61、62の間の距離は、最初は増加してその後、減少する。

【0070】

エーロfoil 65は、エッジ29の後方部分48と、方向Aに沿うトレーリングエッジ11との間で境界を区切られている。

【0071】

エーロfoil 65は、後方部分48とトレーリングエッジ11を接合する上部面66と底部面67を備えている。

【0072】

エーロfoil 65は、エッジ11と後方部分48を接合する直線弦68に関して対称に延びている。

【0073】

上部面と底部面66、67は、示されている実施の形態においては、両方とも凸状である。

【0074】

エッジ11から、エッジ29の後方部分48に進むと、弦63に直交して測定されたときの上部面と底部面61、62の間の距離は、最初は増加して、その後、減少する。

【0075】

この場合においても、転換式航空機1が方向Aを水平面に対してわずかに傾斜して飛行するときは、気流方向が、弦63、68に平行ではないという事実のため、エーロfoil 60、65は揚力を生成する。

【0076】

各翼18は、それぞれのウィングレット19を備え、互いに対向する側において、それぞれのストレッチ42、45により境界を区切られている。

【0077】

各翼18はまた、それぞれのウィングレット19の互いに対向する側の壁33により境界を区切られている。

【0078】

各翼18の壁33は、本体17のそれぞれの壁32に取外し可能に接続されている。

【0079】

各翼18は、特に、ロール（機体の横揺れ）安定性を提供するために後退しており、所与の揚力量を得るために翼幅を削減している。

【0080】

転換式航空機1はまた、それぞれのストレッチ45上と、V字形尾部7のそれぞれの側上に配置されている一対のエレポン（昇降舵補助翼）40も備えている。

【0081】

エレポン40は、軸Cに平行な軸Hの周りで、本体17に蝶着されている。このようにして、エレポン40は、水平飛行中に、ピッチ（機体の縦揺れ）とロール（機体の横揺れ）を制御するために、本体17に対して上方および下方に移動できる。

【0082】

転換式航空機1が航空機として作動しているときは、ロータ4が半翼3から突出してい

10

20

30

40

50

るという事実のために、エレボン 40 に作用する気流速度は特に高く、そのため、エレボン 40 の有効性を増大させている。

【0083】

各ロータ 4 は下記を備えている（図 9）：

- それぞれのブレード 27 に対してダクトの役割を果たす環状側板（shroud）20 と；
- それぞれの対向するエッジにおいて、それぞれの側板 20 とハウジング 5 との間に介在されている複数のスポーク 30。

【0084】

このようにして、転換式航空機 1 がヘリコプタモードから飛行機モードへ、またはその逆に遷移するときに、側板 20 とスポーク 30 は、それぞれの軸 C の周りを、各ロータ 4 のブレード 27 と一体的に回転する。

【0085】

これとは反対に、側板 20 とスポーク 30 は、各ロータ 4 の軸 B に対しては固定されている。

【0086】

より詳細には、各側板 20 は、それぞれの軸 B の周りで延びており、それぞれ軸 B に直交する、それぞれの軸 E 方向に厚さを有している（図 9 と 10）。

【0087】

各側板 20 は下記を備えている（図 10）：

- それぞれの軸 B に沿って互いに対向する側のリーディングおよびトレーリングエッジ 21、22 と；
- エッジ 21、22 を接合する上部面 23 と；
- 上部面 23 とは反対側で、エッジ 21、22 を接合する底部面 24。

【0088】

図 6 と 7 から明らかなように、それぞれの軸 E、B により画定される面における側板 20 の断面は、エーロfoil 25 として構成されている。

【0089】

言い換えれば、上部面 23 と底部面 24 は、リーディングエッジ 21 およびトレーリングエッジ 22 を接合する弦 26 に対して非対称である。

【0090】

詳細には、上部面 23 と底部面 24 の両方は凸状である。

【0091】

更に、エーロfoil 25 の厚さ、つまり、弦 26 に直交して測定されたときの上部面 23 と底部面 24 との間の距離は、リーディングエッジ 21 からトレーリングエッジ 22 に進むときに、最初は増加してその後は減少する。

【0092】

転換式航空機 1 は下記を備えている：

- それぞれのロータ 4 に接続され、それぞれの軸 C の周りでロータ 4 を傾斜させるように構成されている一対のアクチュエータ 52 と；
- アクチュエータ 52 を互いに独立して制御し、それによりロータ 4 が互いに独立して、それぞれの軸 C の周りで傾斜できるように構成されている飛行制御コンピュータ 49（図 11 では模式的にのみ示されている）。

【0093】

その結果、各アクチュエータ 52 は下記を備えている：

固定部分 53 と；

部分 53 に対して、方向 A に平行にスライドできるラム 54 と；

ラム 54 に対して軸 C に平行な軸の周りに蝶着されている第 1 端部 56 と、ロータ 4 の側板 20 と共に一体的に軸線 C の周りで傾斜する端部 58 を有するロッド 55。

【0094】

各アクチュエータ 5 2 はまた、方向 A に平行なラム 5 4 の動きを制御するための制御装置 5 1 も備えている。

【 0 0 9 5 】

その結果、制御装置 5 1 は、複数の飛行およびミッション（任務飛行）パラメータに基づいて飛行制御コンピュータ 4 9 により制御される。

【 0 0 9 6 】

固定部分 5 3 に対するラム 5 4 を動きは、電気モータ（図示せず）により引き起こされる。

【 0 0 9 7 】

更に、各アクチュエータ 5 2 は、それぞれの軸 C に平行に延びているバー 5 9 を備えている。

10

【 0 0 9 8 】

各アクチュエータ 5 2 のバー 5 9 は下記を備えている（図 1 1 と 1 2 ）：

- ロッド 5 5 の端部 5 8 と統合されている端部 9 0 と；
- 端部 9 0 と反対側で、側板 2 0 に嵌合している端部 9 1 。

【 0 0 9 9 】

より正確には、転換式航空機 1 は、それぞれのスポーク 3 0 を側板 2 0 に接続するための複数の接続要素 9 2 （その 1 つのみが図 1 2 に示されている）を備えている。

【 0 1 0 0 】

詳細には、各接続要素 9 2 は、それぞれのスポーク 3 0 に嵌合されている一对の壁 9 4 と、側板 2 0 の周辺部分に嵌合されかつバー 5 9 の端部 9 1 に結合されている中心部分 9 5 と、を備えている。

20

【 0 1 0 1 】

特に、各端部 9 1 と、対応する中心部分 9 5 は、溝付き取り付け具を使用して結合されている。

【 0 1 0 2 】

詳細には、中心部分 9 5 と、バー 5 9 の端部 9 1 は、側板 2 0 により画定されているキャビティ内に部分的に格納されている（図 1 2 ）。

【 0 1 0 3 】

ヘリコプタモードから開始して、各アクチュエータ 5 2 は、端部 1 5 または端部 1 6 に向けて、それぞれのロータ 4 を傾斜できる。

30

【 0 1 0 4 】

言い換えれば、ヘリコプタモードから飛行機モードへの遷移の間、各アクチュエータ 5 2 は、軸 D に対して、前方へまたは後方に向けて、それぞれのロータ 4 を傾斜できる。

【 0 1 0 5 】

図 1 3 から 1 6 を参照すると、転換式航空機 1 は、電力貯蔵装置 7 0 と 2 対の電気機械 7 1 とを備えている。

【 0 1 0 6 】

次いで、各電気機械 7 1 は、貯蔵装置 7 0 に電氣的に接続されているステータ 7 2 と、それぞれのロータ 4 のシャフト 6 に接続されているロータ 7 3 と、を備えている。

40

【 0 1 0 7 】

各電気機械 7 1 は、下記のものとして作動できる：

- 貯蔵装置 7 0 に蓄積されている電力を使用して、それぞれの軸 B の周りに、それぞれのシャフト 6 を直接回転駆動する電気モータ；または、
- 風力エネルギーを使用して、ロータ 4 の回転を引き起こすことにより、貯蔵装置 7 0 を再充電するための電力生成器。

【 0 1 0 8 】

特に、ロータ 7 3 は、シャフト 6 に直接接続されている。

【 0 1 0 9 】

本明細書では、「直接接続されている」という表現は、ロータ 7 3 とシャフト 6 の間に

50

伝達システムが介在されていないことを示すために使用されている。

【 0 1 1 0 】

従って、シャフト 6 と、それぞれのロータ 7 3 の軸 B の周りの角速度は等しい。

【 0 1 1 1 】

詳細には、電気機械 7 1 が電気モータとして作動するときは、電気機械 7 1 には、貯蔵装置 7 0 により電流が供給される。

【 0 1 1 2 】

詳細には、各電気機械 7 1 のステータ 7 2 は、それぞれのロータ 4 のハウジング 5 内に嵌合され、各電気機械 7 1 のロータ 7 3 は、ステータ 7 2 により回転可能に支持されている（図 1 3 ）。

10

【 0 1 1 3 】

各電気機械 7 1 のステータ 7 2 は、それぞれの軸 B に沿って細長くなっていると共に角度的に離間されている複数のシート 1 2 1 を画定している環状本体 1 2 0 を備えている。特に、各電気機械 7 1 のシート 1 2 1 は、それぞれの軸 B に対して半径方向に延びている。

【 0 1 1 4 】

ステータ 7 2 はまた、螺旋スロット 7 8 （図 1 3 には示されず、図 1 4 のみに示されている）を画定している磁気コア 7 9 も備えている。

【 0 1 1 5 】

コア 7 9 は、本体 1 2 0 内に格納され、スロット 7 8 は、軸 B に対して環状である。

20

【 0 1 1 6 】

各電気機械 7 1 のロータ 7 3 は、それぞれのステータ 7 2 の、それぞれの反対側の軸方向側に配置されている一対の環状プレートを備えている。

【 0 1 1 7 】

電気機械 7 1 は、示されている実施の形態においては、軸方向磁束ブラシレス電気機械、つまり、主に軸 B の周りに延びている磁束を生成するタイプである。

【 0 1 1 8 】

各電気機械 7 1 はまた、下記を備えている：

- コア 7 9 に巻かれ、スロット 7 8 内に格納され、使用中は、貯蔵装置 7 0 により交流が供給される複数のコイル 7 5 と；
- ロータ 7 3 と角度的に統合されると共に、ロータ 7 3 のプレートと本体 1 2 0 との間に軸方向に介在されて、コイル 7 5 により生成される磁場により、それぞれの軸 B の周りで回転駆動される複数の永久磁石 7 6 。

30

【 0 1 1 9 】

各電気機械 7 1 の永久磁石 7 6 は、それぞれの軸 B の周りで、等角度間隔で配置されている。

【 0 1 2 0 】

各ロータ 4 の電気機械 7 1 は、シャフト 6 に関して直列に配置されている。言い換えれば、軸 B の周りでシャフト 6 に加えられるトルクの全体は、各電気モータ 7 1 により加えられるトルクの合計と等しい。

40

【 0 1 2 1 】

コイル 7 5 は、ワイヤを使用して、貯蔵装置 7 0 に電氣的に接続されている。

【 0 1 2 2 】

貯蔵装置 7 0 は下記を備えることができる（図 1 5 と 1 6 ）：

- 1 台または 2 台以上の電気バッテリー 8 1 ；または、
- ハイブリッドバッテリー 8 2 と、前記ハイブリッドバッテリー 8 2 に接続されている内燃機関 8 3 。

【 0 1 2 3 】

図 1 5 に示されている実施の形態においては、内燃機関 8 3 はハイブリッドバッテリー 8 2 を再充電する。特に、内燃機関 8 3 は、ディーゼルエンジンであり、タンク 8 4 を備え

50

ている。

【 0 1 2 4 】

転換式航空機 1 はまた下記を備えている：

- 結果として、半翼 3 と、機体 2 と、ロータ 4 と、電気機械 7 1 と、を備えている共通コアと；
- 選択的に前記共通コアに接続できる、貯蔵装置 7 0 を備えているモジュール。

【 0 1 2 5 】

貯蔵装置 7 0 は、示されている実施の形態においては、リチウムイオンバッテリーである。

【 0 1 2 6 】

転換式航空機 1 はまた、貯蔵装置 7 0 から電力を受け取り、電気機械 7 1 に入力される電力を規制して、ロータ 4 のシャフト 6 の動きを制御するモータコントローラ 1 3 0 (図 1 5 と 1 6) も備えている。

【 0 1 2 7 】

詳細には、モータコントローラ 1 3 0 は、貯蔵装置 7 0 により直流電流が供給され、この直流電流を交流電流に変換して、電気機械 7 1 に交流電流を供給する。

【 0 1 2 8 】

電気機械 7 1 はまた、それぞれのシャフト 6 の制動フェーズの間は、電気生成器として作動することもできる。この条件においては、電気機械 7 1 は、バッテリー 8 1 またはバッテリー 8 2 内に貯蔵される電流を生成する。言い換えれば、電気生成器として操作されるときは、電気機械 7 1 は、それぞれのロータ 4 のシャフト 6 にブレーキをかけるための制動手段を画定する。

【 0 1 2 9 】

更に、転換式航空機 1 は、着陸が完了した後に、飛行機モードにすることもできる。

【 0 1 3 0 】

そのような条件では、ブレード 2 7 に作用する風の流れは、シャフト 6 の回転を引き起こす。

【 0 1 3 1 】

この条件においてもまた、電気機械 7 1 は電気生成器として作動されて、貯蔵装置 7 0 に貯蔵される電流を生成する。

【 0 1 3 2 】

アクチュエータ 5 2 とバッテリー 8 1 (または 8 2) は、機体 2 の部分 1 3 に配置されている。

【 0 1 3 3 】

機体 2 は、ペイロードパレット (payload pallet) および / またはセンサパッケージを格納することができる。

【 0 1 3 4 】

転換式航空機 1 はまた、各ロータ 4 に対して、ハウジング 5 と、それぞれのブレード 2 7 の間に介在されている 3 つの可変長アクチュエータ 1 0 0 も備えている (図 1 7) 。

【 0 1 3 5 】

詳細には、各ブレード (図 1 7 において模式的にのみ示されている) は、それぞれの軸 G に沿って延び、それぞれの基部接続要素 9 9 により、ハブ 2 8 に接続されている。

【 0 1 3 6 】

各接続要素 9 9 は、それぞれの軸 G に対して偏心している C 字形付属物 1 0 1 を備えている。

【 0 1 3 7 】

各アクチュエータ 1 0 0 は、ハウジング 5 に接続されている第 1 端部 1 0 2 と、それぞれのブレード 2 7 の付属物 1 0 1 に接続されている第 2 端部 1 0 3 を有している。

【 0 1 3 8 】

各アクチュエータ 1 0 0 の端部 1 0 3 はまた、端部 1 0 2 に対してスライドできる。

10

20

30

40

50

【 0 1 3 9 】

このようにして、アクチュエータ 1 0 0 は、それぞれの軸 G の周りで、それぞれのブレード 2 7 の回転を引き起こす。

【 0 1 4 0 】

従って、各ブレード 2 7 の迎え角 (a n g l e o f a t t a c k) は変更される。

【 0 1 4 1 】

特に、アクチュエータ 1 0 0 は両方とも下記を変更できる：

- すべての関連するブレード 2 7 の迎え角、つまり、いわゆる「コレクティブピッチ (c o l l e c t i v e p i t c h) 」と；
- 軸 B の周りの回転中の、それぞれのブレード 2 7 の迎え角の周期変動、つまり、いわゆる「サイクリックピッチ (c y c l i c p i t c h) 」；および、
- すべての関連するブレード 2 7 のピッチ角を変更して、揚力の不均衡によるロータ 4 の変動を回避するために、各ブレード 2 7 により生成される揚力が同一になることを確実にすること。

10

【 0 1 4 2 】

各アクチュエータ 1 0 0 はまた、所与の力を、それぞれのブレード 2 7 に加えて、このブレード 2 7 の変動を抑制するためにも使用できる。

【 0 1 4 3 】

示されている実施の形態においては、アクチュエータ 1 0 0 は電気機械式である。

【 0 1 4 4 】

転換式航空機 1 はまた、縦方向の安定性を増すために、先尾翼および / または水平尾翼を含むことも可能である。

20

【 0 1 4 5 】

転換式航空機 1 の作動を、転換式航空機 1 がヘリコプタモードで作動され、翼 1 8 が、機体 2 と半翼 3 から形成されている本体 1 7 に接続されている状況から開始して記述する。

【 0 1 4 6 】

この構成は、転換式航空機 1 の離陸および / または着陸の典型である。

【 0 1 4 7 】

揚力の増大した値が必要なときに、翼 1 8 は本体 1 7 に接続される。

30

【 0 1 4 8 】

特に、転換式航空機 1 がヘリコプタモードで操作されるときは、軸 B は方向 A に直交し、軸 D に平行である。更に、ロータ 4 と、それぞれの側板 2 0 は、それぞれの開口部 8 内に完全に格納されている。言い換えれば、ロータ 4 と側板 2 0 の厚さは、対応する軸 D に平行な、それぞれの開口部 8 のサイズに含まれている。

【 0 1 4 9 】

ロータ 4 は、それぞれの軸 C の周りを、互いに反対方向に回転し、それにより、ロータ 4 により転換式航空機 1 に加えられるトルクの均衡が保たれる。

【 0 1 5 0 】

詳細には、各ロータ 4 のシャフト 6 は、この場合は電気モータとして作動する、それぞれの一对の電気機械 7 1 により、それぞれの軸 B の周りで回転駆動される。

40

【 0 1 5 1 】

非常に簡単に言えば、コイル 7 5 は、貯蔵装置 7 0 により交流電流が供給されて、永久磁石 7 6 上に可変磁束を生成する。

【 0 1 5 2 】

結果として、永久磁石 7 6 と、従って、ロータ 7 3 とシャフト 6 は、それぞれの軸 B の周りで回転駆動される。

【 0 1 5 3 】

アクチュエータ 1 0 0 は、下記の両者のために使用される：

- すべてのそれぞれのブレード 2 7 の迎え角を変更して、それにより、いわゆる「コ

50

レクティブピッチ」を変更すること；および／または、

- 軸 B の周りの回転中に、それぞれのブレード 27 の迎え角の周期変動を変更し、それにより、いわゆる「サイクリックピッチ」を変更すること。

【0154】

転換式航空機 1 がヘリコプタモードで操作されるときは、一方のロータ 4 を機体 2 の端部 15 に向けて傾斜し、他方のロータ 4 を機体 2 の端部 16 に向けて傾斜させることにより、ヨーイング（機首の左右への振れ）は制御される。

【0155】

このようにして、ロータ 4 は、大きさが同じで方向が互いに反対の、方向 A に平行なそれぞれの力を生成する。結果として、転換式航空機 1 はヨーイングすることができる。

10

【0156】

詳細には、飛行制御システム 49 は、それぞれのロータ 4 を、それぞれの軸 C の周りで、互いに独立して傾斜するアクチュエータ 52 を制御する。

【0157】

各制御ユニット 51 は、方向 A に平行なラム 54 のスライドを制御する。

【0158】

ラム 54 の並進は、ロッド 55 の回転を引き起こし、そのため、それぞれの軸 C の周りの、それぞれのロータ 4 と側板 20 の回転を引き起こす。

【0159】

転換式航空機 1 を飛行機モードで操作することが必要なときは、アクチュエータ 52 はロータ 4 と、それぞれの側板 20 を、それぞれの軸 C の周りに、端部 15 に向けて傾斜させる。

20

【0160】

転換式航空機 1 を飛行機モードで操作するときは、ロータ 4 と側板 20 は、部分的に関連する半翼 3 の上方に突出し、部分的に半翼 3 の下方に突出する。

【0161】

このようにして、ロータ 4 により生成された気流は、ロータ 4 の下に配置されている半翼 3 の部分と、エレボン 40 の両方に当たる。

【0162】

更に、飛行機モードで操作されているときは、転換式航空機 1 は、方向 A を、水平面に対してわずかに傾斜させて飛行し、それにより気流は、エーロfoil 36、60、65 それぞれの弦 39、63、68 との間に、ゼロでない角を画定する。

30

【0163】

揚力の大半は、翼 18 により供給される。揚力の残りの部分は、機体 2 と、それぞれのロータ 4 に対してダクトの役割を果たす側板 20 とにより供給される。

【0164】

ウィングレット 19 は、転換式航空機 1 の全体的な空気力学的効率を高める。

【0165】

水平飛行中、ロール（機体の横揺れ）とピッチ（機体の縦揺れ）は、エレボン 40 を軸 H の周りに回転することで制御される。詳細には、エレボン 40 は、互いに独立して制御

40

【0166】

V 字形尾部 7 は、図示されていない、通例の可動垂直表面により、水平飛行における縦方向の安定性を確保する。

【0167】

ロータ 4 は、電気機械 71 を、電気モータの代わりに、交流電気生成器として作動させることにより制動可能である。

【0168】

このようにして、ロータ 4 と、従って、シャフト 6 の減速により、電気エネルギーがバッテリー 81（または 82）内に貯蔵される。

50

【 0 1 6 9 】

ミッション（任務飛行）プロファイルのほとんどが、転換式航空機 1 をヘリコプタモードで作動することを要求する場合には、前述した転換式航空機 1 の作用を変更することなく、翼 1 8 が本体 1 7 から取り外される。

【 0 1 7 0 】

転換式航空機 1 が飛行機モードで操作されるときは、軸 B を、方向 A に実質的に平行にして、両方のロータ 4 を端部 1 6 に向けて傾斜することで、後方に移動可能である。

【 0 1 7 1 】

転換式航空機 1 が地上にあり、貯蔵装置 7 0 を再充電する必要があるときは、ロータ 4 は、風に流れに面する方向に、それぞれの軸 C の周りで傾斜される。

10

【 0 1 7 2 】

この段階において、風の流れは、ロータ 4 のシャフト 6 を回転駆動し、その結果、ステータ 7 2 に対しての、電気機械 7 1 のロータ 7 3 の回転が引き起こされる。

【 0 1 7 3 】

言い換えれば、電気機械 7 1 は、貯蔵装置 7 0 を再充電する電力生成器として作動する。

【 0 1 7 4 】

本発明に係る転換式航空機 1 の利点は、前述の記載で明確になるであろう。

【 0 1 7 5 】

特に、転換式航空機 1 は、ロータ 4 が傾斜する、一对の貫通開口部 8 を画定している。

20

【 0 1 7 6 】

このようにして、転換式航空機 1 がヘリコプタモードで作動するときには、ロータ 4 から下方に向けての気流は、実質的には、半翼 3 には向けられない。

【 0 1 7 7 】

結果として、転換式航空機 1 がヘリコプタモードで作動するときには、半翼 3 はホバリング中に、風遮断効果の影響を実質的に受けない。

【 0 1 7 8 】

更に、ロータ 4 は、半翼 3 により画定される開口部 8 において傾斜する。

【 0 1 7 9 】

結果として、半翼 3 は、従来技術の解決策のようにロータを支えながら突出するのではなく、それぞれのロータ 4 を取り囲む。

30

【 0 1 8 0 】

このようにして、本明細書の導入部分で記述した転換式航空機の解決策と比較して、半翼 3 を、相当な量の揚力を生成するように構成できる。

【 0 1 8 1 】

更に、側板 2 0 はエーロfoil 2 5 を有している、つまり、転換式航空機 1 が飛行機モードで操作され、軸 B が、方向 A に対して傾斜しているときは、気流が当たるときに揚力を生成する横方向の断面を有している。

【 0 1 8 2 】

最後に、機体 2 もまた、エーロfoil 3 5 を画定し、本体 1 7 に滑らかに接合され、その結果としてエーロfoil 6 0、6 5 を画定している。

40

【 0 1 8 3 】

このようにして、転換式航空機 1 が飛行機モードで操作され、方向 A が水平面に対してわずかに傾斜しているときは、機体 2 と本体 1 7 もまた、揚力生成に貢献する。実際、これらの条件では、気流は、エーロfoil 3 5、6 0、6 5 それぞれの弦 3 9、6 3、6 8 に対して傾斜している。

【 0 1 8 4 】

従って、本明細書の導入部分で記述した転換式航空機の解決策と比べると、転換式航空機 1 により生成される揚力は、航空機モードおよびヘリコプタモードの両者において非常に増大している。

50

【 0 1 8 5 】

転換式航空機 1 はまた、ロータ 4 に対してダクトの役割を果たし、対応する軸 C の周りで、ロータ 4 と共に傾斜する側板 2 0 も備えている。

【 0 1 8 6 】

このようにして、ロータ 4 の効率は特に高く、その理由は、同じ直径に対しては、ロータ 4 のような、ダクトにより気流が送られるプロペラの推力は、自由なプロペラの推力よりも大きいからである。

【 0 1 8 7 】

更に、側板 2 0 は、関連するロータ 4 により生成される騒音を削減することにおいて有効である。

10

【 0 1 8 8 】

転換式航空機 1 はまた、半翼 3 のトレーリングエッジ 1 1 において配置されている一対のエレポン(操縦翼面) 4 0 も備えている。

【 0 1 8 9 】

このようにして、ロータ 4 により生成された気流は、転換式航空機 1 が飛行機モードで作動するときは、エレポン 4 0 に対して向けられる。

【 0 1 9 0 】

従って、エレポン 4 0 上の気流の速度は増大され、それにより、エレポン 4 0 の有効性が増大される。

【 0 1 9 1 】

20

翼 1 8 は、取り外し可能に本体 1 7 に接続される。このようにして、転換式航空機 1 の飛行構成は、完了すべきミッション(任務飛行)によって最適化できる。

【 0 1 9 2 】

詳細には、ミッションプロファイルが主に、前方飛行部分を含むとき、つまり、転換式航空機 1 が、ヘリコプタモードではなく、高速巡航速度で、飛行機モードでほとんど作動するときは、翼 1 8 は、本体 1 7 に結合される。このようにして、空気力学効率は非常に増大される。

【 0 1 9 3 】

反対に、ミッションプロファイルが、転換式航空機 1 を主にヘリコプタモードで操作し、低速での飛行機モードでの操作を要求しているときは、翼 1 8 は本体 1 7 から取り外される。このようにして、ミッションプロファイルにより削減した量の揚力が要求されるので、転換式航空機 1 の全重量は削減される。

30

【 0 1 9 4 】

半翼 3 は三角翼を形成する。この三角翼形状では、転換式航空機 1 の重心は、軸 C の共通の方向上にあり、軸 D から同一の距離にある。

【 0 1 9 5 】

このようにして、転換式航空機 1 の安定性は、飛行機モード、ヘリコプタモード、およびこれら 2 つのモード間の遷移中において非常に高められる。

【 0 1 9 6 】

特に、転換式航空機 1 が「ヘリコプタモード」として操作されるときは、転換式航空機 1 の下方に向かう重量ベクトルは、方向 A についてのいかなる安定性を下げる偶力を生み出すことなく、ロータ 4 の上方に向かう推力ベクトルと完全に均衡が取られる。

40

【 0 1 9 7 】

翼 1 8 はまた、後退 (b a c k w a r d s w e p t) している。このようにして、翼 1 8 により生成される揚力は不変のままで翼 1 8 のスパン(翼端の距離)は削減される。

【 0 1 9 8 】

更に、翼 1 8 のスパンの削減はまた、転換式航空機 1 の視覚的シグナチャ (s i g n a t u r e) の削減にも有益である。

【 0 1 9 9 】

機体 2 は、コックピット 3 1、パイロードパレットおよび/またはセンサパッケージを

50

容易に格納できる。

【０２００】

このようにして、転換式航空機１は、共通のコアが標準寸法設計（modular design）を有し、例えば、監視、諜報、消火活動、災害救済などの様々な役割に対して最適化できる。

【０２０１】

最後に、軸Ｄは、半翼３の先端よりも、転換式航空機１の重心（機体２上にある）により近い。このようにして、ロータ４の重量により生成される曲げモーメントは、本明細書の導入部分で記述されたロータにより生成される曲げモーメントに比べて、大幅に削減される。

10

【０２０２】

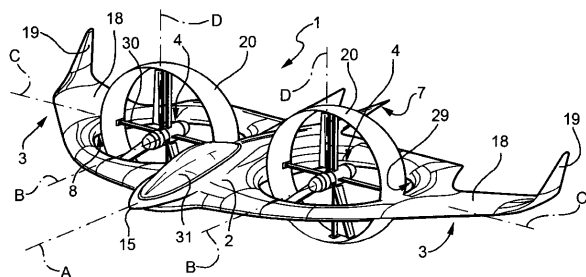
しかし、明白なことであるが、ここで記述され、例示された転換式航空機１に対しては、付随する請求項において定義される本発明の範囲を逸脱することなく変更を加えることができる。

【０２０３】

特に、各ロータ４は、一对の逆回転ロータ４と置き換えることも可能である。この場合、ジャイロ慣性は、実質的にゼロであり、ロータ４の各対の傾斜に必要な、軸Ｃの周りのトルクは削減される。

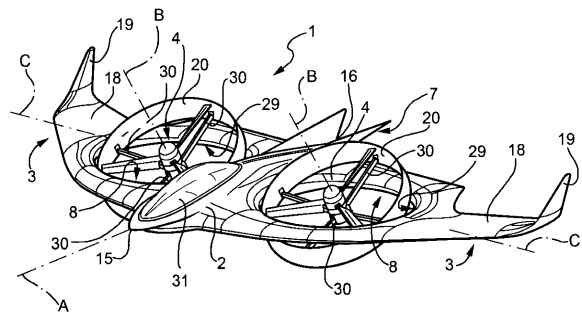
【図１】

図1



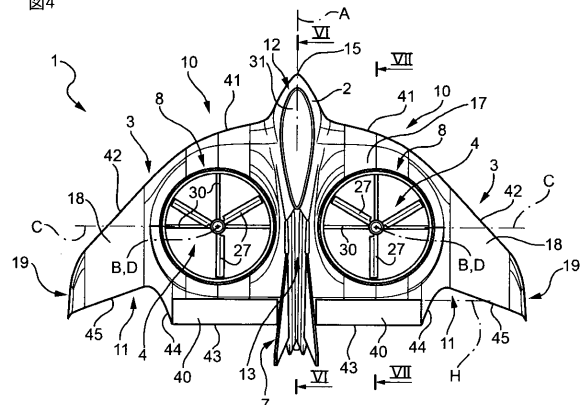
【図３】

図3



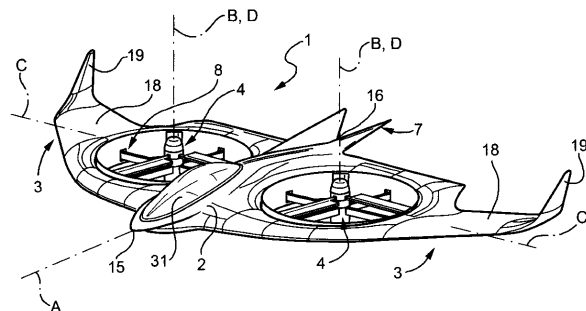
【図４】

図4



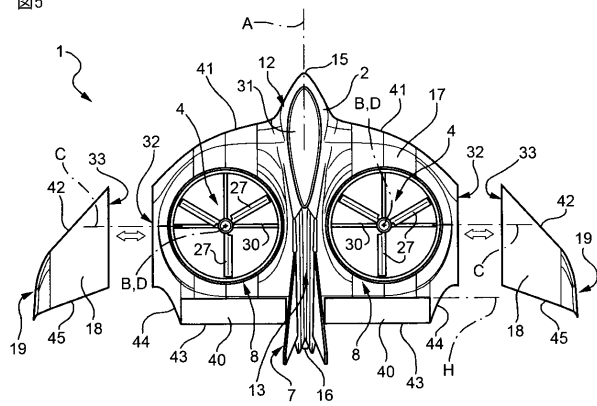
【図２】

図2



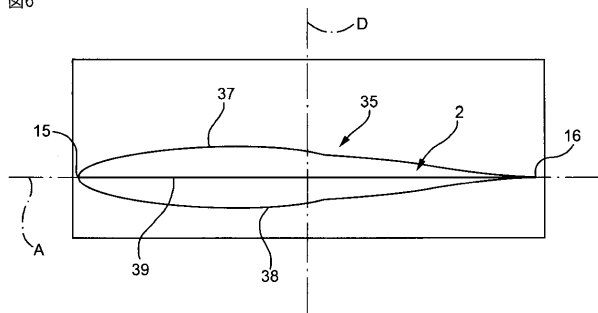
【図 5】

図5



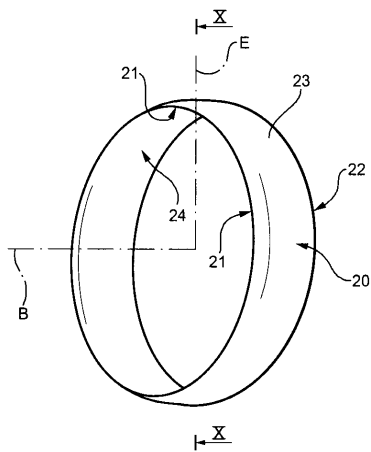
【図 6】

図6



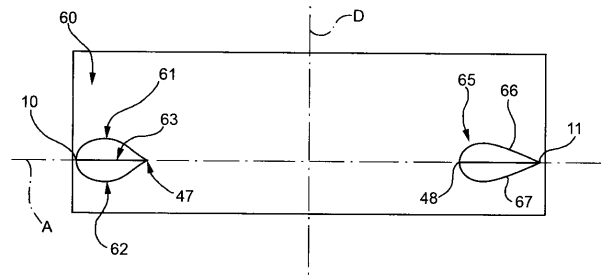
【図 9】

図9



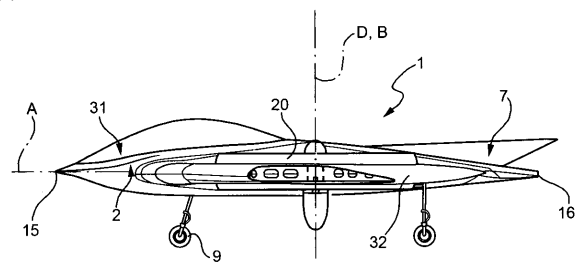
【図 7】

図7



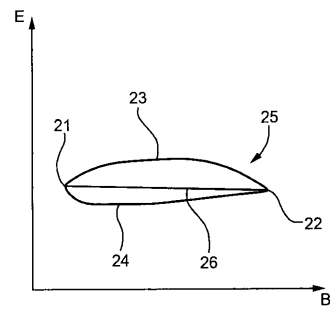
【図 8】

図8



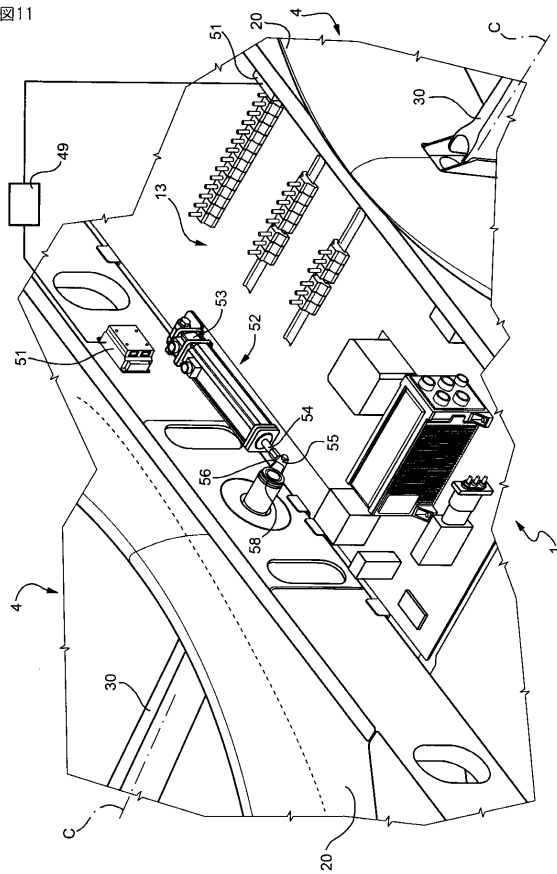
【図 10】

図10



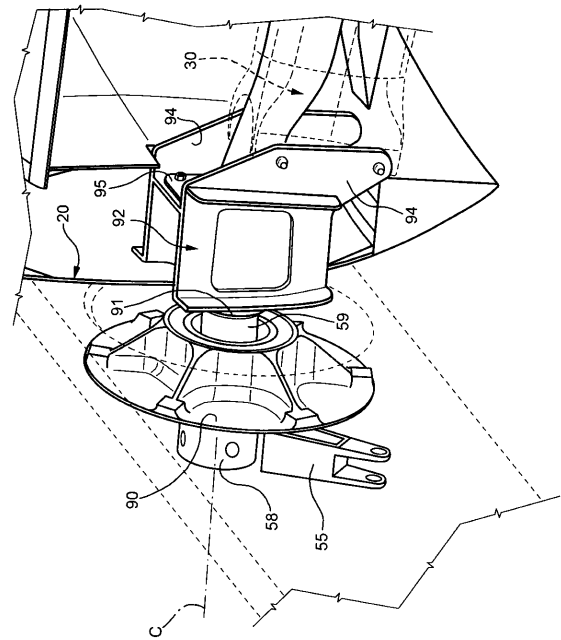
【図 1 1】

図11



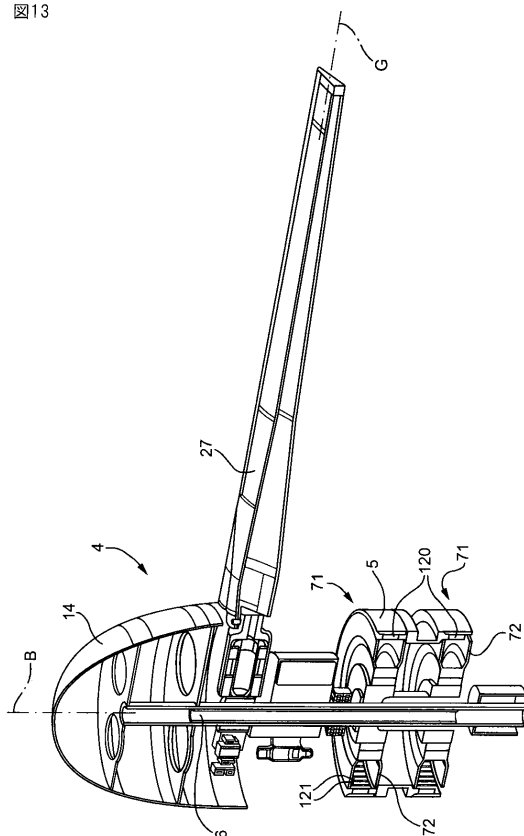
【図 1 2】

図12



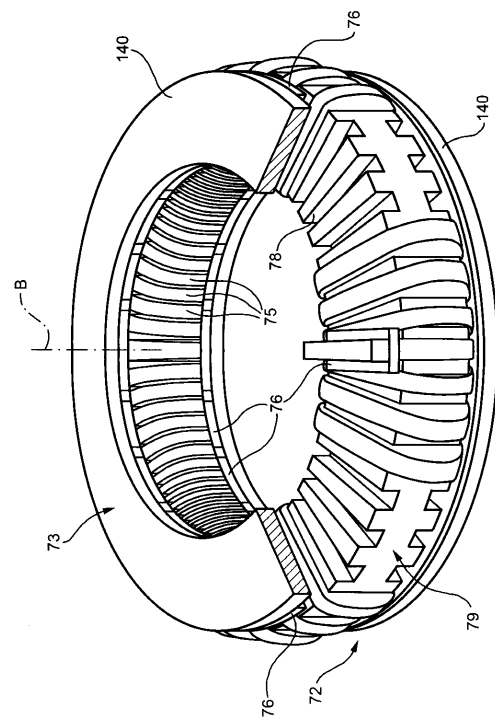
【図 1 3】

図13



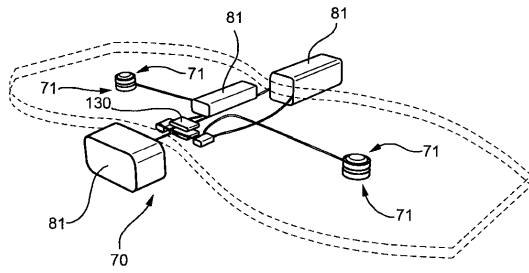
【図 1 4】

図14



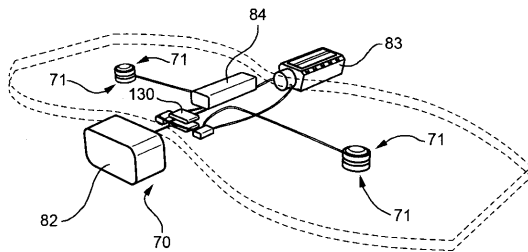
【図 15】

図15



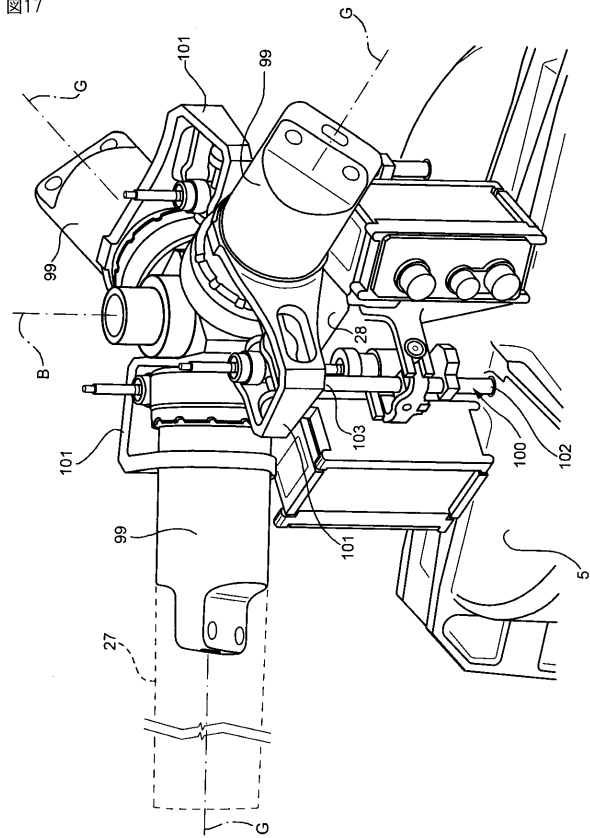
【図 16】

図16



【図 17】

図17



フロントページの続き

(51) Int. Cl.	F I	テーマコード (参考)
B 6 4 C 3/38 (2006.01)	B 6 4 C 3/38	

(74)代理人 100141081

弁理士 三橋 庸良

(74)代理人 100153729

弁理士 森本 有一

(72)発明者 ジェイムズ ワン

イタリア国, 2 1 0 1 7 サマラーテ, フラツィオネ カスチーナ コスタ, ビア ジョバンニ

アグスタ, 5 2 0, チノオ アグスタウェストランド ソチエタ ペル アツィオニ

【外国語明細書】
2013032147000001.pdf