

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号
特許第6879866号
(P6879866)

(45) 発行日 令和3年6月2日 (2021. 6. 2)

(24) 登録日 令和3年5月7日 (2021. 5. 7)

(51) Int. Cl.			F 1		
B 6 4 C	29/00	(2006. 01)	B 6 4 C	29/00	A
B 6 4 C	3/10	(2006. 01)	B 6 4 C	3/10	
B 6 4 C	27/08	(2006. 01)	B 6 4 C	27/08	
B 6 4 C	27/26	(2006. 01)	B 6 4 C	27/26	
B 6 4 D	27/24	(2006. 01)	B 6 4 D	27/24	

請求項の数 3 (全 11 頁)

(21) 出願番号	特願2017-163437 (P2017-163437)	(73) 特許権者	000005326
(22) 出願日	平成29年8月28日 (2017. 8. 28)		本田技研工業株式会社
(65) 公開番号	特開2019-38465 (P2019-38465A)		東京都港区南青山二丁目 1 番 1 号
(43) 公開日	平成31年3月14日 (2019. 3. 14)	(74) 代理人	100081972
審査請求日	令和1年12月9日 (2019. 12. 9)		弁理士 吉田 豊
		(74) 代理人	100154380
			弁理士 西村 隆一
		(72) 発明者	北 章徳
			埼玉県和光市中央 1 丁目 4 番 1 号 株式会
			社本田技術研究所内
		審査官	志水 裕司

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 垂直離着陸機

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

機体の前後方向の軸線に沿って配置されて空気と燃料の混合気の燃焼によって噴射される高圧ガスで回転させられる高圧タービン軸と低圧タービン軸を備えると共に、得られる高熱排気噴流によって前記機体の前後方向の推進力を生じる主推進装置と、

前記主推進装置の高圧タービン軸と低圧タービン軸に同軸に取り付けられる高圧側モータ・ジェネレータと低圧側モータ・ジェネレータと、

前記機体の上下方向の軸線に平行な軸線回りに回転可能に配置される複数のファンと、

前記複数のファンのそれぞれに接続され、前記複数のファンを回転させて前記機体の上下方向のリフト力を生じる副推進装置と、

前記主推進装置と高圧側モータ・ジェネレータと低圧側モータ・ジェネレータと副推進装置の動作を制御するコントローラとを備えると共に、

前記コントローラは、

前記機体の前後方向の推進力を得るとき、前記高圧側モータ・ジェネレータと低圧側モータ・ジェネレータのうち的一方で得られる電力を他方に供給してモータとして動作させて前記主推進装置の高圧タービン軸と低圧タービン軸の回転をアシストさせる一方、前記機体の上下方向の推進力を得るとき、前記主推進装置の高圧タービン軸と低圧タービン軸の回転を所定量まで減少させ、前記副推進装置を動作させて前記機体の上下方向のリフト力を生じるように制御すると共に、前記機体の前後方向の推進力を得るとき、前記高圧タ

10

20

ービン軸の回転で前記高圧側モータ・ジェネレータを駆動して得られる電力を前記低圧側モータ・ジェネレータに供給してモータとして動作させて前記主推進装置の低圧タービン軸の回転をアシストさせる一方、前記上下方向の推進力を得るとき、前記高圧側モータ・ジェネレータと低圧側モータ・ジェネレータを駆動して得られる電力を前記副推進装置に供給し、前記機体の上下方向のリフト力を増加させるように制御し、

前記機体は、上面視大略台形状の固定翼を有し、

前記固定翼には、前記機体の前後方向の軸線に沿って配置された前記主推進装置の両側に複数の空気ダクトが形成され、

前記複数の空気ダクトの内部には、それぞれ前記複数のファンが収容されていることを特徴とする垂直離着陸機。

10

【請求項 2】

前記コントローラは、前記機体の上下方向の推進力を得るとき、前記低圧タービン軸の回転で前記低圧側モータ・ジェネレータを駆動して得られる電力を前記副推進装置に供給し、前記機体の上下方向のリフト力を増加させるように制御することを特徴とする請求項 1 記載の垂直離着陸機。

【請求項 3】

前記コントローラは、前記機体の上下方向の推進力を得るとき、前記推進力の方向が前記機体の下降方向である場合、前記推進力の方向が上昇方向である場合に比し、前記低圧タービン軸の回転で前記低圧側モータ・ジェネレータを駆動して得られる電力を減少させることを特徴とする請求項 2 記載の垂直離着陸機。

20

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

この発明は垂直離着陸（Vertical Take-Off and Landing）機に関し、より具体的にはガスタービン・エンジンとモータ・ジェネレータとからなる異種の動力源を備えたハイブリッド型の垂直離着陸機に関する。

【背景技術】

【0002】

ハイブリッド型の垂直離着陸機としては特許文献 1 記載の技術を上げることができる。

【0003】

特許文献 1 記載の技術はエンジン（発動機）とエンジンで駆動されるモータ・ジェネレータを備え、エンジンで 1 個の主ロータを駆動し、モータ・ジェネレータで 4 個の副ロータを駆動すると共に、ジェネレータの発電を電池に充電しておいてモータに放電するように構成される。特許文献 1 記載の技術は上記のように構成することで航続距離を増加させることを課題としている。

30

【先行技術文献】

【特許文献】

【0004】

【特許文献 1】特開 2015 - 137092 号公報

【発明の概要】

40

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

ところで、垂直離着陸機の動作は飛行状態に応じて離着陸動作と前後（水平）推進動作などに分かれ、例えば離着陸動作においては燃費性能の観点から前後（水平）推進方向の推進力を最小限に抑える、換言すれば離着陸方向の推進力に限定することが得策であるが、特許文献 1 記載の技術はその点について何等言及するものではなかった。

【0006】

従って、この発明の目的は上記した課題を解決し、燃費性能を向上させるようにした、ハイブリッド型の垂直離着陸機を提供することにある。

【課題を解決するための手段】

50

【 0 0 0 7 】

上記の目的を達成するために、この発明に係る垂直離着陸機にあっては、機体の前後方向の軸線に沿って配置されて空気と燃料の混合気の燃焼によって噴射される高圧ガスで回転させられる高圧タービン軸と低圧タービン軸を備えると共に、得られる高熱排気噴流によって前記機体の前後方向の推進力を生じる主推進装置と、前記主推進装置の高圧タービン軸と低圧タービン軸に同軸に取り付けられる高圧側モータ・ジェネレータと低圧側モータ・ジェネレータと、前記機体の上下方向の軸線に平行な軸線回りに回転可能に配置される複数のファンと、前記複数のファンのそれぞれに接続され、前記複数のファンを回転させて前記機体の上下方向のリフト力を生じる副推進装置と、前記主推進装置と高圧側モータ・ジェネレータと低圧側モータ・ジェネレータと副推進装置の動作を制御するコントローラとを備えると共に、前記コントローラは、前記機体の前後方向の推進力を得るとき、前記高圧側モータ・ジェネレータと低圧側モータ・ジェネレータのうち的一方で得られる電力を他方に供給してモータとして動作させて前記主推進装置の高圧タービン軸と低圧タービン軸の回転をアシストさせる一方、前記機体の上下方向の推進力を得るとき、前記主推進装置の高圧タービン軸と低圧タービン軸の回転を所定量まで減少させ、前記副推進装置を動作させて前記機体の上下方向のリフト力を生じるように制御すると共に、前記機体の前後方向の推進力を得るとき、前記高圧タービン軸の回転で前記高圧側モータ・ジェネレータを駆動して得られる電力を前記低圧側モータ・ジェネレータに供給してモータとして動作させて前記主推進装置の低圧タービン軸の回転をアシストさせる一方、前記上下方向の推進力を得るとき、前記高圧側モータ・ジェネレータと低圧側モータ・ジェネレータを駆動して得られる電力を前記副推進装置に供給し、前記機体の上下方向のリフト力を増加させるように制御し、前記機体は、上面視大略台形状の固定翼を有し、前記固定翼には、前記機体の前後方向の軸線に沿って配置された前記主推進装置の両側に複数の空気ダクトが形成され、前記複数の空気ダクトの内部には、それぞれ前記複数のファンが収容されている如く構成した。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 0 8 】

【 図 1 】 この発明の実施形態に係るガスタービン・エンジンとモータ・ジェネレータからなる垂直離着陸機を全体的に示す模式図である。

【 図 2 】 図 1 のガスタービン・エンジンの模式的側面図である。

【 図 3 】 図 1 の垂直離着陸機のガスタービン・エンジンとモータ・ジェネレータとの間のエネルギー伝達を示す説明図である。

【 図 4 】 図 1 の垂直離着陸機の動作を示すフロー・チャートである。

【 図 5 】 図 1 の垂直離着陸機の運用を示す説明図である。

【 発明を実施するための形態 】

【 0 0 0 9 】

以下、添付図面に即してこの発明に係る垂直離着陸機を実施するための形態について説明する。

【 0 0 1 0 】

図 1 はこの発明の実施形態に係るガスタービン・エンジンとモータ・ジェネレータからなる垂直離着陸機を全体的に示す模式図、図 2 は図 1 のガスタービン・エンジンの模式的側面図、図 3 は図 1 の垂直離着陸機のガスタービン・エンジンとモータ・ジェネレータとの間のエネルギー伝達を示す説明図である。

【 0 0 1 1 】

図 1 から図 3 において、符号 10 は垂直離着陸機を示す。垂直離着陸機 10 は垂直（上下方向）に離着陸できる、無人の航空機として構成される。垂直離着陸機 10 は、主推進装置としてガスタービン・エンジン（以下「エンジン」という）12を備える。

【 0 0 1 2 】

尚、ガスタービン・エンジンとしては、ターボジェット・エンジン、ターボファン・エンジン、ターボプロップ・エンジンおよびターボシャフト・エンジンの4種が知られてい

るが、以下、２軸のターボファン・エンジンを例にとって説明する。

【００１３】

図１に示す如く、垂直離着陸機１０は上面視大略台形状の固定翼からなる機体１４を備え、エンジン１２は機体１４の前後（水平）方向の軸線１４ａに沿って機体１４の中央を前後方向に横断するように１基配置される。

【００１４】

エンジン１２はファン動翼１６を備え、ファン動翼１６は高速で回転しつつ外気から空気を吸引する。ファン動翼１６にはロータ（図示せず）が一体的に形成され、ロータは対向して配置されたステータ（図示せず）と共に低圧圧縮機（コンプレッサ）２０を構成し、そこで吸引した空気を圧縮しつつ後方に圧送する。

10

【００１５】

尚、ファン動翼１６の付近にはセパレータ（図示せず）によってダクト（図示せず）が形成され、吸引された空気の大部分は後段（コア側）で燃焼させられることなく、ダクトを通してエンジン後方に噴出させられる。ファン排気は、その反作用としてエンジン１２が搭載される機体１４に推力（スラスト）を生じさせる。推力の大部分は、このファン排気によって生じる。

【００１６】

低圧圧縮機２０で圧縮された空気は後段の高圧圧縮機（図示せず）に送られ、そこでロータおよびステータによってさらに圧縮された後、後段の燃焼器（図示せず）に送られる。燃焼器には燃料ノズルを介してＦＣＵ（Fuel Control Unit。燃料制御ユニット。図示せず）で調量された燃料が圧送される。

20

【００１７】

即ち、ＦＣＵは燃料調整バルブ（図示せず）を備え、燃料ポンプ２２によって機体の適宜位置に配置された燃料タンクから汲み上げられた燃料は燃料調整バルブで調量された後、燃料ノズルに供給され、そこで噴霧される。また、燃料ポンプ２２と併せてオイルポンプ２４が設けられてオイルを潤滑系に供給する。

【００１８】

燃料ノズルから噴霧された燃料は、高圧圧縮機から圧送された圧縮空気と燃焼器で混合し、エンジン始動時にエキサイタおよび点火プラグからなるイグニッション装置２６によって点火（着火）されて燃焼する。

30

【００１９】

燃焼によって生じた高温高压ガスは高圧タービン３０に噴出され、高圧タービン３０を高速回転させる。高圧タービン３０は前記した高圧圧縮機のロータに高圧タービン軸３０ａを介して接続され、ロータを回転させる。

【００２０】

高温高压ガスは、高圧タービン３０を回転駆動した後、低圧タービン３２に送られ、低圧タービン３２を比較的低速で回転させる。低圧タービン３２は前記した低圧圧縮機２０のロータに低圧タービン軸３２ａ（高圧タービン軸３０ａと同心二軸構造）を介して接続されてロータおよびファンを回転させる。高圧タービン３０を通過したガスは燃焼器から噴出されるガスに比して低圧となる。

40

【００２１】

低圧タービン３２を通過した排ガス（タービン排気）は、ダクトを通過してそのまま排出されるファン排気と混合させられてジェットノズル３４からエンジン後方に噴出される。

【００２２】

エンジン１２の高圧タービン軸３０ａと低圧タービン軸３２ａには、それらと同軸に高圧側モータ・ジェネレータ４０と低圧側モータ・ジェネレータ４２が取り付けられる。高圧側モータ・ジェネレータ４０はスタータ・ジェネレータとして機能し、エンジン１２の始動時、高圧側モータ・ジェネレータ４０によって高圧タービン軸３０ａが回転させられると、圧縮空気が生成される。生成された圧縮空気は、前記したように燃焼器に圧送される。

50

【 0 0 2 3 】

高圧側モータ・ジェネレータ 4 0 と低圧側モータ・ジェネレータ 4 2 は、コイルが巻回された固定側のアウトロータと、アウトロータの内側に永久磁石が外周に配置されてなるステータとからなるブラシレス D C モータから構成される。高圧側と低圧側モータ・ジェネレータ 4 0 , 4 2 は電力を供給されるときモータとして機能する一方、外力で駆動されるときジェネレータとして機能する。

【 0 0 2 4 】

高圧側と低圧側モータ・ジェネレータ 4 0 , 4 2 には P D U (Power Drive Unit) 4 4 (図 3 に示す) が接続される。P D U 4 4 はコンバータとインバータを備え、高圧側と低圧側モータ・ジェネレータ 4 0 , 4 2 で発電された交流はコンバータで直流に変換されて

10

【 0 0 2 5 】

他方、タービン軸 3 0 a の回転は燃料ポンプ 2 2 に伝えられて燃料ポンプ 2 2 を駆動し、前記したように調量された燃料は燃料ノズルに供給され、圧縮空気と混合して霧化される。よって生じた混合気は、点火されて燃焼を開始する。

【 0 0 2 6 】

このように、エンジン 1 2 は機体 1 4 の前後方向の軸線 1 4 a に沿って配置されて空気と燃料の混合気の燃焼によって噴射される高圧ガスで回転させられる高圧タービン軸 3 0 a と低圧タービン軸 3 2 a を備えると共に、得られる高熱排気噴流によって機体 1 4 の前後方向の推進力を生じる。

20

【 0 0 2 7 】

エンジン 1 2 の付近には E C U (Electronic Control Unit 。電子制御ユニット (コン트롤ーラ)) 5 0 が容器に收容されて配置される。E C U 5 0 は M P U (マイクロプロセッサ) 5 0 a と、R O M , R A M などのメモリ 5 0 b などから構成されるマイクロコンピュータを備え、容器に收容されてエンジン上端位置に配置される。

【 0 0 2 8 】

エンジン 1 2 において、低圧タービン軸 3 2 a の付近には N 1 センサ (回転数センサ) 5 2 が配置され、低圧タービン回転数 (低圧タービン軸 3 2 a の回転数) N 1 を示す信号を出力すると共に、高圧タービン軸 3 0 a の付近には N 2 センサ (回転数センサ) 5 4 が配置され、高圧タービン回転数 (高圧タービン軸 3 0 a の回転数) N 2 を示す信号を出力

30

【 0 0 2 9 】

また、機体 1 4 の前面の吸気口 5 6 の付近には T 1 センサ (温度センサ) 6 0 が配置され、エンジン入口温度 (外気温あるいは流入空気の温度) T 1 を示す信号を出力すると共に、低圧タービン 3 2 の下流の適宜位置には E G T センサ (排ガス温度センサ) 6 2 が配置され、排ガス温度 (低圧タービン出口温度) E G T を示す信号を出力する。

【 0 0 3 0 】

また、E C U 5 0 を收容する容器の内部には P 0 センサ (圧力センサ) 6 4 が配置されて大気圧 P 0 を示す信号を出力すると共に、吸気口 5 6 の付近には P 1 センサ (圧力センサ) 6 6 が配置されてエンジン入口圧力 (空気取入口圧力) P 1 を示す信号を出力する。さらに、高圧圧縮機の下流には P 3 センサ 7 0 が配置されて圧縮機出口圧力 (高圧圧縮機の出口圧力) P 3 を示す信号を出力する。

40

【 0 0 3 1 】

また、機体 1 4 には垂直離着陸機 1 0 の位置する高度 A L T (altitude) を示す出力を生じる高度計 (A L T) 7 1 と機速 M n (Mach Number。マッハ数) を示す出力を生じる機速計 (M n) 7 2 が設けられる。

【 0 0 3 2 】

また、機体 1 4 の適宜位置には機体 1 4 の重力軸に対する傾斜角度を示す出力を生じるジャイロセンサ 7 3 と衛星群から得た受信信号に基づいて機体 1 4 の位置を示す出力を生じる G P S 受信機 7 4 が設けられると共に、機体 1 4 の下方にはビジョンセンサ 7 5 が 1

50

個下向きに取り付けられ、進行方向の撮像画像を出力する。上記したセンサ群の出力はE C U 5 0に送られる。

【 0 0 3 3 】

図 1 と図 3 に示す如く、垂直離着陸機 1 0 は、機体 1 4 の上下方向の軸線 1 4 b に平行な軸線回りに回転可能に配置される複数個、具体的には 4 個のファン 7 6 と、4 個のファン 7 6 のそれぞれに接続され、4 個のファン 7 6 を回転させて機体 1 4 の上下方向のリフト力を生じるファン側モータ・ジェネレータ（副推進装置）8 0（図 1 で省略）とを備える。

【 0 0 3 4 】

4 個のファン 7 6 は上面視大略台形状の機体 1 4 の四隅に形成される空気ダクト 7 6 1 の内部にそれぞれ収容されるプロペラあるいはロータからなる。図 3 に示す如く、4 個のファン 7 6 はそれぞれファン側モータ・ジェネレータ 8 0 に接続され、ファン側モータ・ジェネレータ 8 0 で駆動されて回転して上下方向のリフト力を生じる。

【 0 0 3 5 】

4 個のファン 7 6 は機体 1 4 の上面視において対角線上の位置に取り付けられる 2 組、例えば 7 6 a , 7 6 d からなる組を C W（時計方向）に回転させる一方、7 6 b , 7 6 c からなる他方の組を C C W（反時計方向）に回転させると共に、その回転を増減することで、垂直離着陸機 1 0 の姿勢を維持するように構成される。

【 0 0 3 6 】

上下方向のリフト力、具体的には上昇方向（離陸方向）のリフト力は 4 個のファン 7 6 の全ての回転数を均等に増加させることで行い、下降方向（着陸方向）のリフト力（正確には負のリフト力）は、4 個のファン 7 6 の全ての回転数を均等に低下させることで行う。

【 0 0 3 7 】

E C U 5 0 は、エンジン（主推進装置）1 2 と高圧側モータ・ジェネレータ 4 0 と低圧側モータ・ジェネレータ 4 2 とファン側モータ・ジェネレータ（副推進装置）8 0 の動作を制御するコントローラとして機能する（より具体的には、E C U 5 0 の M P U 5 0 a がメモリ 5 0 b に格納されたプログラムに従ってエンジン 1 2 などの動作を制御する）ように構成される。

【 0 0 3 8 】

図 4 は E C U 5 0 のその動作を示すフロー・チャートである。

【 0 0 3 9 】

以下説明すると、S 1 0 において離陸可能か否か判断し、否定されるときは以降の処理をスキップする一方、肯定されるときは S 1 2 に進み、離陸動作を行う（S：処理ステップ）。

【 0 0 4 0 】

次いで、S 1 4 に進み、高度計 7 2 の出力に基づき、所定の高度に達したか否か判断し、否定されるときは S 1 2 に戻る一方、肯定されるときは S 1 6 に進み、飛行（水平飛行）動作を行う。即ち、ジャイロセンサ 7 3 の出力に基づいて機体 1 4 の姿勢を微調整しつつ、エンジン 1 2 によって入力された目的地に向けて飛行する動作を行う。

【 0 0 4 1 】

次いで S 1 8 に進み、G P S 受信機 7 4 とビジョンセンサ 7 5 の出力などから目的地の上空に到達した否か判断し、否定されるときは S 1 6 に戻る一方、肯定されるときは S 2 0 , S 2 2 に進み、着陸、着地動作に移る。

【 0 0 4 2 】

図 5 は垂直離着陸機 1 0 の運用を示す説明図である。

【 0 0 4 3 】

同図を参照して説明すると、E C U 5 0 は、機体 1 4 の運用シーケンスが前後（水平）方向の推進力を得るとき（図 4 の S 1 6）、エンジン 1 2 の運転モードを飛行状態に応じて燃料の供給を調整する推進モードとし、高圧側ジェネレータ 4 0 と低圧側モータ・ジェ

10

20

30

40

50

ネレータ 4 2 のうちの一方、より詳しくは高圧側モータ・ジェネレータ 4 0 で得られる回生電力を低圧側モータ・ジェネレータ 4 2 に供給してモータとして動作させてエンジン 1 2 の高圧タービン軸 3 0 a と低圧タービン軸 3 2 a、より具体的には高圧タービン軸 3 0 a の回転をアシストさせる。

【 0 0 4 4 】

また、機体 1 4 の上下方向（離陸、上昇方向と下降、着陸方向）の推進力を得るとき（図 4 の S 1 2 , 2 0 ）、エンジン 1 2 の運転モードをジェネレータとして動作する充電モードとして高圧タービン軸 3 0 a と低圧タービン軸 3 2 a の回転を所定量まで減少させると共に、ファン側モータ・ジェネレータ 8 0 を動作させて機体 1 4 の上下方向のリフト力を生じるように制御する。

10

【 0 0 4 5 】

具体的には、E C U 5 0 は、機体 1 4 の上下方向の推進力を得るとき、高圧側モータ・ジェネレータ 4 0 と低圧側モータ・ジェネレータ 4 2 の一方を駆動して得られる回生電力をファン側モータ・ジェネレータ 8 0 に供給し、前記機体の上下方向のリフト力を増加させるように制御する。

【 0 0 4 6 】

図 3 に示す如く、回生電力はファン側モータ・ジェネレータ 8 0（あるいは高圧側と低圧側モータ・ジェネレータ 4 0 , 4 2）で消費されないときは、バッテリー 4 6 に充電（貯留）され、必要に応じてバッテリー 4 6 からファン側モータ・ジェネレータ 8 0 などに放電される。

20

【 0 0 4 7 】

より具体的には、E C U 5 0 は、機体 1 4 の上下方向の推進力を得るとき、低圧タービン軸 3 2 a の回転で低圧側モータ・ジェネレータ 4 2 を駆動して得られる回生電力をファン側モータ・ジェネレータ 8 0 に供給し、機体 1 4 の上下方向のリフト力を増加させるように制御する。

【 0 0 4 8 】

このとき、E C U 5 0 は、機体 1 4 の上下方向の推進力を得るとき、機体 1 4 の上下方向が機体 1 4 の下降、着陸方向である場合、機体 1 4 の上下方向が離陸、上昇方向である場合に比し、低圧タービン軸 3 2 a の回転で低圧側モータ・ジェネレータ 4 2 を駆動して得られる電力を減少させ、ファン側モータ・ジェネレータ 8 0 の出力が大出力から小出力となるように制御する。

30

【 0 0 4 9 】

尚、垂直離着陸機 1 0 を空中で停止させる場合、低圧タービン軸 3 2 a の回転で低圧側モータ・ジェネレータ 4 2 を駆動して得られる電力を中程度に減少させ、ファン側モータ・ジェネレータ 8 0 の出力が中出力となるように制御する。

【 0 0 5 0 】

また、E C U 5 0 は、垂直離着陸機 1 0 が地上にあって、ファン側モータ・ジェネレータ 8 0 の動作を停止させると共に、低圧側モータ・ジェネレータ 4 2 で得られる電力を高圧側モータ・ジェネレータ 4 0 に供給してモータとして動作させてエンジン 1 2 の高圧タービン軸 3 0 a と低圧タービン軸 3 2 a、より具体的には高圧タービン軸 3 0 a の回転をアシストさせる。

40

【 0 0 5 1 】

上記した如く、この実施形態に係る垂直離着陸機 1 0 は、機体 1 4 の前後方向の軸線 1 4 a に沿って配置されて空気と燃料の混合気の燃焼によって噴射される高圧ガスで回転させられる高圧タービン軸 3 0 a と低圧タービン軸 3 2 a を備えると共に、得られる高熱排気噴流によって前記機体の前後方向の推進力を生じる主推進装置（ガスタービン・エンジン）1 2 と、前記主推進装置の高圧タービン軸 3 0 a と低圧タービン軸 3 2 a に同軸に取り付けられる高圧側モータ・ジェネレータ 4 0 と低圧側モータ・ジェネレータ 4 2 と、前記機体 1 4 の上下方向の軸線 1 4 b に平行な軸線回りに回転可能に配置される複数個のファン 7 6 と、前記複数個のファンのそれぞれに接続され、前記複数個のファンを回転させ

50

て前記機体の上下方向のリフト力を生じる副推進装置（ファン側モータ・ジェネレータ）
80と、前記主推進装置12と高圧側モータ・ジェネレータ40と低圧側モータ・ジェネ
レータ42と副推進装置80の動作を制御するコントローラ（ECU50のMPU50a
）とを備えると共に、前記コントローラは、前記機体の前後方向の推進力を得るとき（図
4のS16）、前記高圧側モータ・ジェネレータ40と低圧側モータ・ジェネレータ42
のうち的一方で得られる電力を他方に供給してモータとして動作させて前記主推進装置1
2の高圧タービン軸30aと低圧タービン軸32aの回転をアシストさせる一方、前記機
体の上下方向の推進力を得るとき（図4のS12、S20）、前記主推進装置12の高圧
タービン軸30aと低圧タービン軸32aの回転を所定量まで減少させ、前記副推進装置
80を動作させて前記機体の上下方向のリフト力を生じるように制御すると共に、前記機
体の前後方向の推進力を得るとき（図4のS16）、前記高圧タービン軸30aの回転で
高圧側モータ・ジェネレータ40を駆動して得られる電力を前記低圧側モータ・ジェネレ
ータ42に供給してモータとして動作させて前記主推進装置の低圧タービン軸32aの回
転をアシストさせる一方、前記上下方向の推進力を得るとき（図4のS12、S20）、
前記高圧側モータ・ジェネレータ40と低圧側モータ・ジェネレータ42を駆動して得ら
れる電力を前記ファン側モータ・ジェネレータ（副推進装置）80に供給し、前記機体の
上下方向のリフト力を増加させるように制御し、前記機体14は、上面視大略台形状の固
定翼を有し、前記固定翼には、前記機体14の前後方向の軸線14aに沿って配置された
前記主推進装置（ガスタービン・エンジン）12の両側に複数の空気ダクト761が形成
され、前記複数の空気ダクト761の内部には、それぞれ前記複数個のファン76が収容
されている如く構成したので、燃費性能を向上させるハイブリッド型の垂直離着陸機を提
供することができる。

10

20

【0052】

即ち、前後（水平）方向の推進力を得るには低圧タービン軸32aの回転を上げるのが
効果的なので、例えば高圧側モータ・ジェネレータ40で得られる電力を低圧側モータ・
ジェネレータ42に供給して低圧タービン軸32aの回転をアシストすれば、低圧タービ
ン軸32aの回転を上げることが可能となる。

【0053】

一方、上下方向のリフト力を得るにはなるべく前後（水平）方向の推進力を抑えつつ、
ファン76を駆動するファン側モータ・ジェネレータ80への供給電力を増加させるのが
望ましい。そこで、エンジン（主推進装置）12の高圧タービン軸30aと低圧タービン
軸32aの回転を所定量まで減少させると共に、ファン側モータ・ジェネレータ（副推進
装置）80を動作させて機体14の上下方向のリフト力を生じるようにすれば、例えば前
記高圧側モータ・ジェネレータ40と低圧側モータ・ジェネレータ42を駆動して得られ
る電力を前記副推進装置に供給し、前記機体の上下方向のリフト力を増加させることも可
能となり、よって燃費性能を上げることができる

30

【0054】

尚、高圧タービン側が高負荷であると、高圧タービン軸30aの回転と低圧タービン軸
32aの回転が低下し、低圧圧縮機から供給される空気流量とのバランスが崩れてしま
うが、同時に低圧タービン側の負荷を増やすことで、低圧タービン軸32aの回転も低下
させることができる。さらに、高圧タービン軸30aの回転数を低下させることで不要な前
後方向の推進力を抑えることができる。

40

【0055】

このようにエンジン（主推進装置）12が前後方向の推進と上下方向のリフトに応じて
推進力と発電力を生じるように構成したので、上下方向のリフトで大電力が必要となる
ときはエンジン12からの発電に頼ることができ、バッテリー46の容量を比較的小さくす
ることができる。

【0056】

また、前記コントローラ50は、前記機体の上下方向の推進力を得るとき、前記低圧ター
ビン軸32aの回転で低圧側モータ・ジェネレータ42を駆動して得られる電力を前記

50

ファン側モータ・ジェネレータ（副推進装置）８０に供給し、前記機体の上下方向のリフト力を増加させるように制御するように構成したので、上記した効果を一層良く得ることができる。

【００５７】

また、前記コントローラ５０は、前記機体の上下方向の推進力を得るとき、前記推進力の方向が前記機体の下降方向である場合、前記推進力の方向が上昇方向である場合に比し、前記低圧タービン軸３２ａの回転で低圧側モータ・ジェネレータ４２を駆動して得られる電力を減少させるように構成したので、上記した効果に加え、エンジン１２から不要に大きな電力を抽出することがない。

【００５８】

尚、上記において、ファン７６の個数は４個に限られるものではなく、２ｎ個（ｎは２以上）であっても良い。

【００５９】

また、エンジン１２はターボファン・エンジンを例にとって説明したが、エンジン１２はターボプロップ・エンジンであっても良い。その場合、高圧排気噴流によってプロペラを駆動して機体の方向の推進力を得ることになる。

【符号の説明】

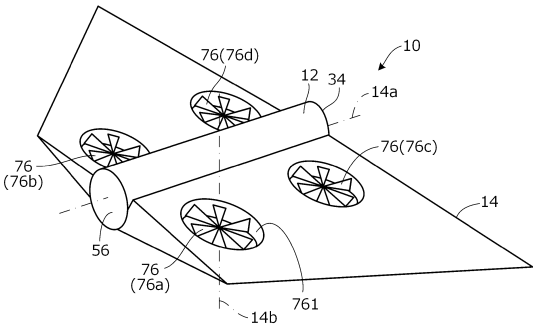
【００６０】

１０ 垂直離着陸機、１２ ガスタービン・エンジン（主推進装置）、１４ 機体、１６ ファン動翼、２０ 低圧圧縮機、２２ 燃料ポンプ、２４ オイルポンプ、２６ イグニッション装置、３０ 高圧タービン、３２ 低圧タービン、３４ ジェットノズル、４０ 高圧側モータ・ジェネレータ、４２ 低圧側モータ・ジェネレータ、４４ ＰＤＵ、４６ バッテリ、５０ ＥＣＵ（コントローラ）、５２ Ｎ１センサ、５４ Ｎ２センサ、５６ 吸気口、６０ Ｔ１センサ、６２ ＥＧＴセンサ、６４ Ｐ０センサ、６６ Ｐ１センサ、７０ Ｐ３センサ、７１ 高度計、７２ 機速計、７３ ジャイロセンサ、７４ ＧＰＳ受信機、７５ ビジョンセンサ、７６ ファン、８０ ファン側モータ・ジェネレータ（副推進装置）

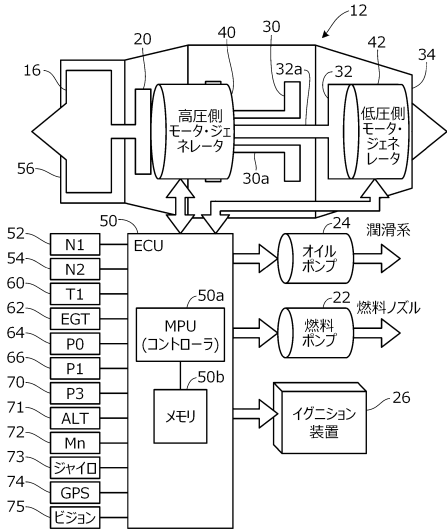
10

20

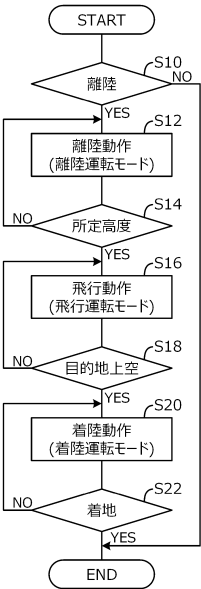
【図 1】



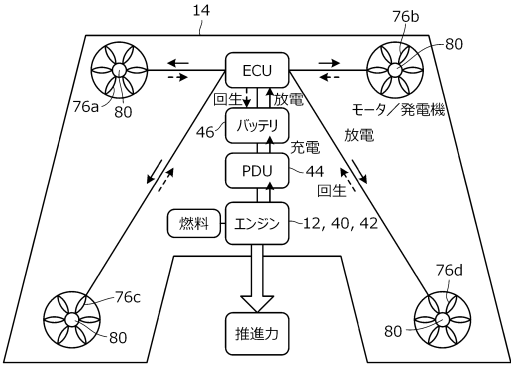
【図 2】



【図 4】



【図 3】



【図 5】

機体運用シーケンス	エンジン運転モード	低圧側モータ・ジェネレータ	高圧側モータ・ジェネレータ	ファン側モータ・ジェネレータ
停止	停止	停止	停止	停止
地上、アイドル	充電モード	ジェネレータ負荷	モータアシスト	停止
離陸、上昇	充電モード	ジェネレータ負荷	モータアシスト	停止
空中停止	充電モード	ジェネレータ負荷	モータアシスト	大出力
水平飛行	推進モード	モータアシスト	ジェネレータ負荷	中出力
空中停止	充電モード	ジェネレータ負荷	モータアシスト	停止
下降、着陸	充電モード	ジェネレータ負荷	モータアシスト	中出力
地上、アイドル	充電モード	ジェネレータ負荷	モータアシスト	小出力
停止	停止	停止	停止	停止

フロントページの続き

(56)参考文献 米国特許出願公開第2009/0145998(US,A1)
米国特許出願公開第2010/0219779(US,A1)
米国特許出願公開第2013/0111923(US,A1)
特開2013-032147(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B 6 4 C	2 9 / 0 0
B 6 4 C	3 / 1 0
B 6 4 C	2 7 / 0 8
B 6 4 D	2 7 / 0 2
B 6 4 D	2 7 / 2 4
F 0 2 K	3 / 0 0
F 0 2 K	5 / 0 0