

(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2020-69975
(P2020-69975A)

(43) 公開日 令和2年5月7日(2020.5.7)

(51) Int.Cl.	F 1	テーマコード (参考)
B 6 4 C 17/06 (2006.01)	B 6 4 C 17/06	
B 6 4 C 39/02 (2006.01)	B 6 4 C 39/02	
B 6 4 C 27/08 (2006.01)	B 6 4 C 27/08	
B 6 4 D 27/02 (2006.01)	B 6 4 D 27/02	
B 6 4 D 27/24 (2006.01)	B 6 4 D 27/24	

審査請求 未請求 請求項の数 3 O L (全 12 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2018-206994 (P2018-206994)
(22) 出願日 平成30年11月2日 (2018.11.2)

(71) 出願人 000005326
本田技研工業株式会社
東京都港区南青山二丁目1番1号
(74) 代理人 100154380
弁理士 西村 隆一
(74) 代理人 100081972
弁理士 吉田 豊
(72) 発明者 河井 圭助
埼玉県和光市中央1丁目4番1号 株式会社
社本田技術研究所内

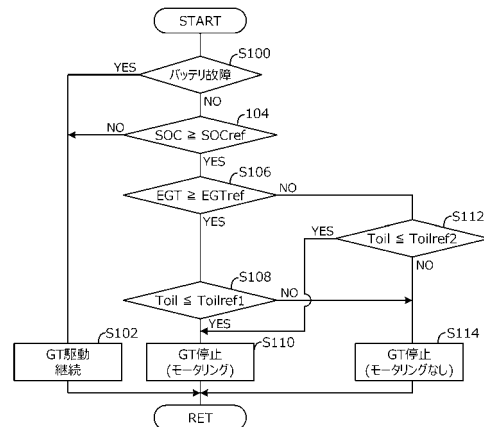
(54) 【発明の名称】 ハイブリッド飛行体

(57) 【要約】

【課題】 ガスタービン・エンジンと電動機とで駆動されるハイブリッド飛行体において、燃費の効率化を図ると共に、エンジンの耐久性の低下を回避する。

【解決手段】 複数個のロータを駆動可能なガスタービン・エンジンの出力軸に接続されて電力を発電する発電機で発電された電力を蓄電するバッテリーと、バッテリーから電力の供給を受けてロータを駆動可能な電動機と、エンジンの出力軸に接続されてエンジンを駆動可能な第2の電動機と、エンジンの温度とバッテリーの蓄電量を検出するセンサと、ロータの駆動を調整して飛行を制御する制御部とを備えると共に、制御部は、検出されたバッテリーの蓄電量が所定値以上のとき、エンジンへの燃料供給を停止すると共に、検出されたエンジンの温度が所定温度以上のとき、第2の電動機でエンジンをモータリングする(S104, S106, S110)。

【選択図】 図6



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

機体と、前記機体を推進させる推進力を生じる複数個のロータと、前記機体に取り付けられると共に、前記複数個のロータを駆動可能なガスタービン・エンジンと、前記ガスタービン・エンジンの出力軸に接続されて電力を発電する発電機と、前記発電機で発電された電力を蓄電するバッテリーと、前記バッテリーから電力の供給を受けて前記複数個のロータを駆動可能な電動機と、前記ガスタービン・エンジンの出力軸に接続されると共に、前記バッテリーから電力の供給を受けて前記ガスタービン・エンジンを駆動可能な第 2 の電動機と、少なくとも前記ガスタービン・エンジンの温度を検出するエンジン温度検出手段と、前記バッテリーの蓄電量を検出する蓄電量検出手段と、前記電動機と前記ガスタービン・エンジンの少なくともいずれかによる複数個のロータの駆動を調整して飛行を制御する制御部とを備えた垂直離着陸可能なハイブリッド飛行体において、前記制御部は、前記蓄電量検出手段によって検出されたバッテリーの蓄電量が所定値以上のとき、前記ガスタービン・エンジンへの燃料供給を停止すると共に、前記温度検出手段によって検出されたガスタービン・エンジンの温度が所定温度以上のとき、前記バッテリーから前記第 2 の電動機に電力を供給して前記第 2 の電動機で前記ガスタービン・エンジンをモータリングすることを特徴とするハイブリッド飛行体。

10

【請求項 2】

前記バッテリーの故障を検出するバッテリー故障検出手段を備えると共に、前記制御部は、前記バッテリーの故障が検出されたとき、前記ガスタービン・エンジンへの燃料供給を継続することを特徴とする請求項 1 に記載のハイブリッド飛行体。

20

【請求項 3】

前記ガスタービン・エンジンの潤滑油の温度を検出する潤滑油温度検出手段を備えると共に、前記制御部は、前記潤滑油温度検出手段によって検出された前記ガスタービン・エンジンの潤滑油の温度が規定温度以下のとき、前記バッテリーから前記第 2 の電動機に電力を供給して前記第 2 の電動機で前記ガスタービン・エンジンをモータリングすることを特徴とする請求項 1 または請求項 2 に記載のハイブリッド飛行体。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】**

30

【0001】

この発明はハイブリッド飛行体に関し、より具体的にはガスタービン・エンジンと、ガスタービン・エンジンで駆動される発電機で発電される電力を供給される電動機の少なくともいずれかで駆動される複数個のロータを備えた垂直離着陸可能なパラレル型のハイブリッド飛行体に関する。

【背景技術】**【0002】**

上記したようなハイブリッド飛行体として、例えば特許文献 1 記載の技術が知られている。この種の技術の場合、例えば燃費効率の観点から、ガスタービン・エンジンからバッテリーに充電される発電量が上限値に到達した段階でガスタービン・エンジンを停止するように構成される。

40

【先行技術文献】**【特許文献】****【0003】**

【特許文献 1】特開 2010 - 137844 号公報

【発明の概要】**【発明が解決しようとする課題】****【0004】**

特許文献 1 記載の技術は上記のように構成することで燃費の効率化を図っているが、ガスタービン・エンジンを停止した直後に何等かの理由（例えばバッテリーの故障）で緊急再

50

始動した場合、特に夏季など外気温が高い状況にあるときなどにガスタービン・エンジンが過温度状態であると、再始動によってエンジン温度が過温度となり、燃焼室出口部の静翼や動翼などの耐久性を低下させる恐れがある。

【0005】

また、ガスタービン・エンジンを長時間停止すると、特に冬季などで着氷や潤滑油温度の低下によって潤滑油の粘性が低下すると、エンジン始動性能の低下を招く恐れがある。

【0006】

従って、この発明の目的は上記した課題を解決し、ガスタービン・エンジンと電動機とで駆動されるロータを備えたハイブリッド飛行体において、燃費の効率化を図ると共に、エンジンの耐久性の低下を回避するようにハイブリッド飛行体を提供することにある。

10

【課題を解決するための手段】

【0007】

上記の目的を達成するために、この発明は、機体と、前記機体を推進させる推進力を生じる複数個のロータと、前記機体に取り付けられると共に、前記複数個のロータを駆動可能なガスタービン・エンジンと、前記ガスタービン・エンジンの出力軸に接続されて電力を発電する発電機と、前記発電機で発電された電力を蓄電するバッテリーと、前記バッテリーから電力の供給を受けて前記複数個のロータを駆動可能な電動機と、前記ガスタービン・エンジンの出力軸に接続されると共に、前記バッテリーから電力の供給を受けて前記ガスタービン・エンジンを駆動可能な第2の電動機と、少なくとも前記ガスタービン・エンジンの温度を検出するエンジン温度検出手段と、前記バッテリーの蓄電量を検出する蓄電量検出手段と、前記電動機と前記ガスタービン・エンジンの少なくともいずれかによる複数個のロータの駆動を調整して飛行を制御する制御部とを備えた垂直離着陸可能なハイブリッド飛行体において、前記制御部は、前記蓄電量検出手段によって検出されたバッテリーの蓄電量が所定値以上のとき、前記ガスタービン・エンジンへの燃料供給を停止すると共に、前記温度検出手段によって検出されたガスタービン・エンジンの温度が所定温度以上のとき、前記バッテリーから前記第2の電動機に電力を供給して前記第2の電動機で前記ガスタービン・エンジンをモータリングする如く構成した。

20

【図面の簡単な説明】

【0008】

【図1】この発明の実施形態に係るハイブリッド飛行体を概略的に示す斜視図である。

30

【図2】図1のハイブリッド飛行体の部分側面断面図である。

【図3】図1のハイブリッド飛行体のガスタービン・エンジンと電動機による平行駆動のときの構成要素の接続を全体的に示すブロック図である。

【図4】図3の制御部（ECU）とセンサ類に焦点をおいて示すブロック図である。

【図5】図3の制御部（ECU）の動作を示すフロー・チャートである。

【図6】図5の処理に平行して行われる図3の制御部（ECU）の動作を示すフロー・チャートである。

【図7】図6の処理を示す、図3と同様のブロック図である。

【図8】図6の処理を示す、図3と同様のブロック図である。

【図9】この実施形態の効果を従来技術と対比して示すタイム・チャートである。

40

【発明を実施するための形態】

【0009】

以下、添付図面に即してこの発明に係るハイブリッド飛行体を実施するための形態について説明する。

【0010】

図1はこの発明の実施形態に係るハイブリッド飛行体を概略的に示す斜視図、図2は図1のハイブリッド飛行体の部分側面断面図、図3は図1のハイブリッド飛行体のガスタービン・エンジンと電動機による平行駆動のときの構成要素の接続を全体的に示すブロック図である。

【0011】

50

図1などにおいて、符号10はハイブリッド飛行体（以下「飛行体」という）を示し、飛行体10は、機体12と、機体12を推進させる推進力を生じる複数個のロータ14と、機体12に取り付けられると共に、ロータ14を駆動可能なガスタービン・エンジン（以下「GT」という）16と、GT16の出力軸に接続されて電力を発電する発電機18と、発電機18で発電された電力を蓄電するバッテリー20と、バッテリー20から電力の供給を受けてロータ14を駆動可能な電動機（図で「M1」と示す）22と、GT16の出力軸に接続されると共に、バッテリー20から電力の供給を受けてGT16を駆動可能な第2の電動機（図で「M2」と示す）24と、電動機22とGT16の少なくともいずれかによる複数個のロータ14の駆動を調整して飛行を制御する制御部（電子制御ユニットElectronic Control Unit、以下「ECU」という）26とを備えるパラレル型から構成され、垂直離着陸（Vertical Take-Off and Landing）可能に構成される。機体12の底部には接地用のそり28が取り付けられる。

10

【0012】

機体12の内部にはGT16などが収容される。飛行体10は無人数とするが、機体12に乗員席を設けて有人型としても良い。

【0013】

複数個のロータ（ファン、プロペラ）14は取り付け軸30を介して機体12に上面視において放射状に取り付けられる $2n$ （ $n \geq 2$ ）個、具体的には、RF（右前）の14a、RR（右後）の14b、LF（左前）の14c、LR（左後）の14dの4個から構成される。

20

【0014】

ロータ14はヨー軸（Z軸。重力軸）と平行な回転軸線を備えた、公知の形状の1枚ブレードの固定翼からなる。飛行体10においてロータ14の個数は $n = 2$ （クワッドコプタ）に限られるものではなく、 $n = 3$ （ヘキサコプタ） $n = 4$ （オクタコプタ）などであっても良い。

【0015】

4個のロータ14はそれぞれ基部に前記した電動機（M1）22を備え、電動機22で駆動されると共に、GT16でも駆動可能なように構成される。即ち、図3と図4に示す如く、GT16と電動機22とは電磁クラッチ32a、32bを介してギアボックス34に接続され、そこで電動機22とGT16の回転軸（図示せず）は4個のロータ14に入力される。

30

【0016】

4個のロータ14は、例えば14a、14dからなる組はCW（時計方向）に回転すると共に、14b、14cからなる他方の組はCCW（反時計方向）に回転することで、飛行体10の姿勢を水平に維持するように構成される。図3に示すGT16と電動機22によるパラレル駆動のときはGT16と電動機22の回転の合力が4個のロータ14に伝達される一方、後述する図7に示す電動機22のみによるシリーズ駆動のときは電動機22の回転のみが4個のロータ14に伝達される。

【0017】

GT16は、図2に示すような公知のターボシャフト・エンジンからなり、機体12に開口された吸気口16aから吸入される吸入空気を静翼との間で圧縮するファン動翼からなる圧縮機16bと、その下流に配置される燃焼室16cと、圧縮機16bに接続されて一体に回転するタービン16dとからなる1軸構造を備える。尚、図1と図2で圧縮された吸入空気の排気口16eの機体12側の開口の図示は省略する。

40

【0018】

タービン16dの出力軸（タービン出力軸、即ち、GT16の出力軸）16d1は適宜な減速機構（図示せず）を介して発電機18に接続され、発電機18を駆動する。発電機18はタービン16dの駆動によって電力（交流電力）を発電する。発電機18で発電された電力はPDU（パワードライブユニット）（図示せず）のコンバータで直流電力に変換され、バッテリー20に貯留される。

50

【0019】

また、タービン出力軸16d1は第2の電動機24に接続され、燃料供給停止時には第2の電動機24によってGT16が回転（モータリング（空転））させられるように構成される。図示の如く、GT16の出力軸（タービン出力軸16d1）は機体12のヨー軸（Z軸）に平行な方向に取り付けられる。

【0020】

バッテリー20は電動機22に接続される。即ち、バッテリー20からの放電電力はPDUのインバータを介して交流に変換され、4個のロータ14にそれぞれ配置される4個の電動機22に交流電力を供給する。電動機22はブラシレスDCモータからなり、その三相コイル（図示せず）が順次通電されることで回転する。第2の電動機24も電動機22と同様、ブラシレスDCモータからなる。

10

【0021】

この実施形態に係る飛行体10において、GT16は100kW、電動機22は20kW、バッテリー20は10kW程度の電力規模を備える。バッテリー20は残量SOC（State of Charge）を自己診断するBMS（Battery Management System）20a（図4に示す）を内蔵する。

【0022】

図5は図3などのECU（制御部）26とセンサ類に焦点をおいて示すブロック図である。

【0023】

ECU26は、図5に示す如く、少なくとも1個のプロセッサ（CPU）26aとROM、RAMなどの複数個のメモリ26bと、I/O26cとを備えるマイクロコンピュータからなり、容器に収容されて適宜位置に配置される。

20

【0024】

センサ類について説明すると、GT16のタービン出力軸16d1の付近には回転数センサ40が配置され、タービン回転数N1を示す信号を出力する。機体12に開口された吸気口16aの付近には温度センサ42が配置され、GT入口温度T1を示す信号を出力すると共に、燃焼室16cの下流の適宜位置には第2の温度センサ（エンジン温度検出手段。図3に「S1」と示す）44が配置され、エンジン温度（排ガス温度）EGTを示す信号を出力する。潤滑オイル供給系（図示せず）の適宜位置には第3の温度センサ（潤滑油温度検出手段）46が配置され、潤滑油の温度T_{oil}を示す信号を出力する。

30

【0025】

また、ECU26を収容する容器の内部には圧力センサ50が配置されて大気圧P0を示す信号を出力すると共に、吸気口16aの付近には第2の圧力センサ52が配置されてGT入口圧力P1を示す信号を出力する。

【0026】

また、機体12の底部には高度計（ALT）54が配置されて下方にレーザビームなどを放射して得た反射波から飛行体10の高度ALT（altitude）を示す出力を生じると共に、機体12の適宜位置にはジャイロセンサ56が配置されて絶対座標軸X、Y、Z（図1に示す）のZ軸（ヨー軸）に対する機体12の傾斜を示す出力を生じる。

40

【0027】

また、機体12の適宜位置にはGPS受信機60が設けられて衛星群から得た受信信号に基づいて飛行体10の位置を示す出力を生じる。また、機体12の下方には第1のビジョンセンサ62が図1に示すように1個下向きに取り付けられて進行方向の撮像画像を出力すると共に、機体12の後方と側方にも第2のビジョンセンサ64が複数個取り付けられて後方または側方の撮像画像を出力する。さらに、機体12の適宜位置には方位計66が設けられて絶対方位を示す出力を生じると共に、障害物検知センサ70が設けられて進行方向に超音波信号を放射して反射波から障害物の有無を示す出力を生じる。

【0028】

また、4個のロータ14のそれぞれに配置される電動機24の回転軸の付近には回転数

50

センサ 7 2 が配置され、モータ回転数 N_m を示す出力を生じる。また、前記したようにバッテリー 2 0 の BMS 2 0 a (蓄電検出手段。図 3 に「S 2」と示す) は SOC を示す出力も ECU を生じると共に、バッテリー 2 0 と PDU の間には電流・電圧センサ 2 0 b (バッテリー故障検出手段。図 3 に「S 3」と示す) が配置され、バッテリー 2 0 に入出力される電力の電流と電圧を示す出力を生じる。さらに、ソリ 2 8 には WOW (Weight-on-wheel) センサ 7 4 が配置され、機体 1 2 の着地 (着陸) 時に着地を示す出力を生じる。

【0029】

尚、機体 1 2 の適宜位置にはメインスイッチ 8 0 が設けられ、オペレータ (ユーザ) によってメインスイッチ 8 0 がオンされて GT 1 6 が始動されると共に、バッテリー 2 0 から動作電源が供給されることによって ECU 2 6 の CPU 2 6 a は動作開始する。さらに、

10

【0030】

上記したセンサの出力は ECU 2 6 に送られる。ECU 2 6 はそれらの出力から GT 1 6 の運転状態を検出し、燃焼室 1 6 c に供給する燃料の調量によってタービン回転数を増減するなどして GT 1 6 の運転を制御すると共に、バッテリー 2 0 の動作状態を検出し、GT 1 6 と電動機 2 2 によるロータ 1 4 の駆動を調整して飛行体 1 0 の飛行を制御する。また、ECU 2 6 は GPS 受信機 6 0 の出力から経時的变化から飛行体 1 0 の飛行速度を検出する。

【0031】

図 5 と図 6 は ECU 2 6 の動作、即ち、この実施形態に係る飛行体 1 0 の動作を示すフロー・チャートである。図 5 は飛行体 1 0 の通常モードでの飛行についての制御を、図 6 はその飛行におけるバッテリー満充電モードなどでの制御を示すフロー・チャートである。

20

【0032】

最初に図 5 を参照して説明すると、まず、S 1 0 (S : 処理ステップ) においてオペレータが入力機器 8 2 とディスプレイ 8 4 を通じて入力 (指示) した目的地、フライトコースなどのフライトミッションを読み込み、S 1 2 に進んで GT 1 6 に燃料を供給して駆動する。

【0033】

次いで S 1 4 に進み、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 6 に進み、離陸動作を行う。

30

【0034】

離陸動作においては GT 1 6 の回転でロータ 1 4 を回転させると共に、4 個のロータ 1 4 の回転数を均等に増加させるように制御する。

【0035】

次いで S 1 8 に進み、高度計 5 4 の出力に基づき、飛行体 1 0 が所定の高度に達したか、換言すれば離陸動作が完了したか否か判断し、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 に進み、機体 1 2 (即ち、飛行体 1 0) の飛行動作を行う。

【0036】

飛行動作においては、ジャイロセンサ 5 6 の出力に基づき、機体 1 2 の姿勢を微調整しつつ、入力された目的地に向けて飛行する。例えば、4 個のロータ 1 4 のうち、前部の 1 4 a , 1 4 c の回転数を低下させると共に、後部の 1 4 b , 1 4 d の回転数を上昇させることで飛行方向が制御される。

40

【0037】

また、旋回は、例えば右に旋回しようとするときは、4 個のロータ 1 4 のうち、右側の 2 個 1 4 a , 1 4 b の回転数を低下させると共に、左側の 2 個 1 4 c , 1 4 d の回転数を上昇させ、それによって回転数が高い側のロータ 1 4 の反力で機体 1 2 を所望の方向に旋回させる。尚、旋回の度合いはロータ 1 4 の回転数の増減で調整する。

【0038】

また、回転制御 (ヨー軸回り回転) で、機体 1 2 を CCW に回転させるには、ロータ 1 4 のうち CW 回転側のロータ 1 4 a , 1 4 d の回転数を上昇させると共に、CCW 側のロ

50

ータ14b, 14cの回転数を下降させて行う。機体12をCWに回転させるのは上記と逆となる。

【0039】

次いでS22に進み、GPS受信機60の出力に基づき、目的地の上空に到達したか否か判断し、否定されるときはS20に戻る一方、肯定されるときはS24に進み、機体12(飛行体10)の着陸動作に移行する。

【0040】

機体12の着陸動作は、4個のロータ14の全ての回転数を徐々に低下させることで行う。この処理はS26でWOWセンサ74の出力から着地と判断されるまで行う。

【0041】

図6は図5の処理と平行してECU26によって行われる、バッテリー満充電モードなどでの制御を示すフロー・チャートである。

【0042】

以下説明すると、S100においてバッテリー20が故障したか否か判断する。バッテリー20の故障はバッテリー20の電流・電圧を検出するセンサ20bの出力が所定時間に亘って変化しない場合などから判断する。S100で肯定されるときはS102に進み、GT16の駆動を継続する。即ち、バッテリー20が故障したとしても、飛行運航の安全性を高めるためにGT16の駆動を継続する。

【0043】

他方、S100で否定されるときはS104に進み、BMS20aから検出されるバッテリー20の残量SOCが所定値SOCref以上か否か判断する。所定値は例えばバッテリー20の満充電相当値またはその近傍の値とする。

【0044】

S104で否定されるときはS102に進む一方、肯定されるときはS106に進み、第2の温度センサ44の出力に基づいてGT16のエンジン温度EGTが所定温度EGTref以上か否か判断する。

【0045】

S106で肯定されるときはS108に進み、第3の温度センサ46の出力に基づいてGT16の潤滑油の温度Toilが第1の規定温度Toilref1以下か否か判断し、肯定されるときはS110に進み、GT16の駆動を停止すると共に、第2の電動機24を駆動してGT16をモータリングする(空転させる)。

【0046】

一方、S106で否定されるときはS112に進み、GT16の潤滑油の温度Toilが第2の規定温度Toilref2以下か否か判断し、肯定されるときはS110に進んでGT16をモータリングする。

【0047】

他方、S112で否定されるときはS114に進み、GT16を停止する(ただしモータリングは行わない)。即ち、S104でバッテリー20が満充電と判断される一方、S106でエンジン温度も所定温度未滿と判断されることから、GT16を停止して電動機22の出力のみでロータ14を駆動する。

【0048】

図3は前記したGT16と電動機22によるパラレル駆動のときの、図7はバッテリー満充電時の電動機22のみによるシリーズ駆動(S114)のときの、図8はGT16停止後の第2の電動機24によるGT16のモータリング(S110)のときの処理を示すブロック図である。尚、図3などにおいてハッチングはバッテリー20についてはSOCの程度を示し、その他の要素については動作していることを示す。

【0049】

上記した如く、S104でバッテリー20の残量SOCが所定値SOCref未滿と判断されるときは、図3に示す如く、GT16の駆動を継続すると共に、電動機22の駆動も継続する(S102)。従って、ロータ14はGT16と電動機22で駆動される。これ

10

20

30

40

50

は S 1 0 0 でバッテリー 2 0 の故障が検出されたときも同様である。

【 0 0 5 0 】

他方、S 1 0 4 でバッテリー 2 0 の残量 S O C が所定値 S O C r e f 以上で、かつ S 1 0 6 で G T 1 6 の排ガス温度 E G T が所定温度 E G T r e f 未満と判断されるときは、図 7 に示す如く、G T 1 6 の駆動を停止する (S 1 1 4)。従ってロータ 1 4 は電動機 2 2 で駆動される。この場合は G T 1 6 のモータリングは行われない。G T 1 6 の潤滑油の温度 T o i l が第 1 の規定温度 T o i l r e f 1 を超えるときも同様である。

【 0 0 5 1 】

一方、バッテリー 2 0 の残量 S O C が所定値 S O C r e f 以上で、かつ G T 1 6 のエンジン温度 E G T が所定温度 E G T r e f 以上のときは、図 8 に示すごとく、G T 1 6 を停止すると共に、第 2 の電動機 2 4 を駆動して G T 1 6 をモータリングする (S 1 1 0)。G T 1 6 の潤滑油の温度 T o i l が第 1 の規定温度 T o i l r e f 1 以下のときも同様である。

10

【 0 0 5 2 】

また、バッテリー 2 0 の残量 S O C が所定値 S O C r e f 以上であるが、G T 1 6 のエンジン温度 E G T が所定温度 E G T r e f 未満のときも、G T 1 6 を停止すると共に、第 2 の電動機 2 4 を駆動して G T 1 6 をモータリングする (S 1 1 0)。

【 0 0 5 3 】

図 9 はこの実施形態の効果を示すタイム・チャートである。

【 0 0 5 4 】

20

同図 (i) に示す如く、従来技術においては、G T 1 6 を停止した直後に何等かの理由で緊急再始動した場合、エンジン温度 E G T が上昇して、燃焼室 1 6 c の出口部の静翼や動翼などの耐久性を低下させる恐れがある。G T 1 6 を長時間停止すると、冬季などにあって着氷や潤滑油温度の低下によって潤滑油の粘性が低下してエンジン始動性能の低下を招く恐れがある。

【 0 0 5 5 】

しかしながら、この実施形態においては上記の如く構成したので、G T 1 6 を停止した直後に緊急再始動しても、G T 1 6 を停止している間に第 2 の電動機 2 4 で G T 1 6 をモータリングすることから、吸気口 1 6 a からの空気の吸入が継続されるためにエンジン温度 E G T の低下が促進され、よって (i i) に示すように過温度となることがない。

30

【 0 0 5 6 】

また、G T 1 6 の停止判断においても、G T 1 6 の潤滑油の温度 T o i l が第 1、第 2 の規定温度 T o i l r e f 1 , T o i l r e f 2 以下のときは、G T 1 6 を停止している間に第 2 の電動機 2 4 で G T 1 6 をモータリングすることから、燃焼室 1 6 c で燃焼は行われないものの、圧縮機 1 6 b (とタービン 1 6 d) は駆動されて潤滑油も流入・流出されるので、潤滑油の粘性が低下して G T 1 6 の始動が困難になることがない。

【 0 0 5 7 】

この実施形態にあつては、機体 1 2 と、前記機体を推進させる推進力を生じる複数個のロータ 1 4 と、前記機体に取り付けられると共に、前記複数個のロータを駆動可能なガスタービン・エンジン (G T) 1 6 と、前記ガスタービン・エンジンの出力軸 (タービン出力軸 1 6 d 1) に接続されて電力を発電する発電機 1 8 と、前記発電機で発電された電力を蓄電するバッテリー 2 0 と、前記バッテリーから電力の供給を受けて前記複数個のロータを駆動可能な電動機 (M 1) 2 2 と、前記ガスタービン・エンジンの出力軸に接続されると共に、前記バッテリーから電力の供給を受けて前記ガスタービン・エンジンを駆動可能な第 2 の電動機 (M 2) 2 4 と、少なくとも前記ガスタービン・エンジンの温度を検出するエンジン温度検出手段 (第 2 の温度センサ 4 4 , S 1) と、前記バッテリー 2 0 の蓄電量を検出する蓄電量検出手段 (B M S 2 0 a , S 2) と、前記電動機と前記ガスタービン・エンジンの少なくともいずれかによる複数個のロータの駆動を調整して飛行を制御する制御部 (E C U) 2 6 とを備えた垂直離着陸可能なハイブリッド飛行体 1 0 において、前記制御部は、前記蓄電量検出手段によって検出されたバッテリー 2 0 の蓄電量が所定値以上のとき

40

50

、前記ガスタービン・エンジン 16 への燃料供給を停止すると共に (S 104, S 114, S 110)、前記温度検出手段によって検出されたガスタービン・エンジン 16 の温度が所定温度以上のとき、前記バッテリー 20 から前記第 2 の電動機 24 に電力を供給して前記第 2 の電動機で前記ガスタービン・エンジン 16 をモータリングする (S 106, S 110) 如く構成したので、GT 16 を停止した直後に緊急再始動しても、GT 16 を停止している間に第 2 の電動機 24 で GT 16 をモータリングすることから、吸気口 16 a からの空気の吸入が継続されるためにエンジン温度 EGT の低下が促進され、過温度となることがない。

【0058】

また、前記バッテリー 20 の故障を検出するバッテリー故障検出手段 (電流・電圧センサ 22 b, S 3) を備えると共に、前記制御部 26 は、前記バッテリー 20 の故障が検出されたとき、前記ガスタービン・エンジンへの燃料供給を継続する (S 100, S 102) 如く構成したので、上記した効果に加え、飛行体 10 の飛行運航の安全性を高めることができる。

10

【0059】

また、前記ガスタービン・エンジン 16 の潤滑油の温度を検出する潤滑油温度検出手段 (第 3 の温度センサ 46) を備えると共に、前記制御部 26 は、前記潤滑油温度検出手段によって検出された前記ガスタービン・エンジンの潤滑油の温度が規定温度以下のとき、前記バッテリー 20 から前記第 2 の電動機 24 に電力を供給して前記第 2 の電動機 24 で前記ガスタービン・エンジン 16 をモータリングする (S 108, S 112, S 110) 如く構成したので、GT 16 を停止している間に第 2 の電動機 24 で GT 16 をモータリングすることで、燃焼室 16 c で燃焼は行われぬものの、圧縮機 16 b (とタービン 16 d) は駆動されて潤滑油も流入・流出されるので、潤滑油の粘性が低下して GT 16 の再始動時の始動が困難になることがない。

20

【0060】

尚、上記において発電機 18 と電動機 22 と第 2 の電動機 24 は、発電機としても電動機としても動作可能な発電電動機 (モータジェネレータ) であっても良い。

【符号の説明】

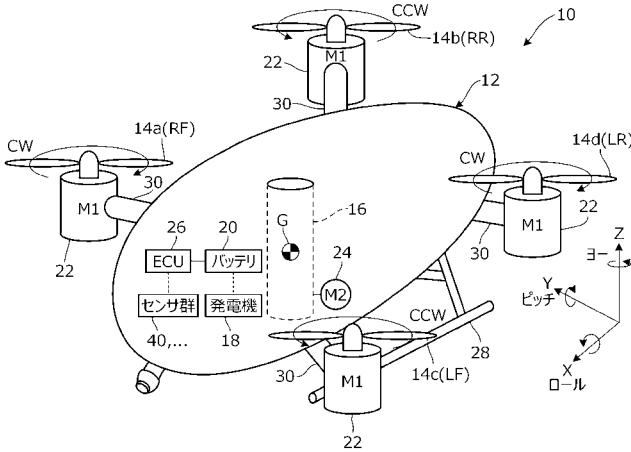
【0061】

10 ハイブリッド飛行体 (飛行体)、12 機体、14, 14 a, 14 b, 14 c, 14 d ロータ、16 ガスタービン・エンジン (GT)、16 a 吸気口、16 b 圧縮機、16 c 燃焼室、16 d タービン、16 d 1 タービン出力軸 (出力軸)、18 発電機、20 バッテリー、20 a BMS (蓄電検出手段、S 2)、20 b 電流・電圧センサ (バッテリー故障検出手段、S 3)、22 電動機 (M 1)、24 第 2 の電動機 (M 2)、26 電子制御ユニット (ECU。制御部)、28 そり、30 取り付け軸、40 回転数センサ、44 第 2 の温度センサ (エンジン温度検出手段、S 1)、46 第 3 の温度センサ (潤滑油温度検出手段)、50, 52 圧力センサ、54 高度計 (ALT)、56 ジャイロセンサ、60 GPS 受信機、62, 64 ビジョンセンサ、70 障害物検知センサ、72 回転数センサ、80 メインスイッチ、82 入力機器、84 ディスプレイ

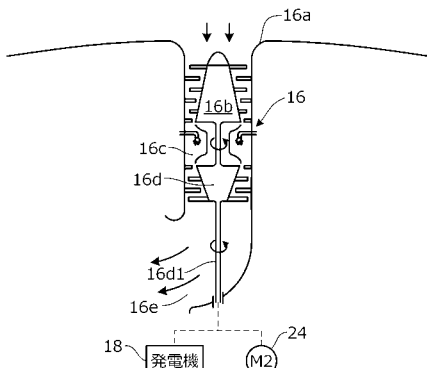
30

40

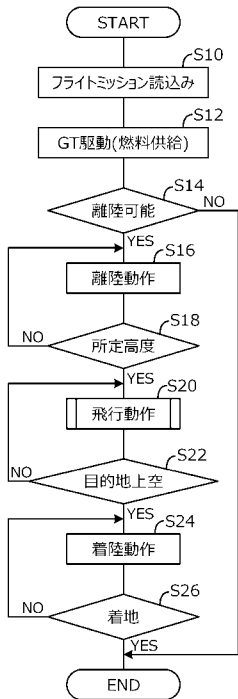
【 図 1 】



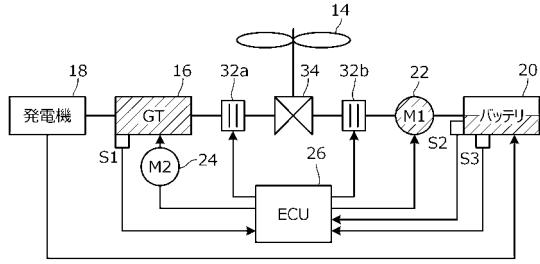
【 図 2 】



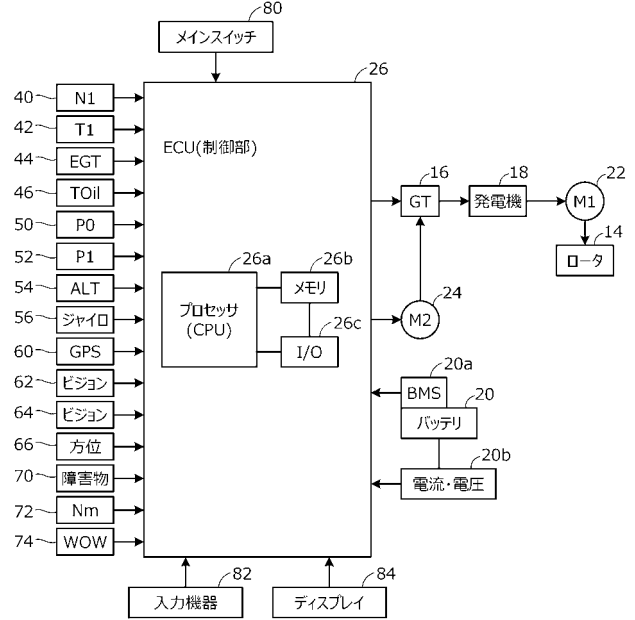
【 図 5 】



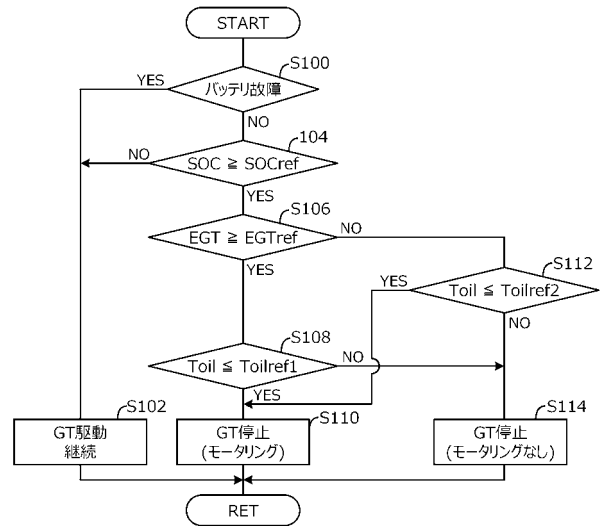
【 図 3 】



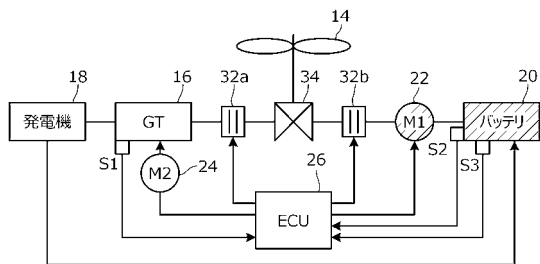
【 図 4 】



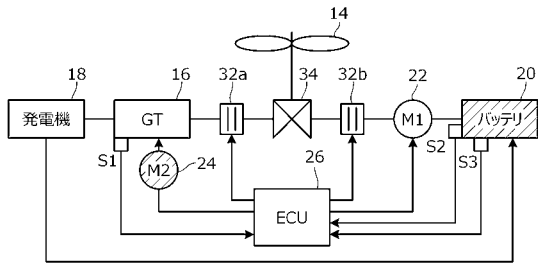
【 図 6 】



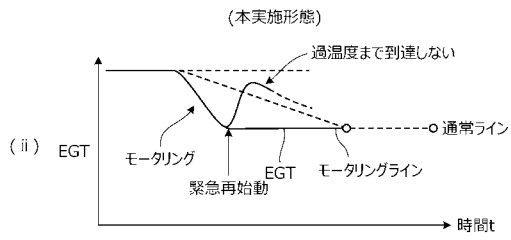
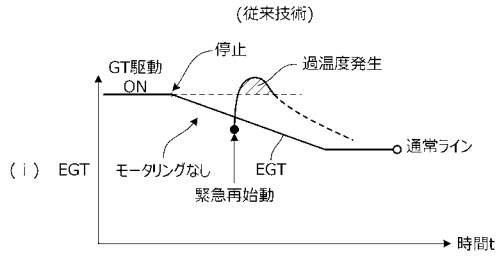
【 図 7 】



【 図 8 】



【 図 9 】



フロントページの続き

(51) Int.Cl.			F I			テーマコード(参考)
<i>F 0 1 D</i>	<i>25/00</i>	<i>(2006.01)</i>	<i>F 0 1 D</i>	<i>25/00</i>		V
<i>F 0 2 C</i>	<i>7/00</i>	<i>(2006.01)</i>	<i>F 0 2 C</i>	<i>7/00</i>		A
<i>F 0 2 C</i>	<i>7/06</i>	<i>(2006.01)</i>	<i>F 0 2 C</i>	<i>7/06</i>		Z