

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第6955421号  
(P6955421)

(45) 発行日 令和3年10月27日(2021.10.27)

(24) 登録日 令和3年10月5日(2021.10.5)

(51) Int.Cl. F I  
**B 6 4 D 31/00 (2006.01)** B 6 4 D 31/00  
**B 6 4 D 27/24 (2006.01)** B 6 4 D 27/24

請求項の数 5 (全 21 頁)

<p>(21) 出願番号 特願2017-206433 (P2017-206433)                  (22) 出願日 平成29年10月25日(2017.10.25)                  (65) 公開番号 特開2019-77361 (P2019-77361A)                  (43) 公開日 令和1年5月23日(2019.5.23)                  審査請求日 令和2年9月11日(2020.9.11)</p>	<p>(73) 特許権者 000005348                  株式会社 S U B A R U                  東京都渋谷区恵比寿一丁目20番8号                  (74) 代理人 100136504                  弁理士 山田 毅彦                  (72) 発明者 小谷 和彰                  東京都渋谷区恵比寿一丁目20番8号 株                  式会社 S U B A R U 内                   審査官 立花 啓                   (56) 参考文献 米国特許出願公開第2016/0023                  773 (US, A1)                  米国特許出願公開第2008/0184                  906 (US, A1)                  最終頁に続く</p>
---	--

(54) 【発明の名称】 航空機の制御システム、航空機の制御方法、航空機の制御プログラム及び航空機

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

ガスタービンエンジンで発電される電力によって駆動する電気モータで回転することによって推力を得るためのプロペラと、前記ガスタービンエンジンで発電された余剰電力を蓄電するバッテリーとを備えた航空機の制御システムであって、

前記航空機の飛行中において、前記バッテリーに蓄電された電力量に基づいて、前記ガスタービンエンジンを動作状態及び停止状態との間で切換え、かつ少なくとも前記ガスタービンエンジンが停止状態に切換えられている間は前記電気モータを回転させるための電力を、前記ガスタービンエンジンで発電される電力から前記バッテリーから供給される電力に切換えるように構成され、

更に、前記航空機の位置に基づいて着陸目的となり得る最寄りの空港を特定し、前記最寄りの空港へのアプローチ開始から着陸までの期間において前記バッテリーから供給される電力のみで前記電気モータを回転させられるようにするために必要な電力量が前記アプローチ開始前に前記バッテリーに蓄電されるように、前記バッテリーに蓄電されている電力量に基づいて前記ガスタービンエンジンを停止状態から動作状態に切換えるように構成される航空機の制御システム。

【請求項2】

前記バッテリーに蓄電された電力量が、前記必要な電力量又は前記必要な電力量にマージンを加えた電力量まで減少した場合には、前記ガスタービンエンジンを停止状態から動作状態に切換えるように構成される請求項1記載の航空機の制御システム。

## 【請求項 3】

ガスタービンエンジンと、  
前記ガスタービンエンジンで発電した電力によって駆動する電気モータと、  
前記電気モータで回転することによって推力を得るためのプロペラと、  
前記ガスタービンエンジンで発電された余剰電力を蓄電するバッテリーと、  
を備えた航空機であって、  
請求項 1 又は 2 記載の制御システムを搭載した航空機。

## 【請求項 4】

ガスタービンエンジンで発電される電力によって駆動する電気モータで回転することによって推力を得るためのプロペラと、前記ガスタービンエンジンで発電された余剰電力を蓄電するバッテリーとを備えた航空機の制御方法であって、

前記航空機の飛行中において、前記バッテリーに蓄電された電力量に基づいて、前記ガスタービンエンジンを動作状態及び停止状態との間で切換え、かつ少なくとも前記ガスタービンエンジンが停止状態に切換えられている間は前記電気モータを回転させるための電力を、前記ガスタービンエンジンで発電される電力から前記バッテリーから供給される電力に切換え、

更に、前記航空機の位置に基づいて着陸目的となり得る最寄りの空港を特定し、前記最寄りの空港へのアプローチ開始から着陸までの期間において前記バッテリーから供給される電力のみで前記電気モータを回転させられるようにするために必要な電力量が前記アプローチ開始前に前記バッテリーに蓄電されるように、前記バッテリーに蓄電されている電力量に基づいて前記ガスタービンエンジンを停止状態から動作状態に切換える航空機の制御方法

## 【請求項 5】

ガスタービンエンジンで発電される電力によって駆動する電気モータで回転することによって推力を得るためのプロペラと、前記ガスタービンエンジンで発電された余剰電力を蓄電するバッテリーとを備えた航空機の制御プログラムであって、

前記航空機の制御回路に、

前記航空機の飛行中において、前記バッテリーに蓄電された電力量に基づいて、前記ガスタービンエンジンを動作状態及び停止状態との間で切換え、かつ少なくとも前記ガスタービンエンジンが停止状態に切換えられている間は前記電気モータを回転させるための電力を、前記ガスタービンエンジンで発電される電力から前記バッテリーから供給される電力に切換えるステップ及び

前記航空機の位置に基づいて着陸目的となり得る最寄りの空港を特定し、前記最寄りの空港へのアプローチ開始から着陸までの期間において前記バッテリーから供給される電力のみで前記電気モータを回転させられるようにするために必要な電力量が前記アプローチ開始前に前記バッテリーに蓄電されるように、前記バッテリーに蓄電されている電力量に基づいて前記ガスタービンエンジンを停止状態から動作状態に切換えるステップ

を実行させる航空機の制御プログラム。

## 【発明の詳細な説明】

## 【技術分野】

## 【0001】

本発明の実施形態は、航空機の制御システム、航空機の制御方法、航空機の制御プログラム及び航空機に関する。

## 【背景技術】

## 【0002】

従来、電気モータに連結されたプロペラの回転によって推力を得る航空機が知られている（例えば特許文献 1、特許文献 2 及び特許文献 3 参照）。また、プロペラを回転させるための電気モータを、ガスタービンエンジンで発電した電力によって駆動する技術も提案されている（例えば特許文献 4 及び非特許文献 1 参照）。

## 【先行技術文献】

## 【特許文献】

【0003】

【特許文献1】国際公開WO2016/009824号

【特許文献2】特表2013-517986号公報

【特許文献3】特表2013-505172号公報

【特許文献4】特開2017-001662号公報

## 【非特許文献】

【0004】

【非特許文献1】Jason Paur, "The Turbine-Powered, Chevy Volt of Airlines Looks Fantastic", 2017/3/13, WIRED、[online]、[2017年9月3日検索]、インターネット<URL: <https://www.wired.com/2013/07/eads-ethrust-hybrid-airliner/>>

10

## 【発明の概要】

## 【発明が解決しようとする課題】

【0005】

ガスタービンエンジンで発電した電力によって電気モータを駆動させる航空機では、航空機の飛行中においてガスタービンエンジンの最大出力を常に使用することはできない。すなわち、ガスタービンエンジンは、出力レンジ内において使用される。具体的には、ガスタービンエンジンは、航空機の離陸時において一時的に最大出力付近で使用されるが、離陸後から着陸時までは最大出力よりも小さい出力で使用される。

20

【0006】

しかしながら、ガスタービンエンジンは、大きい出力で使用される程、燃費が向上し、逆に低い出力で使用される程、燃費が下がるという特性を有する。このため、ガスタービンエンジンを低出力で長時間使用する程、燃費が低下するという問題がある。

【0007】

そこで、ガスタービンエンジンの圧縮機に可変機構を設けることによって、使用されるガスタービンエンジンの出力レンジを変えことなくエネルギー効率を改善できるようにする研究が行われている。しかしながら、可変機構の搭載は、ガスタービンエンジンの設計ポイントの追加に伴う開発コストの増加や製造コストの増加に繋がる。その結果、ガスタービンエンジンの価格が上昇してしまうという問題がある。

30

【0008】

また、可変機構は大型のガスタービンエンジンには搭載することが可能であるが、比較的安価で小型のガスタービンエンジンに複雑な構造を有する可変機構を搭載することは困難である場合が多い。

【0009】

そこで、本発明は、ガスタービンエンジンで発電した電力によって電気モータを駆動し、電気モータで回転するプロペラによって推力を得る航空機において、複雑な機構を使用することなくガスタービンエンジンの燃費を向上できるようにすることを目的とする。

## 【課題を解決するための手段】

【0010】

本発明の実施形態に係る航空機の制御システムは、ガスタービンエンジンで発電される電力によって駆動する電気モータで回転することによって推力を得るためのプロペラと、前記ガスタービンエンジンで発電された余剰電力を蓄電するバッテリーとを備えた航空機の制御システムであって、前記航空機の飛行中において、前記バッテリーに蓄電された電力量に基づいて、前記ガスタービンエンジンを動作状態及び停止状態との間で切換え、かつ少なくとも前記ガスタービンエンジンが停止状態に切換えられている間は前記電気モータを回転させるための電力を、前記ガスタービンエンジンで発電される電力から前記バッテリーから供給される電力に切換えるように構成され、更に、前記航空機の位置に基づいて着陸目的となり得る最寄りの空港を特定し、前記最寄りの空港へのアプローチ開始から着陸までの期間において前記バッテリーから供給される電力のみで前記電気モータを回転させられ

40

50

るようにするために必要な電力量が前記アプローチ開始前に前記バッテリーに蓄電されるように、前記バッテリーに蓄電されている電力量に基づいて前記ガスタービンエンジンを停止状態から動作状態に切換えるように構成されるものである。

【0011】

また、本発明の実施形態に係る航空機の制御方法は、ガスタービンエンジンで発電される電力によって駆動する電気モータで回転することによって推力を得るためのプロペラと、前記ガスタービンエンジンで発電された余剰電力を蓄電するバッテリーとを備えた航空機の制御方法であって、前記航空機の飛行中において、前記バッテリーに蓄電された電力量に基づいて、前記ガスタービンエンジンを動作状態及び停止状態との間で切換え、かつ少なくとも前記ガスタービンエンジンが停止状態に切換えられている間は前記電気モータを回  
10  
転させるための電力を、前記ガスタービンエンジンで発電される電力から前記バッテリーから供給される電力に切換え、更に、前記航空機の位置に基づいて着陸目的となり得る最寄りの空港を特定し、前記最寄りの空港へのアプローチ開始から着陸までの期間において前記バッテリーから供給される電力のみで前記電気モータを回転させられるようにするために必要な電力量が前記アプローチ開始前に前記バッテリーに蓄電されるように、前記バッテリーに蓄電されている電力量に基づいて前記ガスタービンエンジンを停止状態から動作状態に  
切換えるものである。

【0012】

また、本発明の実施形態に係る航空機の制御プログラムは、ガスタービンエンジンで発電される電力によって駆動する電気モータで回転することによって推力を得るためのプロ  
20  
ペラと、前記ガスタービンエンジンで発電された余剰電力を蓄電するバッテリーとを備えた航空機の制御プログラムであって、前記航空機の制御回路に、前記航空機の飛行中において、前記バッテリーに蓄電された電力量に基づいて、前記ガスタービンエンジンを動作状態及び停止状態との間で切換え、かつ少なくとも前記ガスタービンエンジンが停止状態に切  
換えられている間は前記電気モータを回転させるための電力を、前記ガスタービンエンジンで発電される電力から前記バッテリーから供給される電力に切換えるステップ及び前記航  
空機の位置に基づいて着陸目的となり得る最寄りの空港を特定し、前記最寄りの空港への  
アプローチ開始から着陸までの期間において前記バッテリーから供給される電力のみで前記  
電気モータを回転させられるようにするために必要な電力量が前記アプローチ開始前に前  
記バッテリーに蓄電されるように、前記バッテリーに蓄電されている電力量に基づいて前記ガ  
30  
スタービンエンジンを停止状態から動作状態に切換えるステップを実行させるものである  
。

【0013】

また、本発明の実施形態に係る航空機は、ガスタービンエンジンと、前記ガスタービンエンジンで発電した電力によって駆動する電気モータと、前記電気モータで回転することによって推力を得るためのプロペラと、前記ガスタービンエンジンで発電された余剰電力を蓄電するバッテリーとを備えた航空機であって、上述の制御システムを搭載したものである。

【図面の簡単な説明】

【0014】

【図1】本発明の第1の実施形態に係る制御システムを搭載した航空機の構成を示す正面図。

【図2】図1に示す航空機の上面図。

【図3】図1に示すガスタービンエンジンの燃費特性を示すグラフ。

【図4】図1に示す制御システムの離陸モードにおけるエネルギーの供給経路を示す図。

【図5】図1に示す制御システムの発電モードにおけるエネルギーの供給経路を示す図。

【図6】図1に示す制御システムの放電モードにおけるエネルギーの供給経路を示す図。

【図7】図1に示す制御システムの回路構成例を示す図。

【図8】図1に示す制御システムによる電気モータへの電力供給の切換制御の流れの一例を示すフローチャート。

10

20

30

40

50

【図 9】図 8 に示す電気モータへの電力供給の切換制御を伴うフライトプランに沿って航空機を飛行させた場合における動力系の出力変化の一例を示すグラフ。

【図 10】図 9 に示すフライトプランに対応する空港の位置関係を示す図。

【図 11】本発明の第 2 の実施形態に係る制御システムを搭載した航空機の構成を示す正面図。

【図 12】本発明の第 3 の実施形態に係る制御システムを搭載した航空機の構成を示す正面図。

【発明を実施するための形態】

【0015】

本発明の実施形態に係る航空機の制御システム、航空機の制御方法、航空機の制御プログラム及び航空機について添付図面を参照して説明する。

10

【0016】

(第 1 の実施形態)

(構成及び機能)

図 1 は本発明の第 1 の実施形態に係る制御システムを搭載した航空機の構成を示す正面図であり、図 2 は図 1 に示す航空機の上面図である。

【0017】

制御システム 1 は、プロペラ 2 で推力を得る航空機 3 に搭載される。尚、図 1 は、航空機 3 が、機体先端に単一のプロペラ 2 を取付けた固定翼機 3 A である場合の例を示しているが、航空機 3 が 2 つ以上のプロペラ 2 を取付けた固定翼機 3 A であっても良い。複数のプロペラ 2 が固定翼機 3 A に取付けられる場合には、主翼にプロペラ 2 が取付けられる場合が多い。また、航空機 3 は、有人機であっても良いし、無人機であっても良い。

20

【0018】

航空機 3 は、制御システム 1 及びプロペラ 2 の他、電気モータ 4、発電機 5、ガスタービンエンジン 6、燃料タンク 7 及びバッテリー 8 を有する。電気モータ 4 は、プロペラ 2 を回転させるための動力装置である。すなわち、プロペラ 2 は、電気モータ 4 の駆動によって回転する。発電機 5 は、電力を生成し、生成した電力を電気モータ 4 に供給するための動力源である。ガスタービンエンジン 6 は、発電機 5 を作動させることによって電力を生成するための動力装置である。燃料タンク 7 は、ガスタービンエンジン 6 を駆動するための航空燃料を貯留し、ガスタービンエンジン 6 に航空燃料を供給するタンクである。

30

【0019】

バッテリー 8 には、ガスタービンエンジン 6 の駆動によって発電機 5 において発電された電力のうち、電気モータ 4 によって消費されなかった余剰電力を蓄電することができる。バッテリー 8 に蓄電された電力も電気モータ 4 の駆動のために使用することができる。

【0020】

つまり、航空機 3 は、主にガスタービンエンジン 6 で駆動する発電機 5 によって発電される電力によって電気モータ 4 を駆動させ、電気モータ 4 によって回転するプロペラ 2 によって推力を得るように構成される。また、発電機 5 において発電された余剰電力をバッテリー 8 に蓄電し、電気モータ 4 を駆動するための電力として利用することができる。

【0021】

制御システム 1 は、発電機 5 から電気モータ 4 に出力される電力と、バッテリー 8 から電気モータ 4 に出力される電力を調整する出力調整装置 (PCU: Power Control Unit) である。具体的には制御システム 1 は、ガスタービンエンジン 6 の燃費が良好となるように、発電機 5 及びバッテリー 8 の双方から電気モータ 4 に電力を供給するのか、或いは、発電機 5 及びバッテリー 8 のいずれから電気モータ 4 に電力を供給するのかといった電力の供給経路を制御する機能を有している。

40

【0022】

図 3 は図 1 に示すガスタービンエンジン 6 の燃費特性を示すグラフである。

【0023】

図 3 に示すグラフにおいて、縦軸はガスタービンエンジン 6 の燃費を示し、横軸はガス

50

タービンエンジン 6 の出力を示す。図 1 に示すようにガスタービンエンジン 6 の燃費は、出力が最大に近いほど向上する。従って、航空機 3 の離陸から着陸までの間において、ガスタービンエンジン 6 の出力ができるだけ常に最大出力となる条件でガスタービンエンジン 6 を使用すれば、ガスタービンエンジン 6 の燃費を向上させることができる。

【 0 0 2 4 】

そこで、制御システム 1 を、ガスタービンエンジン 6 を動作状態及び停止状態との間で切換え、ガスタービンエンジン 6 の作動時には、ガスタービンエンジン 6 の出力制御値を最大値とする制御を行うように構成することができる。これにより、ガスタービンエンジン 6 の燃費を最適化することができる。すなわち、ガスタービンエンジン 6 のエネルギー効率を良好とし、燃料消費量を最小限とすることができる。

10

【 0 0 2 5 】

プロペラ 2 を回転させるための電気モータ 4 をガスタービンエンジン 6 で駆動させる典型的な航空機 3 では、電気モータ 4 における消費電力が航空機 3 の離陸時において一時的に大きくなるが、航空機 3 の離陸後には航空機 3 の離陸時における消費電力の 60% から 70% 程度となる。従って、適切な出力レンジを有するガスタービンエンジン 6 を、出力制御値を最大値として使用すると、電気モータ 4 における消費電力として消費されない余剰電力が生じる。余剰電力は、バッテリー 8 に蓄電し、電気モータ 4 用の電力として利用することができる。

【 0 0 2 6 】

ガスタービンエンジン 6 によって駆動する発電機 5 において発電される電力のみによって、航空機 3 の離陸時における電気モータ 4 の最大消費電力を賄えるようにすることもできる。すなわち、ガスタービンエンジン 6 の最大出力を電気モータ 4 の最大消費電力以上とすることもできる。この場合、航空機 3 の離陸後においてバッテリー 8 に蓄電される余剰電力量を大きくすることができる。しかしながら、ガスタービンエンジン 6 の最大出力が大きくなる程、ガスタービンエンジン 6 が大型になり航空機 3 の重量増加に繋がる。

20

【 0 0 2 7 】

そこで、航空機 3 の離陸時、具体的には、航空機 3 が離陸するために電気モータ 4 における消費電力が最大値付近となっている間には、電気モータ 4 を回転させるための電力を、ガスタービンエンジン 6 で発電される電力及びバッテリー 8 から供給される電力の双方とすることができる。これにより、ガスタービンエンジン 6 の最大出力を、電気モータ 4 における最大消費電力よりも小さくし、ガスタービンエンジン 6 のサイズを小型にすることができる。

30

【 0 0 2 8 】

逆に、航空機 3 の離陸が完了し、電気モータ 4 における消費電力が低下した後は、ガスタービンエンジン 6 によって駆動する発電機 5 又はバッテリー 8 のみから電気モータ 4 に電力を供給することができる。つまり、ガスタービンエンジン 6 の出力制御値を最大値として動作させる一方、バッテリー 8 に蓄電された電力も電気モータ 4 用の電力として利用するためには、ガスタービンエンジン 6 を間欠的に動作させ、ガスタービンエンジン 6 の停止期間中にバッテリー 8 に蓄電された電力を電気モータ 4 に出力する制御が必要となる。

【 0 0 2 9 】

40

そこで、電気モータ 4 への電力の供給経路の制御モードとして、航空機 3 を離陸させるための離陸モード、航空機 3 の離陸後においてガスタービンエンジン 6 によって発電した電力のみを供給して電気モータ 4 を駆動させる発電モード及び航空機 3 の離陸後においてバッテリー 8 に蓄電された電力のみを供給して電気モータ 4 を駆動させる放電モードを設定し、制御システム 1 において各制御モードを切換える制御を行うようにすることができる。

【 0 0 3 0 】

図 4 は図 1 に示す制御システム 1 の離陸モードにおけるエネルギーの供給経路を示す図である。

【 0 0 3 1 】

50

航空機 3 の離陸時に選択される離陸モードの場合には、図 4 に示すように発電機 5 及びバッテリー 8 の双方から制御システム 1 を通じて電気モータ 4 に電力が供給される。従って、燃料タンク 7 から航空燃料がガスタービンエンジン 6 に供給され、ガスタービンエンジン 6 が駆動する。ガスタービンエンジン 6 が駆動すると、ガスタービンエンジン 6 のエネルギーが発電機 5 に伝達され、発電機 5 において発電が行われる。そして、発電機 5 において生成された電力が制御システム 1 を通じて電気モータ 4 に供給される。

【 0 0 3 2 】

一方、バッテリー 8 は航空機 3 の離陸前に予め充電され、航空機 3 の離陸時にはバッテリー 8 に蓄電された電力も制御システム 1 を通じて電気モータ 4 に供給される。これにより、ガスタービンエンジン 6 で発電することが可能な電力を超える大きな電力を一時的に電気モータ 4 に供給することができる。

10

【 0 0 3 3 】

図 5 は図 1 に示す制御システム 1 の発電モードにおけるエネルギーの供給経路を示す図である。

【 0 0 3 4 】

航空機 3 の離陸後に選択される発電モードの場合には、図 5 に示すように発電機 5 のみから制御システム 1 を通じて電気モータ 4 に電力が供給される。従って、燃料タンク 7 から航空燃料がガスタービンエンジン 6 に供給され、ガスタービンエンジン 6 の駆動によって発電機 5 において発電が行われる。そして、発電機 5 において生成された電力が制御システム 1 を通じて電気モータ 4 に供給される。

20

【 0 0 3 5 】

航空機 3 の離陸後には、電気モータ 4 における消費電力が、航空機 3 の離陸時における最大消費電力の 60% から 70% 程度まで低下する。従って、発電機 5 において生成された電力の全てが電気モータ 4 で消費されず、余剰電力が生じる。発電機 5 において生成された余剰電力は制御システム 1 を通じてバッテリー 8 に蓄電される。

【 0 0 3 6 】

尚、航空機 3 の離陸後において発電機 5 において余剰電力を発生させるためには、ガスタービンエンジン 6 の駆動によって発電可能な最大電力を、電気モータ 4 に供給すべき電力よりも大きくすることが必要である。上述したように、航空機 3 の離陸時における電気モータ 4 の消費電力は、航空機 3 の離陸時における最大消費電力の 60% から 70% 程度

30

【 0 0 3 7 】

従って、ガスタービンエンジン 6 で発電可能な最大電力を、航空機の離陸時における電気モータ 4 の最大消費電力の 70% 以上又は航空機の離陸後のクルーズ状態における電気モータ 4 の最大消費電力以上とすれば、発電モードにおいて安定的かつ継続的に余剰電力を生成し、生成した余剰電力をバッテリー 8 に蓄電することが可能となる。

【 0 0 3 8 】

また、上述したようにガスタービンエンジン 6 で発電可能な最大電力を過大に設定すると、ガスタービンエンジン 6 の大型化を招いてしまうことから、ガスタービンエンジン 6 で発電可能な最大電力を、航空機の離陸時における電気モータ 4 の最大消費電力の 80% 以下とすることがガスタービンエンジン 6 の出力性能上における好ましい条件となる。

40

【 0 0 3 9 】

図 6 は図 1 に示す制御システム 1 の放電モードにおけるエネルギーの供給経路を示す図である。

【 0 0 4 0 】

航空機 3 の離陸後に選択される放電モードの場合には、図 6 に示すようにバッテリー 8 のみから制御システム 1 を通じて電気モータ 4 に電力が供給される。従って、ガスタービンエンジン 6 及び発電機 5 はいずれも停止状態となり、航空燃料の消費も行われない。

【 0 0 4 1 】

制御モードの切換は、制御システム 1 において自動的に行うことができる。例えば、離

50

陸モードから発電モード又は放電モードへの切替は、航空機 3 に通常備えられる高度計によって検出される高度をトリガとして自動的に行うことができる。具体的には、航空機 3 の高度が閾値以上又は閾値よりも大きくなった場合に離陸が完了したとみなして離陸モードから発電モード又は放電モードに自動的に切替えることができる。

【 0 0 4 2 】

或いは、電気モータ 4 における消費電力の減少をトリガとして自動的に行うようにしても良い。その場合には、電流計やトルクセンサ等のセンサを電気モータ 4 又はプロペラ 2 の回転軸等に取り付け、電気モータ 4 における消費電力が閾値以下又は閾値未満となった場合に離陸モードから発電モード又は放電モードに自動的に切替えることができる。

【 0 0 4 3 】

一方、発電モードと放電モードとの間における切替は、バッテリー 8 に蓄電されている電力量の増減をトリガとして自動的に行うことができる。具体的には、バッテリー 8 に蓄電されている電力量が閾値以上又は閾値を超えた場合には制御モードを発電モードから放電モードに切替える一方、バッテリー 8 に蓄電されている電力量が閾値以下又は閾値未満となった場合には制御モードを放電モードから発電モードに切替えることができる。

【 0 0 4 4 】

制御モードが発電モードから放電モードに切替えられる場合には、制御システム 1 によって、ガスタービンエンジン 6 が動作状態から停止状態に切替えられ、かつバッテリー 8 が発電機 5 から切離されて電気モータ 4 と接続されることになる。逆に、制御モードが放電モードから発電モードに切替えられる場合には、制御システム 1 によって、ガスタービンエンジン 6 が停止状態から動作状態に切替えられ、かつバッテリー 8 が電気モータ 4 から切離されて発電機 5 と接続されることになる。

【 0 0 4 5 】

つまり、航空機 3 の飛行中、特に航空機 3 の高度が所定の高度に達した後は、制御システム 1 において、バッテリー 8 に蓄電された電力量に基づいて、ガスタービンエンジン 6 を動作状態及び停止状態との間で切替え、かつ少なくともガスタービンエンジン 6 が停止状態に切替えられている間は電気モータ 4 を回転させるための電力を、ガスタービンエンジン 6 で発電される電力からバッテリー 8 から供給される電力に切替える制御が実行されることになる。

【 0 0 4 6 】

図 7 は図 1 に示す制御システム 1 の回路構成例を示す図である。

【 0 0 4 7 】

制御システム 1 は、電気回路で構成することができる。具体例として、制御システム 1 は、コンバータ 1 0、分配回路 1 1、複数のインバータ 1 2、複数のスイッチ回路 1 3 及び制御回路 1 4 で構成することができる。

【 0 0 4 8 】

コンバータ 1 0 の入力側は発電機 5 の電流出力側と接続され、コンバータ 1 0 の出力側は分配回路 1 1 の入力側と接続される。このため、発電機 5 から出力された交流電流は、コンバータ 1 0 において直流電流に変換され、分配回路 1 1 に出力される。

【 0 0 4 9 】

分配回路 1 1 の入力側はコンバータ 1 0 の出力側及びバッテリー 8 の出力側と接続され、分配回路 1 1 の出力側にはバッテリー 8 の入力側が接続される他、複数のインバータ 1 2 の入力側が並列接続される。分配回路 1 1 は、制御回路 1 4 による制御下において、直流電流の入力先をコンバータ 1 0 及びバッテリー 8 から選択する一方、直流電流の出力先としてインバータ 1 2 以外にバッテリー 8 を含めるか否かを決定するスイッチ回路として機能する。

【 0 0 5 0 】

インバータ 1 2 の各入力側は分配回路 1 1 の出力側と接続され、インバータ 1 2 の各出力側は電気モータ 4 と接続される。このため、分配回路 1 1 から出力された直流電流は、インバータ 1 2 において所定の周波数を有する交流電流に変換され、電気モータ 4 に出力

10

20

30

40

50

される。

【 0 0 5 1 】

インバータ 1 2 から電気モータ 4 に出力される交流電流の周波数は、制御回路 1 4 によって制御することができる。インバータ 1 2 から電気モータ 4 に出力される交流電流の周波数の制御によって、電気モータ 4 の出力を可変制御することができる。従って、インバータ 1 2 は、電気モータ 4 の交流電源として機能する。

【 0 0 5 2 】

制御回路 1 4 は、制御システム 1 による制御対象となる各機器及び制御システム 1 を構成する各回路にそれぞれ制御信号を出力することによって統括制御する機能を有している。制御回路 1 4 は、航空機 3 の制御プログラムを演算装置にインストールすることによって構築することができる。演算装置にインストールされる航空機 3 の制御プログラムは、情報記録媒体に記録してプログラムプロダクトとして航空機 3 のユーザに提供することもできる。

10

【 0 0 5 3 】

航空機 3 の制御プログラムには、航空機 3 の飛行中、特に航空機 3 の高度が所定の高度に達した後は、バッテリー 8 に蓄電された電力量に基づいて、ガスタービンエンジン 6 を動作状態及び停止状態との間で切換え、かつ少なくともガスタービンエンジン 6 が停止状態に切換えられている間は電気モータ 4 を回転させるための電力を、ガスタービンエンジン 6 の駆動によって発電機 5 で発電される電力から、バッテリー 8 から供給される電力に切換える制御を航空機 3 の制御回路 1 4 に実行させるプログラムが含まれている。

20

【 0 0 5 4 】

従って、制御回路 1 4 には、バッテリー 8 に蓄電された電力量をバッテリー 8 に取付けられたセンサから取得する機能と、バッテリー 8 に蓄電された電力量に基づいてガスタービンエンジン 6 の作動スイッチに制御信号を出力することによってガスタービンエンジン 6 の動作状態をオン状態とオフ状態の間で切換える機能も備えられる。

【 0 0 5 5 】

また、航空機 3 の制御プログラムには、航空機 3 の離陸時にはガスタービンエンジン 6 の駆動によって発電機 5 で発電される電力及びバッテリー 8 に充電されている電力の双方が電気モータ 4 に供給される一方、航空機 3 の離陸が完了して航空機 3 の高度が所定の高度に達し、電気モータ 4 における消費電力が低下した後は、発電機 5 で発電される電力及びバッテリー 8 に充電されている電力のいずれか一方のみが電気モータ 4 に供給されるように制御モードを自動的に切換えるプログラムも含めることができる。

30

【 0 0 5 6 】

従って、制御回路 1 4 には、航空機 3 に備えられる高度計から高度を取得する機能と、高度計から取得した高度に基づいてガスタービンエンジン 6 の作動スイッチに制御信号を出力することによってガスタービンエンジン 6 の動作状態をオン状態とオフ状態の間で切換える機能も備えることもできる。或いは、高度の代わりに、電気モータ 4 又は回転翼 2 に取付けられたセンサから電気モータ 4 の消費電力又は出力を制御回路 1 4 が取得するようにしてもよい。

【 0 0 5 7 】

更に、制御回路 1 4 には、バッテリー 8 に蓄電された電力量や高度又は電気モータ 4 の消費電力等の制御モードの切換条件を検出した場合には、分配回路 1 1 に制御信号を出力することによって、制御モードを切換える機能が備えられる。すなわち、電気モータ 4 への電力の供給元が、発電機 5 とバッテリー 8 の双方、発電機 5 のみ或いはバッテリー 8 のみとなるように制御回路 1 4 から分配回路 1 1 に制御信号が出力される。これにより、制御モードの自動切換が可能となる。

40

【 0 0 5 8 】

より具体的には、制御回路 1 4 による制御によって分配回路 1 1 の入力側としてコンバータ 1 0 及びバッテリー 8 の双方が選択されており、分配回路 1 1 の出力側としてインバータ 1 2 のみが選択されていれば、ガスタービンエンジン 6 を動作させて発電機 5 において

50

生成した電流と、バッテリー 8 から出力される電流の双方が分配回路 1 1 及びインバータ 1 2 を介して電気モータ 4 に出力されることになる。つまり、航空機 3 を離陸モードで制御することができる。

【 0 0 5 9 】

一方、制御回路 1 4 による制御によって分配回路 1 1 の入力側としてコンバータ 1 0 のみが選択されており、分配回路 1 1 の出力側としてインバータ 1 2 及びバッテリー 8 が選択されていれば、ガスタービンエンジン 6 を動作させて発電機 5 において生成した電流が分配回路 1 1 においてバッテリー 8 及びインバータ 1 2 に接続された電気モータ 4 に分配されることになる。つまり、バッテリー 8 の充電を伴う発電モードで航空機 3 を制御することができる。

10

【 0 0 6 0 】

また、制御回路 1 4 による制御によって分配回路 1 1 の入力側としてバッテリー 8 のみが選択されており、分配回路 1 1 の出力側としてインバータ 1 2 のみが選択されていれば、バッテリー 8 に充電された電流が分配回路 1 1 及びインバータ 1 2 を介して電気モータ 4 に出力されることになる。つまり、ガスタービンエンジン 6 を停止させ、航空機 3 を放電モードで制御することができる。

【 0 0 6 1 】

尚、航空機 3 の飛行中において航空機 3 のフライトプランが変更される場合もあることから、制御モードを手動で切換えられるようにすることが望ましい。そこで、入力装置 1 5 から制御モードの切換指示情報が入力された場合には、制御回路 1 4 が制御モードを切換えるように構成することができる。また、制御モードを自動的に切換える自動切換モードと、制御モードを手動で切換える手動切換モードとを、入力装置 1 5 の操作によって選択できるようにすることもできる。

20

【 0 0 6 2 】

航空機 3 が有人機である場合には入力装置 1 5 はパイロットの操縦席に配置される。一方、航空機 3 が無人機であり、操縦者によって遠隔操作される場合には、入力装置 1 5 は操縦が在席する遠隔地に配置される。また、航空機 3 が自律型の無人機である場合には、入力装置 1 5 は無人機に搭載されるフライトコンピュータとなる。

【 0 0 6 3 】

制御回路 1 4 では、上述した制御モードの切換の他、インバータ 1 2 から出力される交流電流の周波数の制御、すなわち電気モータ 4 の出力制御を行うことができる。電気モータ 4 の出力制御は、予め定められたアルゴリズムに従って自動的に行っても良いし、パイロット又は遠隔操縦を行う操縦者が手動で行うようにしても良い。電気モータ 4 の出力制御を手動で行う場合には、操縦桿やコントローラ等の入力装置 1 5 の操作によって、電気モータ 4 の出力制御情報を制御回路 1 4 に入力することができる。

30

【 0 0 6 4 】

また、制御システム 1 を搭載した航空機 3 には、冗長性を付与することが航空機 3 の安全性及び信頼性を向上する観点から好ましい。すなわち、航空機 3 には、エネルギー効率の向上のみならず、重要なシステムの冗長化による安全性及び信頼性の向上が要求される。

【 0 0 6 5 】

尚、ここで定義する冗長性の必要範囲は、ある装置が故障しても、予備の装置によって緊急着陸に必要な飛行状態の継続が可能であるなど、飛行安全を保つことが可能である性質であり、目的地の変更などを伴わない目的を達するための飛行継続をするための冗長ではない。

40

【 0 0 6 6 】

小型航空機の事故のうち約 3 割は動力系の故障による事故であることが知られている。従って、航空機 3 のプロペラ 2 に動力を与える電気モータ 4、インバータ 1 2 及びバッテリー 8 を含む各機器に冗長性を付与することが事故の低減に寄与する。尚、ガスタービンエンジン 6 及び発電機 5 はバッテリー 8 を代替として使用することが可能であるため、ガスタービンエンジン 6 及び発電機 5 に冗長性を付与しなくても飛行安全の確保は可能となる。

50

従って、例えば、電気モータ 4、インバータ 1 2 及びバッテリー 8 の少なくとも 1 つを必要数以上搭載することによって冗長化を行うことができる。

【 0 0 6 7 】

バッテリー 8 及び電気モータ 4 については、1 つのプロペラ 2 につき最低 1 つ必要である。このため、1 つのプロペラ 2 につきバッテリー 8 及び電気モータ 4 の少なくとも一方を複数個設けることによって冗長性を付与することができる。また、電気モータ 4 の電源となるインバータ 1 2 については、少なくとも電気モータ 4 の数だけ必要である。このため、電気モータ 4 の数よりも多い数のインバータ 1 2 を設けることによって冗長性を付与することができる。

【 0 0 6 8 】

図 7 は、電気モータ 4、インバータ 1 2 及びバッテリー 8 にそれぞれ冗長性を付与した一例を示している。すなわち、電気モータ 4、インバータ 1 2 及びバッテリー 8 の全てが、必要数より多く設けられている。

【 0 0 6 9 】

図 7 に示す例では、プロペラ 2 にトルクを付与するためのギアボックス 1 6 に 4 つの電気モータ 4 が接続されている。このため、例えば、一時的に出力最大値を増加させることが可能な緊急出力モードを有する電気モータ 4 を使用すれば、電気モータ 4 の何れかが故障した場合であっても、緊急出力モードを使用することにより、特に離陸時にける冗長性を確保することができる。

【 0 0 7 0 】

すなわち、電気モータ 4 の消費電力が最大となるのは航空機 3 の離陸時のみであることから、航空機 3 の離陸時に電気モータ 4 の 1 つが故障した場合には、残りの電気モータ 4 を一時的に緊急出力モードで使用することによって、プロペラ 2 に必要なトルクを付与することができる。この場合、航空機 3 の離陸後には電気モータ 4 の消費電力が低下するため、正常な電気モータ 4 を通常出力モードに戻して使用しても、プロペラ 2 に必要なトルクを付与し続けることができる。

【 0 0 7 1 】

また、図 7 に示す例では、4 つの電気モータ 4 に対して 5 つのインバータ 1 2 がスイッチ回路 1 3 を介して接続されている。具体的には、4 つの電気モータ 4 にそれぞれ電力を供給するための 4 つのインバータ 1 2 A に加えて、予備のインバータ 1 2 B がスイッチ回路 1 3 を介して接続されている。予備のインバータ 1 2 B は、予備でない 4 つのインバータ 1 2 A のいずれかが故障した場合に、故障したインバータ 1 2 A に接続されている電気モータ 4 に対して電力を供給するために使用される代替インバータである。

【 0 0 7 2 】

従って、予備のインバータ 1 2 B は、スイッチ回路 1 3 の切換によって 4 つの電気モータ 4 のいずれとも接続可能となっている。換言すれば、1 つの電気モータ 4 がスイッチ回路 1 3 の切換によって 2 つのインバータ 1 2 のいずれかと接続可能となっている。そして、予備でない 4 つのインバータ 1 2 A が故障せずに稼働している間は、スイッチ回路 1 3 によって 4 つの電気モータ 4 がそれぞれ対応する予備でないインバータ 1 2 A と接続される。一方、予備でない 4 つのインバータ 1 2 A のいずれかが故障した場合には、スイッチ回路 1 3 が動作し、電気モータ 4 に電力を供給するインバータ 1 2 が、故障した予備でないインバータ 1 2 A から予備のインバータ 1 2 B に切換えられる。

【 0 0 7 3 】

これにより、4 つのインバータ 1 2 A のいずれかが故障しても、電気モータ 4 への電力供給を継続することができる。インバータ 1 2 A に取付けられた電流計等のセンサからの検出信号に基づいてインバータ 1 2 A の故障を検知し、インバータ 1 2 A の故障が検知された場合に対応するスイッチ回路 1 3 を動作させる制御についても制御回路 1 4 において行うことができる。

【 0 0 7 4 】

バッテリー 8 については、分配回路 1 1 に 2 つ接続することによって、一方のバッテリー 8

10

20

30

40

50

が故障した場合であっても、他方のバッテリー 8 を使用できるようにすることができる。すなわち、必要な容量を有する単一のバッテリーを使用せずに、複数のバッテリー 8 を並列接続することによって容量を確保することが冗長性を付与する観点から望ましい。尚、冗長性を考慮したバッテリー 8 の容量として、エマージェンシー対応のための一時的な飛行に必要な容量を確保するのか、或いは、継続して飛行を続けるために必要な容量を確保するのかという点については、機体設計コンセプトによって任意に決定することができる。

【 0 0 7 5 】

( 動作及び作用 )

次に制御システム 1 による航空機 3 の制御方法について説明する。

【 0 0 7 6 】

図 8 は図 1 に示す制御システム 1 による電気モータ 4 への電力供給の切換制御の流れの一例を示すフローチャート、図 9 は図 8 に示す電気モータ 4 への電力供給の切換制御を伴うフライトプランに沿って航空機 3 を飛行させた場合における動力系の出力変化の一例を示すグラフ、図 10 は図 9 に示すフライトプランに対応する空港の位置関係を示す図である。

【 0 0 7 7 】

尚、図 9 において横軸は時間 ( 分 ) を示し、縦軸は、電気モータ 4 の最大出力に対する割合として表した相対出力 ( % )、バッテリー 8 の最大蓄電容量に対する割合として表した相対蓄電力量 ( % ) 及び電気モータ 4 の最大出力に対する割合として表した発電機 5 の相対出力 ( % ) を示す。

【 0 0 7 8 】

航空機 3 が図 10 に示すように出発空港 A から目的空港 B に向かって所要時間が 1 8 0 分のフライトを行う場合には、図 9 に示すようなフライトプランで電力供給に関する制御モードの切換を実行することができる。尚、典型的な小型航空機のフライト時間は概ね 1 2 0 分から 2 4 0 分程度である。

【 0 0 7 9 】

まず、図 8 のフローチャートに示すステップ S 1 において、離陸モードにて航空機 3 が出発空港 A を離陸する。

【 0 0 8 0 】

具体的には、制御システム 1 の制御回路 1 4 からガスタービンエンジン 6 に制御信号が出力され、ガスタービンエンジン 6 が動作状態に切換えられる。また、制御回路 1 4 から分配回路 1 1 に制御信号が出力され、発電機 5 に接続されたコンバータ 1 0 及び予め充電されたバッテリー 8 の双方が分配回路 1 1 の入力元として選択される一方、各電気モータ 4 にそれぞれ電力を供給するための各インバータ 1 2 のみが分配回路 1 1 の出力先として選択される。

【 0 0 8 1 】

このため、ガスタービンエンジン 6 が駆動し、発電機 5 において発電が行われる。そして、発電機 5 によって生成された電力がコンバータ 1 0、分配回路 1 1 及びインバータ 1 2 を通じて電気モータ 4 に出力される。他方、バッテリー 8 に予め蓄電された電力も、分配回路 1 1 及びインバータ 1 2 を通じて電気モータ 4 に出力される。

【 0 0 8 2 】

すなわち、発電機 5 及びバッテリー 8 の双方から電力が電気モータ 4 に供給される。これにより、電気モータ 4 は、航空機 3 の離陸に必要な最大出力でプロペラ 2 を回転させ、航空機 3 の離陸に必要な揚力及び推力を得ることができる。

【 0 0 8 3 】

また、航空機 3 の離陸時においてバッテリー 8 に蓄電された電力を併用することによって、ガスタービンエンジン 6 の最大出力を、電気モータ 4 を最大出力で駆動するために必要な出力よりも小さい出力とすることができる。その結果、ガスタービンエンジン 6 の小型化が可能となる。

【 0 0 8 4 】

10

20

30

40

50

図9に示す例では、ガスタービンエンジン6の最大出力が、電気モータ4の最大出力の80%となっている。そして、航空機3の離陸時には、ガスタービンエンジン6が最大出力で駆動することによって、最適なエネルギー効率で発電された電力が電気モータ4に供給される。加えて、蓄電量が100%となるように充電されたバッテリー8から電力が電気モータ4に供給される。このため、航空機3の離陸期間中においてバッテリー8に蓄電された電力量は徐々に減少する。

【0085】

次に、ステップS2において、制御回路14において航空機3の離陸が完了し、高度が所定の高度に達したか否かが判定される。航空機3の離陸が完了したか否かは、例えば、航空機3の高度変化を高度計でモニタリングすることによって自動判定することができる。具体的には、航空機3の高度が閾値以上又は閾値を超えたことを検出することによって、航空機3の離陸完了を自動判定することができる。

10

【0086】

航空機3の離陸が完了したと判定された場合には、航空機3の制御モードが、ガスタービンエンジン6の駆動のみによって電気モータ4に電力を供給する発電モード及びバッテリー8から出力される電力のみを電気モータ4に供給する放電モードのいずれかに切換えられる。制御モードを発電モードとするか放電モードとするかの判定は、バッテリー8に蓄電された電力量に基づいて自動的に行うことができる。

【0087】

例えば、バッテリー8に十分な電力量が蓄電されている場合であれば、放電モードに切換えることが望ましい。逆に、バッテリー8の蓄電量が減少し、充電が可能であれば、発電モードに切換えてバッテリー8を充電することが好ましい。一般に、航空機3の離陸直後には、図9に例示されるようにバッテリー8の蓄電量が減少している。

20

【0088】

そこで、航空機3の離陸が完了したと判定された場合には、ステップS3に示すように、航空機3の制御モードを発電モードに切換えるように制御アルゴリズムを決定することができる。

【0089】

航空機3の制御モードを発電モードに切換える場合には、制御回路14から分配回路11に制御信号が出力され、発電機5に接続されたコンバータ10のみが分配回路11の入力元として選択される一方、各電気モータ4にそれぞれ電力を供給するための各インバータ12及びバッテリー8が分配回路11の出力先として選択される。

30

【0090】

その結果、ガスタービンエンジン6の駆動によって発電機5において発電された電力のうち電気モータ4の駆動に必要な電力が分配回路11からインバータ12を通じて電気モータ4に出力される。また、発電機5において発電された電力のうち電気モータ4で消費されなかった残りの電力は、余剰電力としてバッテリー8のフロート充電に使用される。すなわち、発電機5のみから電力が電気モータ4に供給される。換言すれば、ガスタービンエンジン6で生成されるエネルギーのみで航空機3が巡航する。

【0091】

40

航空機3の離陸後における電気モータ4の出力は、航空機3の離陸時における電気モータ4の出力よりも小さくなる。具体的には、図9に示すように電気モータ4の最大出力の70%前後となる。従って、電気モータ4の最大出力の80%に相当する最大出力でガスタービンエンジン6を駆動させれば、発電機5において必ず余剰電力を継続的に発生させることができる。発電機5において生成された、図9において斜線で示される余剰電力は、継続的にバッテリー8のフロート充電に使用される。これにより、バッテリー8に蓄電されている電力量が次第に増加する。

【0092】

バッテリー8に十分な電力量が蓄電された場合には、ガスタービンエンジン6の駆動を停止して、バッテリー8に蓄電された電力を利用して電気モータ4を駆動させることがガスタ

50

ービンエンジン 6 の燃費の向上に繋がる。そこで、バッテリー 8 に十分な電力量が蓄電されたか否かが制御回路 1 4 において自動判定される。

【 0 0 9 3 】

より具体的には、ステップ S 4 において、制御回路 1 4 により、バッテリー 8 に蓄電された電力量が閾値以上又は閾値を超えたか否かが自動判定される。閾値は、例えば、バッテリー 8 の蓄電容量又は蓄電容量からマージンを差し引いた電力量とすることができる。

【 0 0 9 4 】

そして、バッテリー 8 に蓄電された電力量が閾値未満又は閾値以下であると判定された場合には、引き続き制御モードを発電モードとする航空機 3 の電力供給制御が行われる。一方、バッテリー 8 に蓄電された電力量が閾値以上又は閾値を超えたと判定された場合には、10ステップ S 5 において、制御回路 1 4 は、制御モードを発電モードから放電モードに自動的に切替える。

【 0 0 9 5 】

具体的には、制御回路 1 4 からガスタービンエンジン 6 に制御信号が出力され、ガスタービンエンジン 6 が停止状態に切替えられる。また、制御回路 1 4 から分配回路 1 1 に制御信号が出力され、バッテリー 8 のみが分配回路 1 1 の入力元として選択される一方、各電気モータ 4 にそれぞれ電力を供給するための各インバータ 1 2 のみが分配回路 1 1 の出力先として選択される。

【 0 0 9 6 】

その結果、バッテリー 8 に充電された電力のみが分配回路 1 1 からインバータ 1 2 を通じて電気モータ 4 に出力される。換言すれば、バッテリー 8 に充電された電力のみで航空機 3 20が飛行する。

【 0 0 9 7 】

このようにして、バッテリー 8 に蓄電された電力量がバッテリー 8 の蓄電容量又は蓄電容量からマージンを差し引いた電力量に達した場合のように、バッテリー 8 に十分な電力量が蓄電された場合には、ガスタービンエンジン 6 を動作状態から停止状態に自動的に切替え、かつバッテリー 8 のみから電気モータ 4 に電力を供給する放電モードに切替えることができる。

【 0 0 9 8 】

ガスタービンエンジン 6 の出力をオフとし、バッテリー 8 のみから電気モータ 4 に電力を供給すると、図 9 に示すようにバッテリー 8 に蓄電された電力量は次第に減少していく。バッテリー 8 に蓄電されている電力量がゼロとなるまでバッテリー 8 のみから電気モータ 4 に電力を供給するようにしても良い。30

【 0 0 9 9 】

但し、航空機 3 が着陸する際には、ガスタービンエンジン 6 の出力をオフとし、バッテリー 8 からの電力供給のみで電気モータ 4 及びプロペラ 2 を駆動することが騒音の低減に繋がる。すなわち、ガスタービンエンジン 6 のエンジン音が騒音の主要な原因であることから制御モードを放電モードとして航空機 3 を着陸させることが、騒音を低減する観点から好ましい。

【 0 1 0 0 】

従って、バッテリー 8 に蓄電されている電力量が、少なくとも航空機 3 が放電モードで着陸するために必要な電力量未満となる前に、放電モードから発電モードに切替えることが航空機 3 の着陸時における騒音を低減する観点から好ましい。40

【 0 1 0 1 】

航空機 3 は、トラブル等により当初の目的地とは異なる空港に着陸する場合がある。一般に航空機が目的地以外の代替空港に着陸することはダイバードと呼ばれる。従って、航空機 3 は、目的空港 B のみならず、他の空港に着陸する可能性がある。そこで、ダイバード先の空港に着陸することになった場合であっても、放電モードでダイバード先の空港に着陸できるようにすることが一層確実な騒音の低減対策となる。

【 0 1 0 2 】

その場合には、航空機 3 の現在の位置に基づいてダイバード先として着陸目的となり得る最寄りの空港を特定し、ダイバード先となり得る最寄りの空港に放電モードで着陸するために要するバッテリー 8 の電力量を、放電モードから発電モードに切替えるべき基準となる電力量の閾値とすることができる。

【 0 1 0 3 】

航空機 3 の現在の位置は、航空機 3 に備えられている慣性航法装置、全地球測位網 (GPS: Global Positioning System) 航法装置及びドップラ・レーダ航法装置等の航法装置によって検出することができる。このため、制御回路 1 4 に航法装置から現在の航空機 3 の位置を取得する機能を設けることができる。一方、航空機 3 の記憶装置に保存されているダイバード先の候補となる空港の位置情報を参照したり、  
10  
或いは無線通信によって空港の位置情報を含む地区情報にアクセスすることによって、現在の航空機 3 の位置に最も近い空港を特定することができる。

【 0 1 0 4 】

更に、ダイバード先の候補となる各空港にバッテリー 8 からの給電のみで、すなわち放電モードで着陸するために必要なバッテリー 8 の蓄電量を航空機 3 のフライト前に予め制御回路 1 4 内の記憶回路にパラメータとして保存しておくことができる。騒音低減のためにガスタービンエンジン 6 をオフとすべき期間は、着陸すべき空港へのアプローチ開始から着陸までとすることができる。

【 0 1 0 5 】

そうすると、制御回路 1 4 において、航空機 3 の現在の位置及び着陸目的となり得る最寄りの空港を自動的に特定し、かつ特定した空港に放電モードで着陸するために必要なバッテリー 8 の蓄電量を自動的に算出することができる。  
20

【 0 1 0 6 】

そして、ステップ S 6 において、制御回路 1 4 により、バッテリー 8 に蓄電された現在の電力量が、発電モードへの切替に適した電力量まで減少したか否かが判定される。すなわち、バッテリー 8 に蓄電された現在の電力量が、ダイバード先として着陸目的となり得る最寄りの空港へのアプローチ開始から着陸までの期間においてバッテリー 8 から供給される電力のみで電気モータ 4 を回転させられるようにするために必要な電力量又は必要な電力量にマージンを加えた電力量まで減少したか否かが自動判定される。

【 0 1 0 7 】

この自動判定処理は、着陸目的となり得る最寄りの空港へのアプローチ開始から着陸までの期間においてバッテリー 8 から供給される電力のみで電気モータ 4 を回転させられるようにするために必要な電力量又は必要な電力量にマージンを加えた電力量を閾値とし、バッテリー 8 に蓄電された現在の電力量が閾値まで減少したか否かを判定する閾値処理となる。  
30

【 0 1 0 8 】

ステップ S 6 において、バッテリー 8 に蓄電された現在の電力量が閾値まで減少していないと判定された場合には、引き続き制御モードを放電モードとする航空機 3 の電力供給制御が行われる。一方、バッテリー 8 に蓄電された現在の電力量が閾値まで減少したと判定された場合には、再びステップ S 3 において、制御回路 1 4 は、制御モードを放電モードから発電モードに自動的に切替える。  
40

【 0 1 0 9 】

これにより、航空機 3 の飛行中においてパイロットによる特別な操作を必要とすることなくガスタービンエンジン 6 を停止状態から動作状態に切替え、ガスタービンエンジン 6 の駆動によって生成された電力を電気モータ 4 に供給しつつ、余剰電力を利用してバッテリー 8 の充電を行うことができる。

【 0 1 1 0 】

このようにして、着陸目的となり得る最寄りの空港へのアプローチから着陸までの期間においてバッテリー 8 から供給される電力のみで電気モータ 4 を回転させられるようにするために必要な電力量がアプローチ前にバッテリー 8 に蓄電されるように、バッテリー 8 に蓄電  
50

されている電力量に基づいてガスタービンエンジン 6 を停止状態から動作状態に自動的に切換えることができる。

【 0 1 1 1 】

図 9 及び図 1 0 に示す例は、航空機 3 の飛行経路付近に存在する空港 C にダイバートできるように、バッテリー 8 に蓄電された電力量が最大蓄電容量の 4 5 % 程度まで減少したところで制御モードが放電モードから発電モードに切換えられている。

【 0 1 1 2 】

ガスタービンエンジン 6 の駆動を伴う発電モードでの航空機 3 の航続距離が長くなると、燃料タンク 7 内における航空燃料の残量が減少する。その結果、航空機 3 の重量が次第に軽くなる。このため、航空機 3 のパイロットによる手動操縦又は自動操縦によって電気モータ 4 の出力を徐々に下げる調整を行うことができる。

【 0 1 1 3 】

電気モータ 4 の出力を低下させた場合においても、ガスタービンエンジン 6 は引き続き最大出力付近で駆動させることができる。従って、バッテリー 8 に蓄電される電力は増加する。このため、より短時間でバッテリー 8 を充電することが可能となる。

【 0 1 1 4 】

そして、ステップ S 4 において、バッテリー 8 に蓄電された電力量が閾値以上又は閾値を超えたと判定された場合には、ステップ S 5 において、制御モードが発電モードから放電モードに切換えられる。更に、同様なアルゴリズムで制御モードの自動切換を伴う航空機 3 の飛行が継続される。図 9 及び図 1 0 に示す例では、航空機 3 の飛行経路付近に存在する空港 C の他、空港 D 及び空港 E にもダイバートできるように、制御モードの自動切換が実行されている。

【 0 1 1 5 】

航空機 3 が当初の目的空港 B 或いはダイバート先の空港を着陸目的の空港として着陸する場合には、入力装置 1 5 から着陸の指示情報が制御回路 1 4 に入力される。そうすると、航空機 3 の空港へのアプローチ開始前後には一般にプロペラ 2 におけるエネルギー消費量が低下することから、図 9 に示すように電気モータ 4 の出力が下げられる。そして、航空機 3 の着陸目的となる空港へのアプローチ開始時には、空港へのアプローチが開始されることを通知する情報が入力装置 1 5 から制御回路 1 4 に入力される。

【 0 1 1 6 】

このため、ステップ S 4 の判定において制御回路 1 4 は、航空機 3 が着陸のためのアプローチを開始すると判定し、制御モードを発電モードから放電モードに切換える。これにより、航空機 3 の着陸目的となる空港へのアプローチから着陸までの期間には、ガスタービンエンジン 6 を停止状態とすることによって騒音を低減することができる。

【 0 1 1 7 】

尚、バッテリー 8 の残量は常に放電モードで空港に着陸できるように断続的に充電されるため、アプローチ開始時には確実に放電モードに切換えてガスタービンエンジン 6 を起動させることなく航空機 3 を着陸させることができる。また、図 9 に示す例では、航空機 3 のアプローチ開始前において電気モータ 4 の出力が低下した結果、航空機 3 のアプローチの開始タイミングにおいてバッテリー 8 の残量が最大容量の 1 0 0 % 付近まで増加しているが、航空機 3 がバッテリー 8 に充電された電力のみで空港へのアプローチ及び着陸できればバッテリー 8 の残量を必ずしも 1 0 0 % 付近まで増加させる必要はない。

【 0 1 1 8 】

(効果)

以上のような航空機 3 の制御システム 1 及び制御方法は、ガスタービンエンジン 6 で発電された余剰電力をバッテリー 8 に蓄電するようにし、バッテリー 8 に十分な電力が蓄電された場合には、バッテリー 8 からの電力のみで電気モータ 4 及びプロペラ 2 を回転させるようにしたものである。

【 0 1 1 9 】

このため、航空機 3 の制御システム 1 及び制御方法によれば、ガスタービンエンジン 6

10

20

30

40

50

を常に最大出力付近で使用することができる。すなわち、従来の航空機では、離陸時においてのみガスタービンエンジンが最大出力付近で使用される一方、離陸後にはガスタービンエンジンが最大出力の60%から70%程度の出力として使用されていたが、制御システム1を搭載した航空機3であれば、常に最も燃費が良好な最大出力付近でガスタービンエンジン6を使用することができる。

【0120】

しかも、制御システム1を用いれば、ガスタービンエンジン6の燃費を改善するためのギア等の可動機構を備えた複雑な機械要素が不要となる。このため、制御システム1はもちろん、ガスタービンエンジン6の構造が簡易となり、ガスタービンエンジン6の設計及び開発が容易となる。すなわち、ガスタービンエンジン6の最適化と、燃費の向上が容易となるのみならず、ガスタービンエンジン6の実証等のための試験も容易となる。

10

【0121】

また、ガスタービンエンジンやレシプロエンジン等のエンジンに比べてエネルギー変換効率が高く、出力が安定している電気モータ4でプロペラ2を回転させることによって、エンジンで直接プロペラを回転させる従来の航空機と比較して、エネルギー効率の向上と安定化を図ることができる。

【0122】

更に、電気モータ4の消費電力が最大となる航空機3の離陸時には、ガスタービンエンジン6及びバッテリー8の双方によって電気モータ4に電力を供給することによって、ガスタービンエンジン6の小型化が可能である。その結果、航空機3の重量増加を回避することができる。

20

【0123】

また、既存の小型航空機において広く使用されているレシプロエンジンに比べて、ガスタービンエンジン6は騒音を低減させることができる。特に、航空機3の着陸アプローチを行う場合のように、航空機3が地上付近を飛行する場合には、ガスタービンエンジン6を停止させることによって騒音の発生を効果的に防止することができる。

【0124】

また、制御システム1を含む航空機3の構成要素に冗長性を付与することによって、航空機3の安全性及び信頼性を向上させることができる。具体例として、電気モータ4、電気モータ4の電源となるインバータ12、インバータ12への電力供給源となるバッテリー8を、必要数以上設けることによって、いずれか1つか故障した場合であっても、プロペラ2を回転させるために必要な動力を確保することができる。

30

【0125】

(第2の実施形態)

図11は本発明の第2の実施形態に係る制御システムを搭載した航空機の構成を示す正面図である。

【0126】

図11に示す第2の実施形態のように、ガスタービンエンジン6の排気を外部に排出して推力として利用することもできる。換言すれば、ガスタービンエンジン6の排気を推力として利用する固定翼機3Bにおいても、制御システム1で離陸モード、発電モード及び放電モードを切換えて電力供給の切換制御を行うことができる。第2の実施形態における制御システム1の構成及び作用については第1の実施形態における制御システム1と実質的に同じである。

40

【0127】

第2の実施形態によれば、ガスタービンエンジン6の排気を推力として利用するため、ガスタービンエンジン6のエネルギー活用及び燃費を一層向上させることができる。

【0128】

(第3の実施形態)

図12は本発明の第3の実施形態に係る制御システムを搭載した航空機の構成を示す正面図である。

50

## 【 0 1 2 9 】

図 1 2 に示す第 3 の実施形態のように制御システム 1 を回転翼航空機 3 C に搭載することもできる。制御システム 1 の構成及び作用については第 1 の実施形態において説明した通りである。

## 【 0 1 3 0 】

典型的な回転翼航空機 3 C の場合、プロペラ 2 としてメインロータ 2 A の他、テールロータ 2 B を備えている。従って、メインロータ 2 A を回転させる電気モータ 4 A 及びテールロータ 2 B を回転させる電気モータ 4 B の双方を、ガスタービンエンジン 6 の駆動によって発電機 5 で発電される電力及びバッテリー 8 に蓄電された電力の供給先とすることができる。そして、第 1 の実施形態において説明したように、離陸モード、発電モード及び放電モードを切換えて電力供給の制御を行うことができる。もちろん、複数のメインロータ 2 A を備えた回転翼航空機 3 C の場合には、各メインロータ 2 A を回転させるための電気モータ 4 を制御対象とすることができる。

10

## 【 0 1 3 1 】

(他の実施形態)

以上、特定の実施形態について記載したが、記載された実施形態は一例に過ぎず、発明の範囲を限定するものではない。ここに記載された新規な方法及び装置は、様々な他の様式で具現化することができる。また、ここに記載された方法及び装置の様式において、発明の要旨から逸脱しない範囲で、種々の省略、置換及び変更を行うことができる。添付された請求の範囲及びその均等物は、発明の範囲及び要旨に包含されているものとして、そのような種々の様式及び変形例を含んでいる。

20

## 【符号の説明】

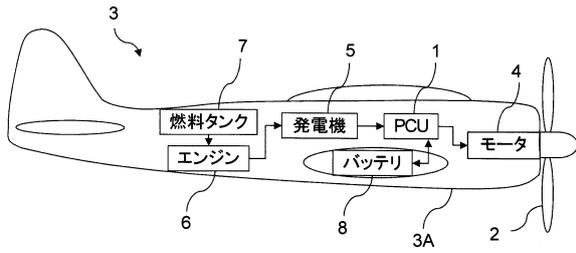
## 【 0 1 3 2 】

- 1 制御システム
- 2 プロペラ
- 2 A メインロータ
- 2 B テールロータ
- 3 航空機
- 3 A、3 B 固定翼機
- 3 C 回転翼航空機
- 4、4 A、4 B 電気モータ
- 5 発電機
- 6 ガスタービンエンジン
- 7 燃料タンク
- 8 バッテリ
- 1 0 コンバータ
- 1 1 分配回路
- 1 2、1 2 A、1 2 B インバータ
- 1 3 スイッチ回路
- 1 4 制御回路
- 1 5 入力装置
- 1 6 ギアボックス
- A 出発空港
- B 目的空港
- C、D、E 空港

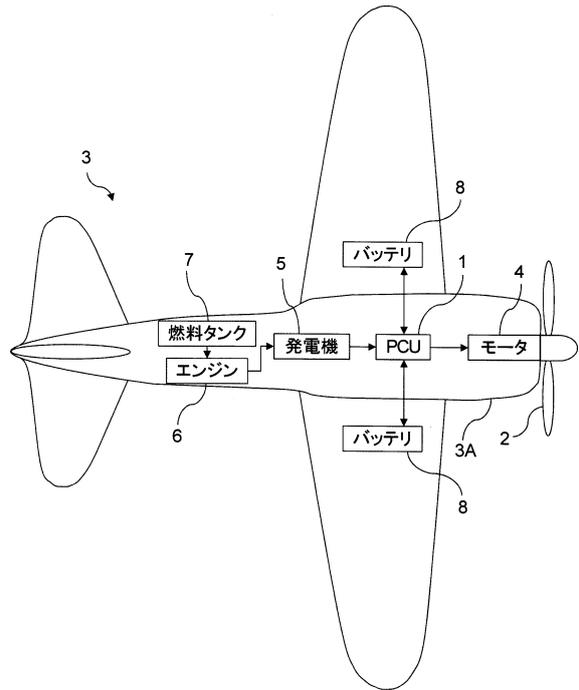
30

40

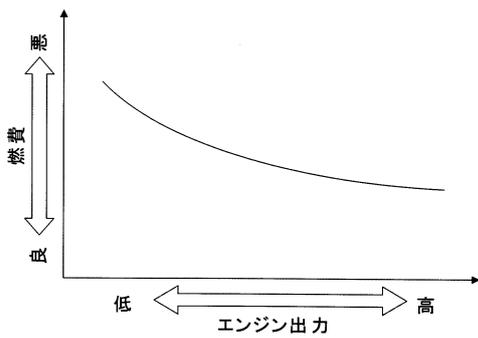
【図1】



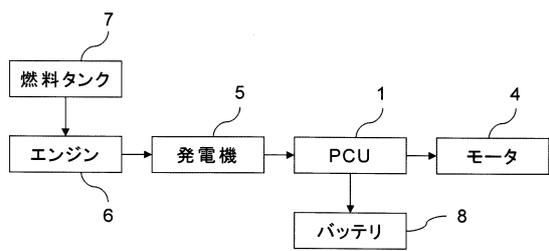
【図2】



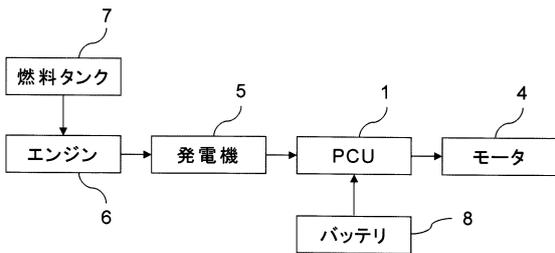
【図3】



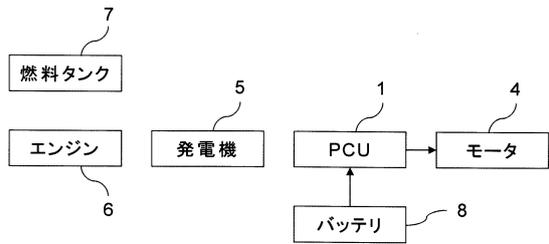
【図5】



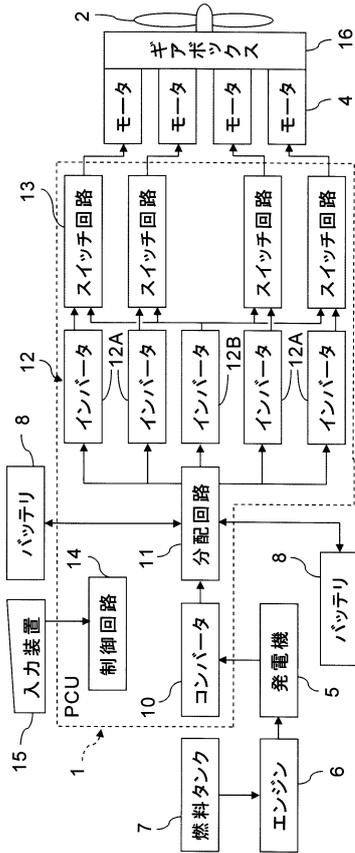
【図4】



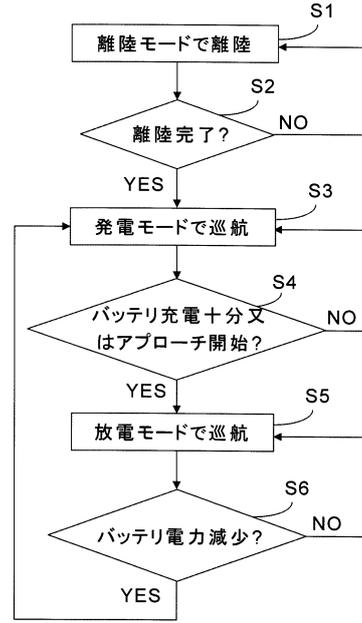
【図6】



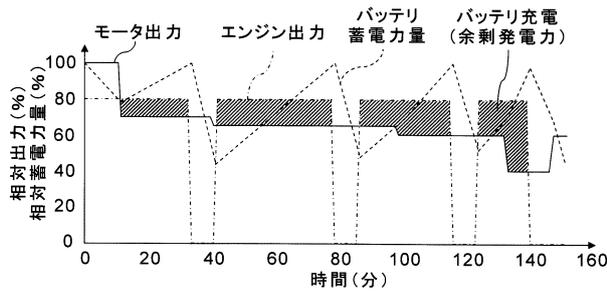
【図7】



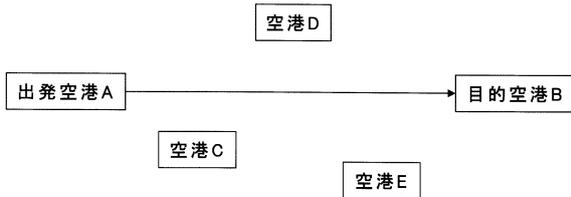
【図8】



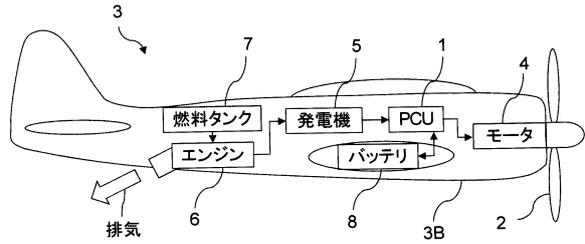
【図9】



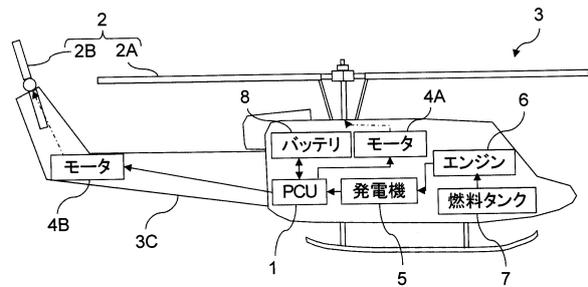
【図10】



【図11】



【図12】



---

フロントページの続き

(58)調査した分野(Int.Cl. , DB名)

B 6 4 D 3 1 / 0 0

B 6 4 D 2 7 / 2 4