

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公表特許公報(A)

(11) 特許出願公表番号

特表2019-506327  
(P2019-506327A)

(43) 公表日 平成31年3月7日(2019.3.7)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
<b>B64D 27/24 (2006.01)</b>	B64D 27/24	3D202
B60L 50/15 (2019.01)	B60L 11/12	5H125
B60L 15/20 (2006.01)	B60L 15/20	S
B60K 6/46 (2007.10)	B60K 6/46	
B60K 6/40 (2007.10)	B60K 6/40	

審査請求 有 予備審査請求 未請求 (全 27 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2018-529608 (P2018-529608)  
 (86) (22) 出願日 平成29年9月21日 (2017.9.21)  
 (85) 翻訳文提出日 平成30年6月7日 (2018.6.7)  
 (86) 国際出願番号 PCT/US2017/052660  
 (87) 国際公開番号 W02018/057702  
 (87) 国際公開日 平成30年3月29日 (2018.3.29)  
 (31) 優先権主張番号 62/398,468  
 (32) 優先日 平成28年9月22日 (2016.9.22)  
 (33) 優先権主張国 米国 (US)  
 (31) 優先権主張番号 62/398,464  
 (32) 優先日 平成28年9月22日 (2016.9.22)  
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 518022020  
 トップ フライト テクノロジーズ, インコーポレイテッド  
 アメリカ合衆国 マサチューセッツ 02148, モールデン, イースタン アベニュー 730, スイート 96  
 (74) 代理人 100078282  
 弁理士 山本 秀策  
 (74) 代理人 100113413  
 弁理士 森下 夏樹  
 (74) 代理人 100181674  
 弁理士 飯田 貴敏  
 (74) 代理人 100181641  
 弁理士 石川 大輔

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 乗り物推進のための発電および分配

(57) 【要約】

航空機は、エンジンおよびエンジンに機械的に結合されている発電機を備えている、ハイブリッド発電システムと、発電機に電氣的に結合されている電気モータおよび電気モータに結合されている回転機構を備えている、推進システムとを含む。回転機構は、プロペラを備えている。一実施形態において、回転機構は、プロペラを備えている、一実施形態において、発電機は、エンジンからの機械エネルギーを電気エネルギーに変換するように構成されている。

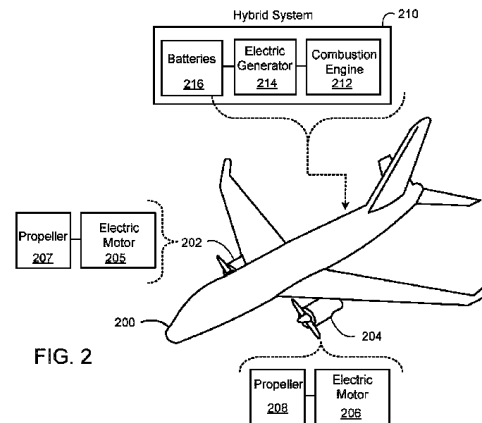


FIG. 2

**【特許請求の範囲】****【請求項 1】**

航空機であって、前記航空機は、  
ハイブリッド発電システムであって、前記ハイブリッド発電システムは、  
エンジンと、  
前記エンジンに機械的に結合されている発電機と  
を備えている、ハイブリッド発電システムと、  
推進システムであって、前記推進システムは、  
前記発電機に電氣的に結合されている電気モータと、  
前記電気モータに結合されている回転機構と  
を備えている、推進システムと  
を備えている、航空機。

10

**【請求項 2】**

前記回転機構は、プロペラを備えている、請求項 1 に記載の航空機。

**【請求項 3】**

前記回転機構は、ファンを備えている、請求項 1 または 2 に記載の航空機。

**【請求項 4】**

前記発電機は、前記エンジンからの機械エネルギーを電気エネルギーに変換するように構成されている、請求項 1 から 3 のいずれかに記載の航空機。

20

**【請求項 5】**

前記電気モータは、前記発電機からの電気エネルギーを回転機械エネルギーに変換するように構成されている、請求項 4 に記載の航空機。

**【請求項 6】**

前記回転機構は、前記電気モータからの回転機械エネルギーによって駆動されるように構成されている、請求項 5 に記載の航空機。

**【請求項 7】**

前記エンジンは、燃焼エンジンを備えている、請求項 1 から 6 のいずれかに記載の航空機。

**【請求項 8】**

前記推進システムは、前記航空機の翼上に位置し、前記ハイブリッド発電システムは、  
前記航空機の本体上に位置している、請求項 1 から 7 のいずれかに記載の航空機。

30

**【請求項 9】**

複数の推進システムを備え、各推進システムは、前記発電機に電氣的に結合されている電気モータと、前記電気モータに結合されている回転機構とを備えている、請求項 1 から 8 のいずれかに記載の航空機。

**【請求項 10】**

各電気モータは、各他の電気モータから独立して動作するように構成されている、請求項 9 に記載の航空機。

**【請求項 11】**

前記発電機および前記電気モータに電氣的に結合されているバッテリーを備えている、請求項 1 から 10 のいずれかに記載の航空機。

40

**【請求項 12】**

前記発電機に電氣的に結合されている感知サブシステム、コンピューティングサブシステム、および通信サブシステムのうちの 1 つ以上のものを備えている、請求項 1 から 11 のいずれかに記載の航空機。

**【請求項 13】**

方法であって、前記方法は、  
航空機のハイブリッド発電システムにおいて、  
エンジンにおいて、機械エネルギーを発生させることと、  
前記エンジンに機械的に結合されている発電機において、前記発生させられた機械エネ

50

ルギーを電気エネルギーに変換することと、

前記航空機の推進システムにおいて、前記電気エネルギーを回転機構の回転を駆動するための回転機械エネルギーに変換することと

を含む、方法。

【請求項 1 4】

前記電気エネルギーを前記航空機の複数の推進システムの各々における回転機構の回転を駆動するための回転機械エネルギーに変換することを含む、請求項 1 3 に記載の方法。

【請求項 1 5】

各他の推進システムにおける前記回転機構の回転から独立して、各推進システムにおける前記回転機構の回転を駆動することを含む、請求項 1 4 に記載の方法。

10

【請求項 1 6】

第 1 の方向における第 1 の回転機構の回転を駆動することと、第 2 の方向における第 2 の回転機構の回転を駆動することとを含み、前記第 1 の方向は、前記第 2 の方向と異なる、請求項 1 5 に記載の方法。

【請求項 1 7】

第 1 の速度における第 1 の回転機構の回転を駆動することと、第 2 の速度における第 2 の回転機構の回転を駆動することとを含み、前記第 1 の速度は、前記第 2 の速度と異なる、請求項 1 5 または 1 6 に記載の方法。

【請求項 1 8】

前記電気エネルギーの少なくとも一部をバッテリー内に貯蔵することを含む、請求項 1 3 から 1 7 のいずれかに記載の方法。

20

【請求項 1 9】

前記電気エネルギーの少なくとも一部を感知サブシステム、コンピューティングサブシステム、および通信サブシステムのうちの 1 つ以上のものに提供することを含む、請求項 1 3 から 1 8 のいずれかに記載の方法。

【請求項 2 0】

乗り物であって、前記乗り物は、

車輪と、

ハイブリッド発電システムであって、前記ハイブリッド発電システムは、

エンジンと、

前記エンジンに機械的に結合されている発電機と

を備えている、ハイブリッド発電システムと、

前記発電機に電氣的に結合され、かつ前記車輪に機械的に結合されている電気モータを備えている推進システムと

を備えている、乗り物。

30

【請求項 2 1】

前記乗り物は、自転車を備えている、請求項 2 0 に記載の乗り物。

【請求項 2 2】

前記発電機は、前記エンジンからの機械エネルギーを電気エネルギーに変換するように構成されている、請求項 2 0 または 2 1 に記載の乗り物。

40

【請求項 2 3】

前記電気モータは、前記発電機からの電気エネルギーを回転機械エネルギーに変換するように構成されている、請求項 2 2 に記載の乗り物。

【請求項 2 4】

前記車輪は、前記電気モータからの回転機械エネルギーによって駆動されるように構成されている、請求項 2 3 に記載の乗り物。

【請求項 2 5】

前記エンジンは、燃焼エンジンを備えている、請求項 2 0 から 2 4 のいずれかに記載の乗り物。

【請求項 2 6】

50

燃料を前記エンジンに提供するように構成されている燃料タンクを備えている、請求項 20 から 25 のいずれかに記載の乗り物。

【請求項 27】

前記推進システムは、前記車輪上に位置し、前記ハイブリッド発電システムは、前記乗り物の本体上に位置している、請求項 20 から 26 のいずれかに記載の乗り物。

【請求項 28】

前記発電機および前記電気モータに電氣的に結合されているバッテリーを備えている、請求項 20 から 27 のいずれかに記載の乗り物。

【請求項 29】

前記発電機に電氣的に結合されている感知サブシステム、コンピューティングサブシステム、および通信サブシステムのうちの 1 つ以上のものを備えている、請求項 20 から 28 のいずれかに記載の乗り物。

10

【請求項 30】

方法であって、前記方法は、  
乗り物のハイブリッド発電システムにおいて、  
エンジンにおいて、機械エネルギーを発生させることと、  
前記エンジンに機械的に結合されている発電機において、前記発生させられた機械エネルギーを電気エネルギーに変換することと、  
前記電気エネルギーを前記乗り物の車輪の回転を駆動するための回転機械エネルギーに変換することと  
を含む、方法。

20

【請求項 31】

前記乗り物の車輪の回転を駆動することは、自転車の車輪の回転を駆動することを含む、請求項 30 に記載の方法。

【請求項 32】

前記電気エネルギーの少なくとも一部をバッテリー内に貯蔵することを含む、請求項 30 または 31 に記載の方法。

【請求項 33】

前記電気エネルギーの少なくとも一部を感知サブシステム、コンピューティングサブシステム、および通信サブシステムのうちの 1 つ以上のものに提供することを含む、請求項 30 から 32 のいずれかに記載の方法。

30

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

(優先権の主張)

本願は、米国特許出願第 62 / 398 , 468 号 (2016 年 9 月 22 日出願)、および米国特許出願第 62 / 398 , 464 号 (2016 年 9 月 22 日出願) に対する優先権を主張し、両出願の全内容は、参照により本明細書に組み込まれる。

【背景技術】

【0002】

40

種々のタイプのエンジンが、陸上乗り物、航空機等の乗り物のための推進システムにおいて採用され得る。発生させられたエネルギーの損失を減少させるために、そのようなエンジンは、乗り物を前方に推進する構成要素の近傍に位置する。航空機では、燃焼エンジン等のエンジンは、エンジンが動力を提供しているプロペラの近傍に位置する。潜在的にエンジンを位置付けるための航空機上の場所の限定とともに、プロペラの性能の変更は、プロペラを駆動するエンジンの動作性能の変更を通して制御される。

【発明の概要】

【課題を解決するための手段】

【0003】

ある側面では、航空機は、エンジンおよびエンジンに機械的に結合されている発電機を備

50

えているハイブリッド発電システムと、発電機に電氣的に結合されている電気モータおよび電気モータに結合されている回転機構を備えている推進システムとを含む。

【0004】

実施形態は、以下の特徴のうちの1つ以上のものを含むことができる。

【0005】

回転機構は、プロペラを含む。

【0006】

回転機構は、ファンを含む。

【0007】

発電機は、エンジンからの機械エネルギーを電気エネルギーに変換するように構成される。

10

【0008】

電気モータは、発電機からの電気エネルギーを回転機械エネルギーに変換するように構成される。

【0009】

回転機構は、電気モータからの回転機械エネルギーによって駆動されるように構成される。

【0010】

エンジンは、燃焼エンジンを含む。

【0011】

推進システムは、航空機の翼上に位置し、ハイブリッド発電システムは、航空機の本体上に位置する。

20

【0012】

航空機は、複数の推進システムを含み、各推進システムは、発電機に電氣的に結合されている電気モータと、電気モータに結合されている回転機構とを含む。

【0013】

各電気モータは、各他の電気モータから独立して、動作するように構成される。

【0014】

航空機は、発電機および電気モータに電氣的に結合されているバッテリーを含む。

【0015】

航空機は、発電機に電氣的に結合されている感知サブシステム、コンピューティングサブシステム、および通信サブシステムのうちの1つ以上のものを含む。

30

【0016】

ある側面では、方法は、航空機のハイブリッド発電システムにおいて、機械エネルギーをエンジンにおいて発生させることと、エンジンに機械的に結合されている発電機において発生させられた機械エネルギーを電気エネルギーに変換することとを含む。方法は、航空機の推進システムにおいて、電気エネルギーを回転機構の回転を駆動するための回転機械エネルギーに変換することを含む。

【0017】

実施形態は、以下の特徴のうちの1つ以上のものを含むことができる。

40

【0018】

方法は、電気エネルギーを回転機械エネルギーに変換し、航空機の複数の推進システムの各々において回転機構の回転を駆動することを含む。

【0019】

方法は、各他の推進システムにおける回転機構の回転から独立して、各推進システム内で回転機構の回転を駆動することを含む。

【0020】

方法は、第1の方向における第1の回転機構の回転を駆動することと、第2の方向における第2の回転機構の回転を駆動することとを含み、第1の方向は、第2の方向と異なる。

50

## 【 0 0 2 1 】

方法は、第 1 の速度における第 1 の回転機構の回転を駆動することと、第 2 の速度における第 2 の回転機構の回転を駆動することとを含み、第 1 の速度は、第 2 の速度と異なる。

## 【 0 0 2 2 】

方法は、電気エネルギーの少なくとも一部をバッテリー内に貯蔵することを含む。

## 【 0 0 2 3 】

方法は、電気エネルギーの少なくとも一部を感知サブシステム、コンピューティングサブシステム、および通信サブシステムのうちの 1 つ以上のものに提供することを含む。

## 【 0 0 2 4 】

ある側面では、乗り物は、車輪と、エンジンおよびエンジンに機械的に結合されている発電機を含むハイブリッド発電システムと、発電機に電氣的に結合され、車輪に機械的に結合されている電気モータを含む推進システムとを含む。

## 【 0 0 2 5 】

実施形態は、以下の特徴のうちの 1 つ以上のものを含むことができる。

## 【 0 0 2 6 】

乗り物は、自転車を含む。

## 【 0 0 2 7 】

発電機は、エンジンからの機械エネルギーを電気エネルギーに変換するように構成される。

## 【 0 0 2 8 】

電気モータは、発電機からの電気エネルギーを回転機械エネルギーに変換するように構成される。

## 【 0 0 2 9 】

車輪は、電気モータからの回転機械エネルギーによって駆動されるように構成される。

## 【 0 0 3 0 】

エンジンは、燃焼エンジンを備えている。

## 【 0 0 3 1 】

乗り物は、燃料をエンジンに提供するように構成されている燃料タンクを含む。

## 【 0 0 3 2 】

推進システムは、車輪上に位置し、ハイブリッド発電システムは、乗り物の本体上に位置する。

## 【 0 0 3 3 】

乗り物は、発電機および電気モータに電氣的に結合されているバッテリーを含む。

## 【 0 0 3 4 】

乗り物は、発電機に電氣的に結合されている感知サブシステム、コンピューティングサブシステム、および通信サブシステムのうちの 1 つ以上のものを含む。

## 【 0 0 3 5 】

ある側面では、方法は、乗り物のハイブリッド発電システムにおいて、機械エネルギーをエンジンにおいて発生させることと、エンジンに機械的に結合されている発電機において発生させられた機械エネルギーを電気エネルギーに変換することと、電気エネルギーを乗り物の車輪の回転を駆動するための回転機械エネルギーに変換することとを含む。

## 【 0 0 3 6 】

実施形態は、以下の特徴のうちの 1 つ以上のものを含むことができる。

## 【 0 0 3 7 】

乗り物の車輪の回転を駆動することは、自転車の車輪の回転を駆動することを含む。

## 【 0 0 3 8 】

方法は、電気エネルギーの少なくとも一部をバッテリー内に貯蔵することを含む。

## 【 0 0 3 9 】

方法は、電気エネルギーの少なくとも一部を感知サブシステム、コンピューティングサ

10

20

30

40

50

ブシステム、および通信サブシステムのうちの1つ以上のものに提供することを含む。

【0040】

これらおよび他の側面、特徴、ならびに種々の組み合わせは、方法、装置、システム、機能を行う手段、プログラム製品等として表され得る。

【0041】

他の特徴および利点は、説明ならびに請求項から明白となるであろう。

【図面の簡単な説明】

【0042】

【図1】図1は、航空機の略図である。

【図2】図2は、分散型エネルギーシステムを採用する航空機の略図である。

10

【図3】図3は、分散型エネルギーシステムのブロック図である。

【図4】図4は、無人航空機(UAV)の略図である。

【図5】図5は、燃焼エンジンを採用する単一プロペラUAVの略図である。

【図6】図6は、分散型エネルギーシステムを採用する単一プロペラUAVの略図である。

。

【図7】図7は、分散型エネルギーシステムを採用するマルチプロペラUAVの略図である。

【図8】図8は、バッテリー充電レベル対飛行時間のチャートである。

【図9】図9は、UAV高度対飛行時間のチャートである。

【図10A】図10Aは、分散型エネルギーシステムを採用する自転車の側面図である。

20

【図10B】図10Bは、分散型エネルギーシステムを採用する自転車の正面図である。

【図10C】図10Cは、ハイブリッドエネルギー発生システムの略図である。

【発明を実施するための形態】

【0043】

ここで、航空機(例えば、有人または無人航空機)または陸上乗り物(例えば、自動車、自転車、移動ロボット、もしくは別のタイプの乗り物等の有人または無人陸上乗り物)等の乗り物に推進力を提供するための分散型エネルギーシステムの使用を説明する。分散型エネルギーシステムでは、燃焼エンジン等のエンジンが、電気エネルギー発電機を駆動し、それは、乗り物を推進するための推進システム(例えば、航空機の1つ以上のプロペラを駆動する推進システム)に給電する電気エネルギーを生産する。分散型エネルギーシステムでは、エンジンは、推進システムに近接して位置付けられる必要がない(例えば、エンジンは、プロペラから比較的遠隔に位置することができる)。さらに、電気エネルギーを燃焼エンジンによって生産された機械エネルギーから発生させ、機械エネルギーではなく、電気エネルギーを推進システムに提供することによって、エンジンの動作は、本質的に、推進システムの動作から分断される。したがって、エンジンおよび推進システムの両方が、効率的(例えば、非常に異なり得る最適回転速度において)かつ独立して(例えば、エンジンおよびプロペラの回転速度が、互いに独立して変更され得る)動作させられ得る。

30

【0044】

図1を参照すると、有人または無人航空機等の航空機100は、2つのプロペラアセンブリ102、104を含む、推進システムを含む。各プロペラアセンブリ102、104は、内燃エンジン等のエンジン105、106を含み、エンジン105、106は、飛行のための前方推力を提供するためのプロペラ107、108、タービンファン、または他の推進機構に機械的に結合される。航空機100において使用される内燃エンジンは、例えば、(限定ではないが)2ストロークおよび4ストローク往復動エンジン(例えば、ディーゼルエンジン、6気筒、8気筒エンジン等)、ヴァンケルエンジン、ガスタービン等の種々の形態をとることができる。いくつかの配列では、複数のエンジンタイプが、同じ乗り物を推進するために利用されることができる。

40

【0045】

エンジンを推進機構(例えば、プロペラ、ファン等)に結合するために使用され得る機

50

械結合技法は、エンジンと推進機構との間の直接結合、動力伝達系（例えば、機械的変速装置）を採用する結合技法、または他のタイプの機械的結合を含む。機械結合技法は、燃焼エンジンが推進機構の回転速度に対して固定された回転速度で動作するように制約する。例えば、航空機のプロペラの回転速度を増加させるために（例えば、高度を上げるため）、燃焼エンジンの動作速度は、増加させられる。逆に言えば、プロペラの回転速度を減少させるために、燃焼エンジンの動作速度は、減少させられる。

#### 【0046】

直接結合技法は、比較的実装が単純であると見なされ、概して、軽量構成要素を伴い得る。加えて、直接結合技法は、概して、エンジンから推進機構（例えば、プロペラ、タービンファン、車輪等）に伝達される機械動力のいずれも消散させない。しかしながら、直接結合技法は、エンジンが接続される推進機構の回転速度に依存する速度でエンジンが回転することを要求し、それは、システム設計におけるトレードオフにつながり得る。例えば、ガスタービンは、一般に、少なくとも約30,000RPMの回転速度で最も効率的に動作する一方、プロペラは、多くの場合、約2000rpm～約4000rpm等のより低い回転速度で最も効率的に動作する。ガスタービンおよびプロペラの両方がそれらの効率的回転速度の近くで動作することを可能にするために、変速装置等の動力伝達機構が、エンジンの回転速度を推進機構のための回転速度まで減少させるために採用されることができる。ある例では、ガスタービンがプロペラ（例えば、ターボファン構成）を駆動するために使用される設計に対して、変速装置が、最初に発生させられた回転速度（例えば、ガスタービンの30,000rpm）をプロペラのための回転速度（例えば、2000～4000rpm）に調節するための10以上の歯車減速を実装するために、使用されることができる。しかしながら、動力伝達機構（例えば、変速装置）は、重く、したがって、動力伝達機構の使用は、乗り物の重量を追加し得る。加えて、動力伝達機構は、多くの場合、エンジンによって発生させられた動力の一部を消散させ、可能な故障を被り得る。さらに、燃焼エンジンおよび推進機構（例えば、航空機のためのプロペラまたはファン）が、直接結合、変速装置等を使用して、所与の動作条件の組下で効率的に動作するように適合されているときでも、エンジンおよび推進機構は、異なる動作条件の組下、例えば、乗り物の任務中に遭遇し得る動作条件下で、それほど効率的に動作することができないこともある。加えて、推進機構が、例えば、任務中に遭遇する変化する動作条件に回答して、その回転速度または他の動作パラメータを変化させ得る率は、エンジンの回転速度または他の動作パラメータが変化できる率によって限定される。

#### 【0047】

推進機構へのエンジンの機械結合は、推進システムの設計側面、より一般的には、乗り物（例えば、航空機100）の設計側面をも限定し得る。例えば、図1に示されるように、燃焼エンジン106とプロペラ108との間の機械的結合（例えば、直接結合または動力伝達機構を介した結合）は、燃焼エンジン106がプロペラ108の近傍に位置することを要求する。動力を異なる場所に位置付けられる複数のプロペラに提供するために単一燃焼エンジンを採用する設計は、実装が困難であり得る。さらに、プロペラの近傍のエンジンの場所は、エンジン106をプロペラアセンブリ104のフレームおよび航空機100の構造から機械的に隔離することを困難にし得、それは、ひいては、振動、エンジン音等を減少させることを困難にする。

#### 【0048】

いくつかの航空機では、反対方向に動作する2つ以上のプロペラを有することが、有利であり得る。しかしながら、プロペラを反対方向に駆動するために、各プロペラのための燃焼エンジン、変速装置、動力伝達系等は、異なる構成を有し得、それは、乗り物の設計を複雑にし（例えば、システム構成要素の数を増加させることによって）、より大きい乗り物保守負担等につながり得る。

#### 【0049】

図2を参照すると、有人または無人航空機等の航空機200は、分散型エネルギーシステムを含む。分散型エネルギーシステムは、2つのプロペラアセンブリ202、204を

10

20

30

40

50



含む推進システムと、ハイブリッドエネルギー発生システム 210 とを含む。各プロペラアセンブリ 202、204 は、それぞれ、電気モータ 205、206 によって駆動されるプロペラ 207、208 を含む。電気モータ 205、206 は、ハイブリッドエネルギー発生システム 210 によって発生させられた電気エネルギーによって給電される。ハイブリッドエネルギー発生システム 210 は、発電機 214 に直接結合される燃焼エンジン等のエンジン 212 を含む。発電機 214 は、エンジン 212 によって発生させられた機械動力から交流電流 (AC) 電力を発生させる。発電機 214 によって発生させられた AC 電力は、電力をプロペラアセンブリ 202、204 内の電気モータ 205、206 に提供するために使用されることができ、それらは、順に、プロペラ 207、208 の回転を駆動する。

10

#### 【0050】

図 2 の航空機 200 内に実装される分散型エネルギーシステムでは、エンジン 212 は、推進システム (例えば、プロペラ 207、208 を駆動する電気モータ 205、206) に機械的に結合されず、むしろ、モータ 205、206 に電氣的に結合される。その結果、エンジンと推進システムとの間の機械結合に関連付けられた課題の多くは、回避される。例えば、エンジン 212 と推進システムとの間の機械結合を伴わない場合、エンジン 212 の回転速度は、推進システムの回転速度に関連したままである必要はない。したがって、エンジン 212 およびプロペラ 207、208 は両方とも、それらの回転速度が互いに有意に異なる場合でも、効率的回転速度において独立して動作するように設計されることができる。さらに、エンジン 212 の回転速度は、プロペラ 207、208 の回転速度を調節するために調節される必要がない。その結果、推進システムの回転速度は、例えば、高度の変更をもたらすために、または任務中の動作条件の変更に応答して、迅速に変化させられることができ、エンジン 212 の動作は、推進システムへの負荷にかかわらず、効率的回転速度に維持されることができる。

20

#### 【0051】

推進システムに機械的に結合されないエンジン 212 の使用は、航空機の重量も減少させ、より良好な燃料効率につながるることができる。例えば、エンジンによって発生させられる電力は、エンジンの回転速度に比例する (電力 = トルク × rpm)。したがって、高回転速度で動作する小型エンジンが、航空機上への軽量化を追加しながら、推進システムを駆動するために十分な電力を送達するために使用されることができる。加えて、エンジン 212 と推進システムとの間の機械結合の不在は、変速装置等の複雑かつ重い機械的動力伝達系が必要ないことを意味する。むしろ、エネルギーは、軽量かつあまり複雑ではない電気構成要素を経由して、エンジン 212 から推進システムに電気エネルギーとして効率的に伝達されることができる。

30

#### 【0052】

いくつかの例では、ハイブリッドエネルギー発生システム 210 は、発電機 214 によって発生させられた電気エネルギーの少なくとも一部を貯蔵し得る再充電可能バッテリー等の 1 つ以上のバッテリー 216 を含むことができる。例えば、発電機 214 は、ブリッジ整流器等の整流器に結合されることができ、整流器は、発電機 214 の AC 出力をバッテリー 216 に提供される直流電流 (DC) 電力に変換する。バッテリー 216 内に貯蔵されるエネルギーは、例えば、飛行中に生じ得る電力のための突然の需要に応答して、追加の電力を電気モータ 205、206 に提供するために、エンジン 212、発電機 214、またはハイブリッドエネルギー発生システム 210 の別の構成要素の故障の場合、安全な動作および着地を可能にするために、または他の目的のために使用されることができる。バックアップ電源としてのバッテリー 216 の役割は、二次電力ユニットまたはピギーバック発電機組の必要性を排除し、したがって、航空機は、より軽量にされ、より少ない構成要素を維持することができる。いくつかの例では、バッテリーは、リチウムポリマーバッテリー、例えば、6 ~ 12 個の電池および約 16,000 mAh (ミリアンペア時間) ~ 約 22,000 mAh の充電を伴うバッテリーであることができる。バッテリーのサイズおよび充電は、飛行パラメータ、予期される環境条件、任務タスク、または他の要因等の要因によること

40

50

ができる。いくつかの例では、バッテリー 216 は、航空機 200 が、例えば、以下にさらに議論されるサイレントまたはステルス動作を可能にするために、エンジン 212 をオフにした状態で飛行することを可能にすることができる。

【0053】

例示的ハイブリッドエネルギー発生システムのさらなる説明は、2015年11月16日に出願された米国特許出願第14/942,600号に提供され、その全内容は、参照することによって本明細書に組み込まれる。

【0054】

エンジン 212 は、シャーシまたは機体をエンジン振動および/またはエンジン雑音から隔離するために弾力性搭載部を使用して、航空機 200 のシャーシまたは機体上に搭載されることができる。この隔離は、シャーシまたは機体上の振動応力を減少させ、航空機 200 の器具類および/またはパイロードへの振動の影響を緩和し、機体から放射される外部および内部音を軽減し、パイロットまたは乗客の快適性を増加させる（有人航空機のため）ことができる。

10

【0055】

本明細書の説明は、有人または無人航空機（例えば、固定翼またはマルチロータ UAV）等の航空機を指すが、本明細書に説明される分散型エネルギーシステムは、陸上乗り物（例えば、有人または無人自動車、自転車等）、海中乗り物（例えば、無人船、無人潜水艦（UV））、または他のタイプの乗り物のために電力を推進システムに提供するために使用されることができる。例えば、陸上乗り物のために、ハイブリッドエネルギー発生システムは、前進運動のためのトルクを提供する1つ以上の車輪もしくは別の機構を駆動する、電力を電気モータに提供するために使用されることができる。

20

【0056】

図3は、航空機（例えば、図2の航空機200）の分散型エネルギーシステム300の略図である。ハイブリッドエネルギー発生システム210内では、エンジン212（例えば、燃焼エンジン）は、直接機械結合等の機械結合302を介して、発電機214に機械的に結合される。発電機214は、発電機214によって発生させられた電気エネルギーがプロペラアセンブリ202、204に給電するために使用され得るように、電気結合304を介して、プロペラアセンブリ202、204に結合される。各プロペラアセンブリ202、204内では、モータ205、206は、電気エネルギーを機械エネルギーに変換して戻し、それは、対応するプロペラ207、208を駆動するために、機械的結合306、308を横断して提供される。

30

【0057】

前述のように、ハイブリッドエネルギー発生システム210とプロペラアセンブリ202、204との間の機械結合ではない電気結合304の存在は、エンジン212およびモータ205、206の両方が、互いに独立して設定され得る、効率的動作特性を伴って起動されることを可能にする。例えば、エンジン212は、高回転速度で動作させられることができる一方、モータ205、206は、複雑かつ重い機械的動力伝達系を要求せずに、はるかに低い回転速度で動作させられることができる。さらに、電気結合304は、各モータ205、206が、他のモータから独立して動作させられることを可能にし、モータ205、206が、異なる回転速度で、または異なる他のパラメータで、もしくは反対方向においてさえ、動作させられることを可能にする。

40

【0058】

ハイブリッドエネルギー発生システム210は、電力を同じ航空機上の他のタイプの推進機構310に提供することもできる。例えば、プロペラアセンブリ202、204に給電することに加え、ハイブリッドエネルギー発生システム210は、ファンまたは別のタイプの推進機構にも給電することができる。

【0059】

いくつかの例では、ハイブリッドエネルギー発生システム210は、電力を航空機他のサブシステムに提供するために使用されることができる。例えば、ハイブリッドエネル

50

ギー発生システムは、これらのサブシステムのための専用電力ユニットを必要とせず、電気結合304を通して、感知サブシステム312、コンピューティングサブシステム314、通信サブシステム316、または他のサブシステムに電力を提供することができる。航空機の他のサブシステムに給電するためのハイブリッドエネルギー発生システムの使用は、航空機が、より小型かつより軽量となることを可能にし、したがって、燃料効率および性能を改良する。

#### 【0060】

いくつかの例では、航空機は、再生滑空 (regenerative soaring) を実装することができる。航空機が飛行中、エンジンは、例えば、航空機をステルスモード (以下にさらに議論される) で動作させるために非アクティブにされることができる。自由スピンプロペラは、次いで、バッテリーを再充電するためのタービンとして使用されることができる。同様に、プロペラは、航空機が上昇気流に遭遇するとき、バッテリーを再充電することもできる。

10

#### 【0061】

図4を参照すると、固定翼無人航空機 (UAV) 400の例は、以下の仕様を伴うMugin 3 m UAVである。

- ・ 翼長：3 m
- ・ 長さ：25 m
- ・ 燃焼エンジンを用いた最大航続時間：3時間 (6リットルの燃料を消費する)
- ・ 最大離陸重量：25 kg
- ・ 最大ペイロード重量：8 kg
- ・ 自重：8 kg
- ・ 巡航速度：55 mph (88.5 km / 時)
- ・ 燃料エネルギー密度：12,888ワット時 / kg

20

図5を参照すると、ある例では、UAV (例えば、図4のUAV 400に対して与えられる仕様を伴うMugin 3 m UAV) は、プロペラ504に機械的に結合される燃焼エンジン502によって動力を供給されるUAV 500として構成されることができる。この例では、DA-50燃焼エンジン (Desert Aircraft, Tucson, AZ) が、燃焼エンジン502として使用され、プロペラ504は、22x8プロペラである。他のタイプの燃焼エンジンおよび / またはプロペラも、使用されることができる。

30

#### 【0062】

燃焼エンジン動力供給式UAV 500に対する動作パラメータの仕様は、表1に与えられる。燃料重量は、0.77 kg / Lで計算され、燃料からの総エネルギーは、12,888ワット時 / kgで計算された。

#### 【0063】

図6を参照すると、ある例では、同一Mugin 3 m UAV (例えば、図4のUAV 400に対して与えられる仕様を伴う) は、分散型エネルギーシステムを伴うUAV 600として構成されることができる。分散型エネルギーシステムは、燃焼エンジン (図示せず) と、プロペラ604を駆動するブラシレスモータ606に電氣的に結合される、発電機602とを含む。この例では、エンジンは、Zenoah (登録商標) G290 RC 3.5 HPエンジン (Husqvarna Zenoah Co. Ltd., Saitama, Japan) であり、発電機および推進モータは両方とも、Turnigy (登録商標) RotoMax 1.60 Brushless Outrunner Motorであり、バッテリーは、6S 16000 mAh Lipoバッテリーであり、プロペラは、22x8プロペラである。他のタイプのエンジン、発電機、モータ、バッテリー、および / またはプロペラも、使用されることができる。

40

#### 【0064】

例UAV 600に対する動作パラメータの仕様は、表1に与えられる。バッテリーからの総エネルギーは、90%放電時の3.7ボルトx6x16アンペア時間x0.9=320

50

ワット時間として計算された。バッテリーおよびハイブリッドエネルギー発生システムからの総利用可能エネルギーは、バッテリーからの総エネルギーおよび $0.12 \times$ 燃料からの総エネルギーの和として計算された。 $0.12$ の係数は、ハイブリッドエネルギー発生システムの $12\%$ エネルギー変換効率を考慮する。飛行時間は、 $88.5 \text{ km/時}$ の巡航速度におけるモータのエネルギー消費率によって除算された総利用可能エネルギーとして計算された。他のパラメータは、上記に説明される通りに計算された。

【0065】

燃焼エンジン給電式UAV500と比較して、分散型エネルギーシステム給電式UAV600は、より軽量であり（例えば、より少ない燃料が搬送されるため）、より長い飛行時間を有し、対応してより長い範囲を伴う。

10

【0066】

図7を参照すると、ある例では、同一Mugin 3 m UAV（例えば、図4のUAV400に対して与えられる仕様を伴う）は、分散型エネルギーシステムを伴うUAV700として構成されることができる。分散型エネルギーシステムは、燃焼エンジン（図示せず）と、発電機702とを含み、発電機702は、2つのブラシレスモータ705、706に電氣的に結合され、それらの各々は、対応するプロペラ707、708を駆動する。この例では、エンジンは、Zenoah（登録商標）G340RC 34 ccエンジンであり、発電機は、Hacker Motor Q80-4L Brushless motor（Hacker Motor GmbH, Ergolding, Germany）であり、推進モータは、Turnigy（登録商標）RotoMax 1.6 0 Brushless Outrunner Motorであり、バッテリーは、6S 16000 mAh Lipoバッテリーであり、各プロペラは、 $22 \times 8$ プロペラである。他のタイプのエンジン、発電機、モータ、バッテリー、および/またはプロペラも、使用されることができる。例示的UAV700に対する動作パラメータの仕様は、表1に与えられる。

20

【0067】

燃焼エンジン給電式UAV500および分散型エネルギーシステム給電式UAV700は、同一総離陸重量を有するが、ハイブリッドエネルギー発生システム給電式UAV700の範囲および飛行時間は、燃焼エンジン給電式UAVの範囲および飛行時間の2倍を上回る。この範囲および飛行時間における差異は、例えば、ハイブリッドエネルギー発生システムによって提供される追加のエネルギーに起因する。

30

【0068】

【表 1】

	燃焼エンジン動力供給式UAV500	分散型エネルギーシステム給電式UAV600	分散型エネルギーシステム給電式UAV700
燃料	6Lガソリン	3.9Lガソリン	9.5Lガソリン
燃料重量	4.620kg	3.003kg	7.315kg
燃料からの総エネルギー	59,543ワット時間	38,072ワット時間	94275ワット時間
バッテリーからの総エネルギー	該当せず	320ワット時間	320ワット時間
離陸重量	25kg	20.7kg	25kg
巡航速度におけるモータ電力消費	該当せず	1120ワット	1716ワット
総利用可能なエネルギー		4964ワット時間	11633ワット時間
飛行時間	3時間	4.432時間	6.779時間
範囲	266km	392km	600km

表1. 燃焼エンジン動力供給式UAV500および分散型エネルギーシステム給電式UAV600、700のための動作パラメータ

分散型エネルギーシステム給電式UAVは、サイレントモードおよび滑空モード等の複数の動作モードを有することができる。サイレントモードでは、UAVは、着目エリアの上をバッテリー電力で動作し、エンジンがアイドリングまたは非アクティブにされ、UAVの雑音および熱特性を減少させることを可能にすることができる。滑空モード（時として、ステルスモードとも称される）では、UAVは、エンジンがアイドリングまたは非アクティブにされ、電力が推進機構の電気モータに提供されない状態で、着目エリアの上を滑空することができる。サイレントモードまたは滑空モードにおける動作は、例えば、監視任務のために、UAVが展開されることを可能にする。

## 【0069】

図8を参照すると、サイレントモードでは、UAVは、離陸時、推進システムの燃焼エンジンおよび電気モータの両方が動作した状態で、その任務を開始することができる。任務が進むにつれて、発電機によって発生させられた電力の一部は、電気モータに給電するために使用され、発電機によって発生させられた電力の一部は、貯蔵のためにバッテリーに送信される。UAVが巡航高度に到達するとき、バッテリーは、バッテリー充電レベルプロット800上の点802に示されるように完全に充電されている。

## 【0070】

飛行中、燃焼エンジンは、アイドリングまたは非アクティブにされることができ、プロペラに結合される電気モータは、バッテリーから受電することができる。バッテリーが、電力を電気モータに提供するにつれて、バッテリーは、バッテリー充電レベルプロット80上の領域804として示されるように、放電する。バッテリーの充電レベルが、点806に示されるように、所定のレベル（例えば、10%、20%、30%、40%、50%、または別の充電レベル）まで低下すると、燃焼エンジンは、再びアクティブにされることができる。アクティブにされた燃焼エンジンは、領域808として示されるように、電力を電気モータに提供することと、バッテリーを再充電することとの両方を行うことができる。

## 【0071】

燃焼エンジンは、UAVが、その任務のために、サイレントモード動作が所望されるエリア等の着目エリアに近づくと、非アクティブにされることができる（点810として示される）。燃焼エンジンの非アクティブ化は、UAVの雑音レベルおよび温度を減少させ、したがって、UAVが音および/または熱検出センサを回避することに役立つ。燃焼エンジンが非アクティブにされた状態で、バッテリーは、UAVが着目エリア内またはその近傍を飛行するにつれて、電力を電気モータに提供する（領域812として示される）。パ

バッテリーの充電レベルが、点 8 1 4 に示されるように、所定のレベルまで低下すると、U A V は、着目エリアから退出することができ、燃焼エンジンは、再びアクティブにされ、バッテリーを再充電することができる。このサイクルは、例えば、任務が完了するまで、燃焼エンジンのための燃料がほぼ使い切られるまで等、複数回、繰り返されることできる。

【 0 0 7 2 】

図 9 を参照すると、滑空モードでは、U A V は、推進システムの燃焼エンジンおよび電気モータの両方が動作した状態で、離陸時、その任務を開始することができる。U A V が所定のより高い高度（高度プロット 9 0 0 上の点 9 0 2 に示される）に到達すると、エンジンおよび電気モータは、非アクティブにされ、U A V が所定のより低い高度（点 9 0 4 に示される）まで滑降することを可能にする。U A V がより低い高度に到達すると、エンジンおよび電気モータは、再びアクティブにされ、より高い高度（点 9 0 6 に示される）に戻るよう U A V を推進する。

10

【 0 0 7 3 】

このプロセスは、U A V が着目エリアに到達するまで、繰り返されることできる。着目エリアでは、エンジンおよび電気モータは、非アクティブにされ、U A V が完全にサイレントで動作し、したがって、雑音および熱検出センサを回避することを可能にする。U A V は、滑空モードにおいて着目エリアの上空に留まり、例えば、監視画像を捕捉すること、または積荷を着目エリアに投下することができる。U A V が所定の低高度に到達すると、U A V は、着目エリアから退去することができる。着目エリア外では、エンジンおよび電気モータは、再びアクティブにされ、より高い高度に戻るよう U A V を推進し、例えば、着目エリアに再進入するか、または基地に戻ることもできる。

20

【 0 0 7 4 】

いくつかの例では、U A V は、エンジンが持続的に起動した状態で、および / またはバッテリー電力がオンの状態で、着目エリアまで飛行することができ、U A V が着目エリアの近傍に来ると、滑空モードでのみ動作することができる。

【 0 0 7 5 】

いくつかの例では、U A V が、エンジンおよび電気モータの両方が非アクティブにされた状態で滑空する間、自由スピンプローペラは、タービンとして使用され、バッテリーを充電することができる。例えば、プロペラのスピンは、電気モータにトルクとして伝達され、それは、電気モータに電気エネルギーを発生させる。発生させられた電気エネルギーは、バッテリーに提供されることができ。

30

【 0 0 7 6 】

いくつかの例では、分散型エネルギーシステムの存在は、ツインプロペラ航空機のプロペラの回転速度（例えば、rpm）が、方向転換するために変動させられることを可能にする。いくつかの例では、航空機上の燃焼エンジンの場所は、異なるペイロードに適應するために、例えば、航空機の製造後、迅速に変更されることができ。例えば、エンジンの場所は、航空機（そのペイロードを含む）の重力中心が固定されたままであるよう調節されることができ。プロペラが航空機の翼上に搭載されるいくつかの例では、翼は、電気モータが従来の燃焼エンジンまたはジェットエンジンより軽量であるので、機械的構造を殆ど伴わずに構築されることができ。

40

【 0 0 7 7 】

本明細書に説明される U A V は、気象監視または予測用途のために展開されることができ。例えば、U A V を含有する、N C A R 投下ゾンは、気象観測機によってハリケーンの中心に投入されることができ。N C A R 投下ゾーンから展開された U A V は、気象データをハリケーンの内側から収集し、データを遠隔目的地（例えば、気象観測機または別の目的地）に伝送するか、または将来的回収のために、データをオンボードデータ記憶装置内に記憶することができる。例えば、U A V は、ハリケーン内の垂直高度および側方位置の両方の関数として、気象データを収集するよう動作させられることできる。そのような位置データは、特定のハリケーンの短期予測のために、および改良された気象予測能力のために、既存の気象モデルを訓練するために、または新しい気象モデルを作

50

成するために、有用であり得る。展開可能 U A V のさらなる説明は、2017年5月12日に出願された米国特許出願第15/593,803号に見出されることができ、その全内容は、参照することによって本明細書に組み込まれる。

【0078】

本明細書に説明される U A V は、空気品質試験、森林火災の監視もしくは予測、火山噴火の監視、放射能にさらされる領域の内側の環境監視、または遠隔監視もしくは測定が有用であり得る他の状況等、感知用途のために展開されることができる。いくつかの例では、U A V は、環境測定、静止画、またはビデオ画像、もしくは他のデータ等のデータを収集し、データをオンボードデータ記憶装置内に記憶することができる。後に、U A V が回収されたとき、または基地に戻ったとき、データは、オンボードデータ記憶装置から読み出されることができる。いくつかの例では、U A V は、収集されたデータを、例えば、リアルタイムで、またはパッチで、遠隔サーバ（例えば、U A V が投入された飛行機上）、衛星、または別の目的地等の目的地に伝送することができる。データ収集、記憶、および/または伝送のための U A V の使用のさらなる説明は、2017年5月12日に出願された米国特許出願第15/594,255号に見出されることができ、その全内容は、参照することによって本明細書に組み込まれる。

10

【0079】

本明細書に説明される U A V は、敵地の政府監視、人間の進入に対して閉鎖された領土の安全監視（例えば、放射性廃棄物処分用地）、または他の安全用途のため等、安全用途のために使用されることができる。本明細書に説明される U A V は、部隊の移動に先立った偵察、遠隔地（例えば、荒野）に展開された部隊へのコンピューティング能力（例えば、データ記憶能力、データ処理能力、通信能力、または他のコンピューティング能力）の送達、または他の軍事用途のため等、軍事用途のために使用されることができる。

20

【0080】

いくつかの例では、本明細書に説明される分散型エネルギーシステムは、自動車、トラック、バス、自転車、移動ロボット、または他の陸上乗り物等の有人もしくは無人陸上乗り物の推進機構にエネルギーを提供するために採用されることができる。陸上乗り物と併用されるとき、分散型エネルギーシステムは、陸上乗り物の1つ以上の車輪を回転させるためのエネルギーを提供する。

【0081】

図10A - 10Cを参照すると、ある例では、自転車150が、自転車150の後輪152の回転を駆動するためのエネルギーを提供する分散型エネルギーシステムによって給電される。分散型エネルギーシステムは、燃焼エンジン等のエンジン156と、エンジン156に機械的に結合されている発電機158とを含むハイブリッドエネルギー発生システム154を含む。ハイブリッドエネルギー発生システム156は、実質的に、上で説明される通りに動作する。ガソリン等の燃料をエンジン156に提供するための燃料タンク159が、自転車の側面上等、自転車150上に搭載されることができる。

30

【0082】

発電機158によって発生させられた電気エネルギーは、例えば、車輪のハブ162上に搭載される、車輪の中心位置等における後輪152上に位置する電気モータ160に提供される。電気モータ160は、後輪152の回転を駆動するトルクを発生させ、それは、自転車150に移動させる。

40

【0083】

ハイブリッドエネルギー発生システム156および電気モータ160は、自転車150上の異なる位置に位置することができる。例えば、ハイブリッドエネルギー発生システム156は、自転車150の車体に取り付けられることができ、自転車の後面（図示されるように）または正面におけるラック164上に搭載されることができる。ハイブリッドエネルギー発生システム156および電気モータ150を自転車150上の異なる位置に位置させることは、自転車150を平衡させるために役立つ、したがって、快適な乗車経験を乗車者に提供することができる。例えば、ハイブリッドエネルギーシステム156は、

50

ハイブリッドエネルギーシステム 156 の重量が、自転車の両側間に均一に分散されるように、自転車 150 の中心軸の上方に位置付けられることができる。

【0084】

いくつかの例では、ハイブリッドエネルギー発生システム 154 は、発電機 158 によって発生させられた電気エネルギーを貯蔵するための 1 つ以上のバッテリー 166 を含むことができる。バッテリー 166 内に貯蔵されたエネルギーは、例えば、自転車 150 が坂道を上るとき補助するために、または燃料タンク 159 が空であるとき、エネルギーを提供するために、追加の電気エネルギーを電気モータ 160 に提供するために使用されることができる。いくつかの例では、乗車者が、自転車 150 で惰走している（例えば、坂道を惰走して下る）とき、後輪 152 および電気モータ 160 は、タービンとして作用し、バッテリー 164 内に貯蔵され得るエネルギーを発生させることができる。

10

【0085】

エンジン 156 は、自転車 150 の後輪 152 に機械的に結合されないため、エンジン 156 は、後輪 152 の回転速度にかかわらず、効率的動作条件下で動作させられることができる。例えば、高回転速度で動作する小型の軽量エンジンが、使用されることができる。

【0086】

図 10A および 10B の例では、分散型エネルギーシステムは、後輪 152 の回転を駆動する。いくつかの例では、分散型エネルギーシステムは、自転車の前輪 166 または自転車の前輪 166 および後輪 152 の両方の回転を駆動することができる。いくつかの例では、分散型エネルギーシステムは、自動車またはトラック等の別のタイプの陸上乗り物の 1 つ以上の車輪の回転を駆動するために採用されることができる。いくつかの例では、陸上乗り物の各車輪は、各車輪が互いの車輪から独立して駆動され得るように、専用電気モータによって駆動されることができる。感知サブシステム、コンピューティングサブシステム、通信サブシステム、または他のサブシステム等の陸上乗り物の他のシステムも、分散型エネルギーシステムによって給電されることができる。例えば、無人自動車内の自動運転関連機能が、分散型エネルギーシステムによって給電されることができる。

20

【0087】

いくつかの例では、陸上移動ロボットが、分散型エネルギーシステムを用いて実装されることができる。例えば、陸上移動ロボットは、軍事または公共安全用途、構造用途、産業用途、もしくは他の使用において使用されることができる。分散型エネルギーシステムのそのような陸上移動ロボットとの使用は、これらのロボットが効率的に動作することに役立つことができ、コンパクトな軽量ロボットの設計を可能にすることができ、かつロボットが静かに動作することを可能にすることができる。

30

【0088】

他の実施形態も、以下の請求項の範囲内である。



【 図 1 】

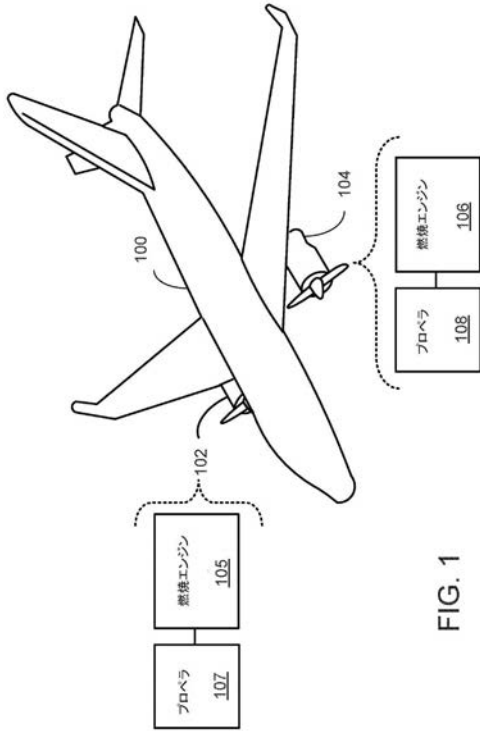


FIG. 1

【 図 2 】

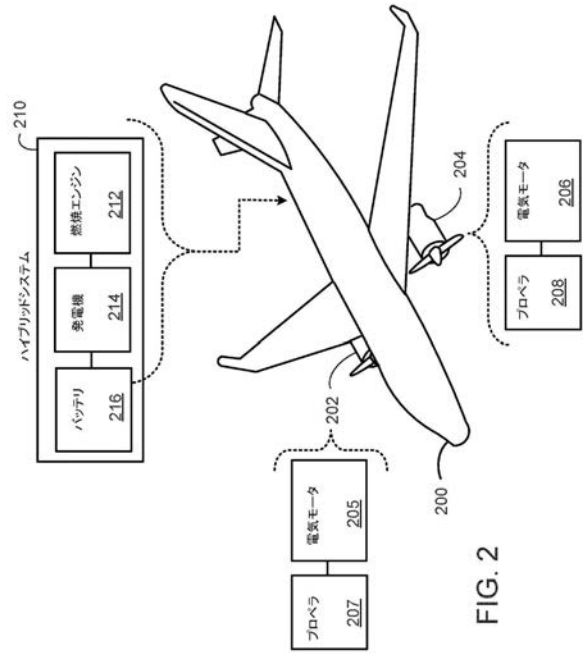


FIG. 2

【 図 3 】

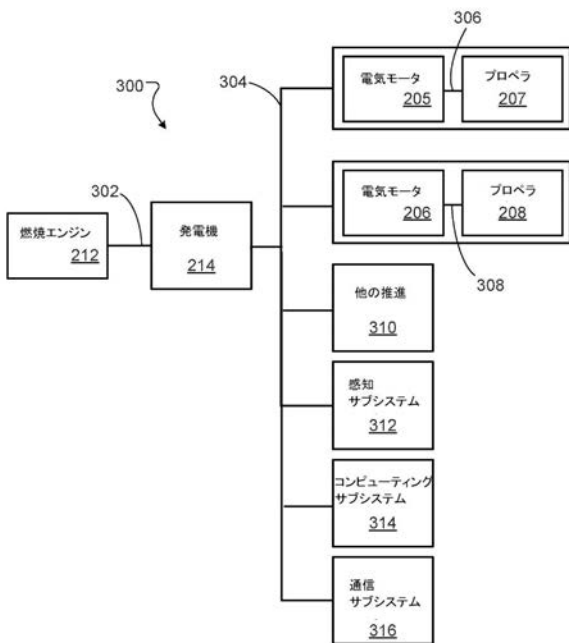


FIG. 3

【 図 4 】

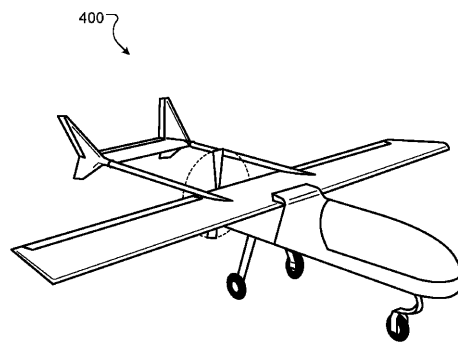


FIG. 4

【 図 5 】

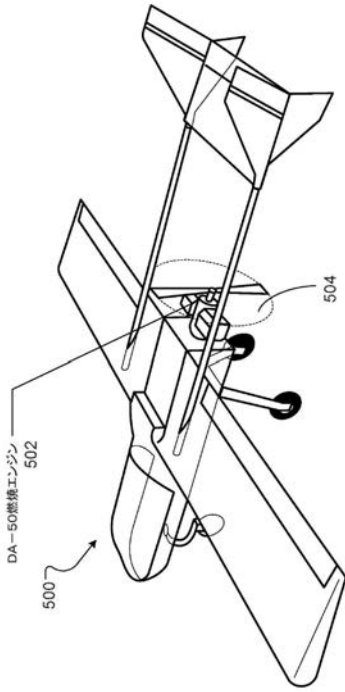


FIG. 5

【 図 6 】

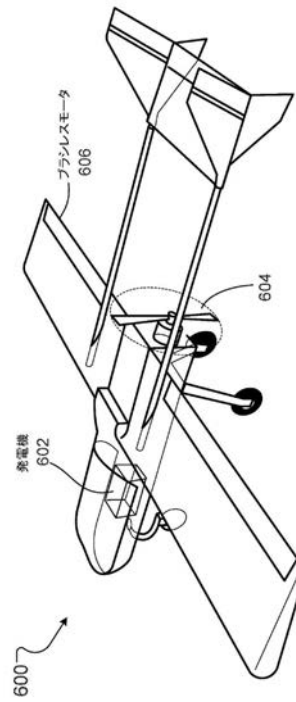


FIG. 6

【 図 7 】

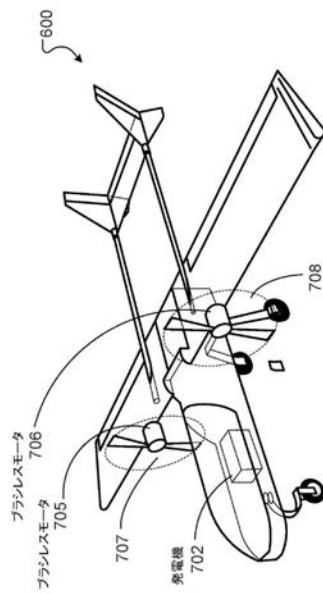


FIG. 7

【 図 8 】

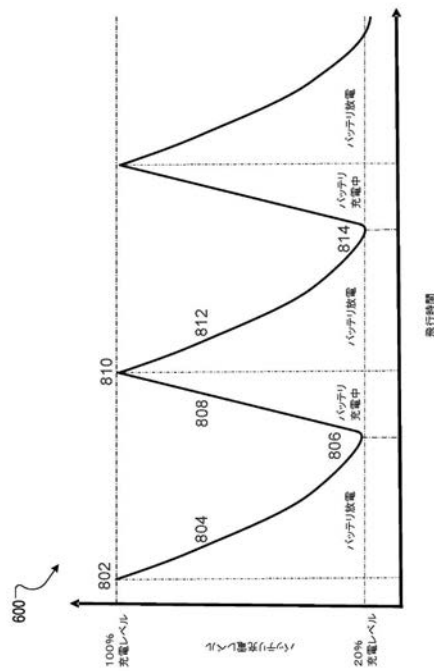


FIG. 8

【 図 9 】

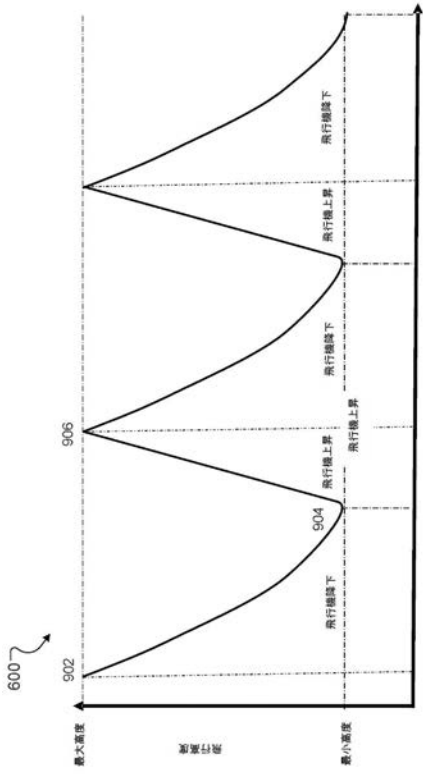


FIG. 9

【 図 10 A 】

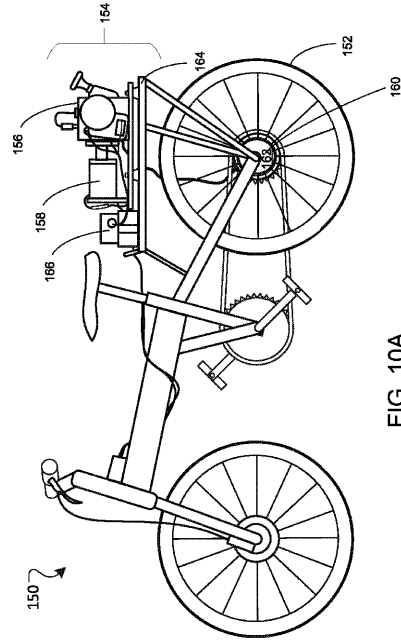


FIG. 10A

【 図 10 B 】

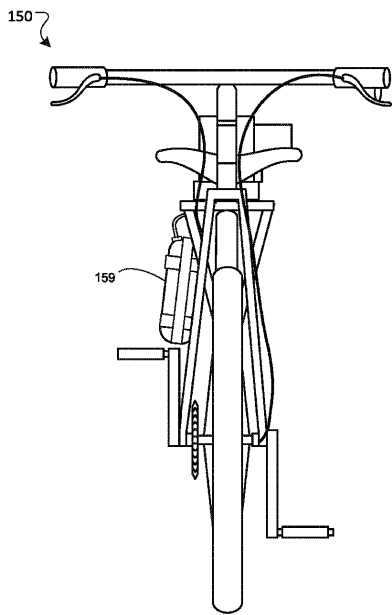


FIG. 10B

【 図 10 C 】

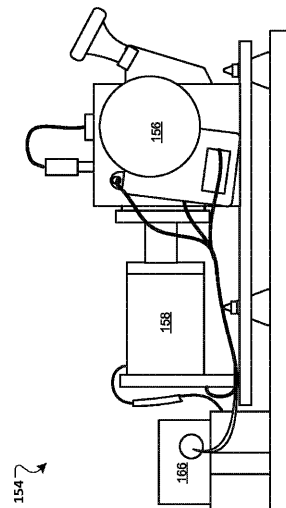


FIG. 10C

【手続補正書】

【提出日】平成30年8月1日(2018.8.1)

【手続補正1】

【補正対象書類名】特許請求の範囲

【補正対象項目名】全文

【補正方法】変更

【補正の内容】

【特許請求の範囲】

【請求項1】

航空機であって、前記航空機は、  
ハイブリッド発電システムであって、前記ハイブリッド発電システムは、  
燃焼エンジンと、  
前記燃焼エンジンに機械的に結合されている発電機と  
を備えている、ハイブリッド発電システムと、  
複数の推進システムであって、各推進システムは、前記ハイブリッド発電システムから  
遠隔に位置し、各推進システムは、  
前記発電機に電氣的に結合されている電気モータと、  
前記電気モータに結合されている回転機構と  
を備えている、複数の推進システムと、  
前記燃焼エンジンの動作を制御するように構成された電子制御ユニットと、  
前記複数の推進システムのそれぞれの動作を制御するように構成された複数の電子速度  
コントローラと  
を備え、前記燃焼エンジンの動作を制御することは、前記複数の推進システムを制御す  
ることから独立しており、  
少なくとも1つの推進システムの動作を制御することは、前記複数の推進システムの残  
りを制御することから独立しており、  
前記燃焼エンジンは、前記機械的に結合されている発電機に提供される単一の回転出力  
を生成するように制御される、航空機。

【請求項2】

前記回転機構は、プロペラを備えている、請求項1に記載の航空機。

【請求項3】

前記回転機構は、ファンを備えている、請求項1に記載の航空機。

【請求項4】

前記発電機は、前記エンジンからの機械エネルギーを電気エネルギーに変換するように構成されている、請求項1に記載の航空機。

【請求項5】

前記電気モータは、前記発電機からの電気エネルギーを回転機械エネルギーに変換するように構成されている、請求項4に記載の航空機。

【請求項6】

前記回転機構は、前記電気モータからの回転機械エネルギーによって駆動されるように構成されている、請求項5に記載の航空機。

【請求項7】

前記複数の推進システムのうち1つまたは複数は、前記航空機の翼上に位置し、前記ハイブリッド発電システムは、前記航空機の本体上に位置している、請求項1に記載の航空機。

【請求項8】

前記複数の推進システムの各々は、前記発電機に電氣的に結合されている電気モータと、前記電気モータに結合されている回転機構とを備えている、請求項1に記載の航空機。

【請求項9】

各電気モータは、各他の電気モータから独立して動作するように構成されている、請求

項 8 に記載の航空機。

【請求項 1 0】

前記発電機および前記電気モータに電氣的に結合されているバッテリーを備えている、請求項 1 に記載の航空機。

【請求項 1 1】

前記発電機に電氣的に結合されている感知サブシステム、コンピューティングサブシステム、および通信サブシステムのうちの 1 つまたは複数 を備えている、請求項 1 に記載の航空機。

【請求項 1 2】

方法であって、前記方法は、

航空機のハイブリッド発電システムにおいて、

燃焼エンジンにおいて、機械エネルギーを発生させることと、

前記燃焼エンジンに機械的に結合されている発電機において、前記発生させられた機械エネルギーを電気エネルギーに変換することと、

電子制御ユニットにおいて、前記燃焼エンジンが前記機械的に結合されている発電機に提供される単一の回転出力を生成するように動作するように、前記燃焼エンジンの動作を制御することと、

複数の電子速度コントローラの各々において、それぞれ、複数の推進システムのうちの少なくとも 1 つの動作を制御することと、

各推進システムが前記ハイブリッド発電システムから遠隔に位置している前記航空機の前記複数の推進システムにおいて、

前記電気エネルギーを各推進システムの回転機構の回転を駆動するための回転機械エネルギーに変換することと

各他の推進システムにおける前記回転機構の回転から独立して、各推進システムにおける前記回転機構の回転を駆動することと

を含み、前記電子制御ユニットにおいて、前記燃焼エンジンの動作を制御することは、前記複数の推進システムを制御することから独立しており、

前記複数の推進システムの動作を制御することは、前記燃焼エンジンの動作を制御することから独立している、方法。

【請求項 1 3】

第 1 の方向における第 1 の回転機構の回転を駆動することと、第 2 の方向における第 2 の回転機構の回転を駆動することとを含み、前記第 1 の方向は、前記第 2 の方向と異なる、請求項 1 2 に記載の方法。

【請求項 1 4】

第 1 の速度における第 1 の回転機構の回転を駆動することと、第 2 の速度における第 2 の回転機構の回転を駆動することとを含み、前記第 1 の速度は、前記第 2 の速度と異なる、請求項 1 2 に記載の方法。

【請求項 1 5】

前記電気エネルギーの少なくとも一部をバッテリー内に貯蔵することを含む、請求項 1 2 に記載の方法。

【請求項 1 6】

前記電気エネルギーの少なくとも一部を感知サブシステム、コンピューティングサブシステム、および通信サブシステムのうちの 1 つまたは複数 に提供することを含む、請求項 1 2 に記載の方法。

【手続補正 2】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0041

【補正方法】変更

【補正の内容】

## 【 0 0 4 1 】

他の特徴および利点は、説明ならびに請求項から明白となるであろう。  
本発明は、例えば、以下を提供する。

## (項目 1)

航空機であって、前記航空機は、  
ハイブリッド発電システムであって、前記ハイブリッド発電システムは、  
エンジンと、  
前記エンジンに機械的に結合されている発電機と  
を備えている、ハイブリッド発電システムと、  
推進システムであって、前記推進システムは、  
前記発電機に電氣的に結合されている電気モータと、  
前記電気モータに結合されている回転機構と  
を備えている、推進システムと  
を備えている、航空機。

## (項目 2)

前記回転機構は、プロペラを備えている、項目 1 に記載の航空機。

## (項目 3)

前記回転機構は、ファンを備えている、項目 1 または 2 に記載の航空機。

## (項目 4)

前記発電機は、前記エンジンからの機械エネルギーを電気エネルギーに変換するように  
構成されている、項目 1 から 3 のいずれかに記載の航空機。

## (項目 5)

前記電気モータは、前記発電機からの電気エネルギーを回転機械エネルギーに変換する  
ように構成されている、項目 4 に記載の航空機。

## (項目 6)

前記回転機構は、前記電気モータからの回転機械エネルギーによって駆動されるように  
構成されている、項目 5 に記載の航空機。

## (項目 7)

前記エンジンは、燃焼エンジンを備えている、項目 1 から 6 のいずれかに記載の航空機  
。

## (項目 8)

前記推進システムは、前記航空機の翼上に位置し、前記ハイブリッド発電システムは、  
前記航空機の本体上に位置している、項目 1 から 7 のいずれかに記載の航空機。

## (項目 9)

複数の推進システムを備え、各推進システムは、前記発電機に電氣的に結合されている  
電気モータと、前記電気モータに結合されている回転機構とを備えている、項目 1 から 8  
のいずれかに記載の航空機。

## (項目 10)

各電気モータは、各他の電気モータから独立して動作するように構成されている、項目  
9 に記載の航空機。

## (項目 11)

前記発電機および前記電気モータに電氣的に結合されているバッテリーを備えている、項  
目 1 から 10 のいずれかに記載の航空機。

## (項目 12)

前記発電機に電氣的に結合されている感知サブシステム、コンピューティングサブシス  
テム、および通信サブシステムのうちの 1 つ以上のものを備えている、項目 1 から 11 の  
いずれかに記載の航空機。

## (項目 13)

方法であって、前記方法は、  
航空機のハイブリッド発電システムにおいて、

エンジンにおいて、機械エネルギーを発生させることと、  
前記エンジンに機械的に結合されている発電機において、前記発生させられた機械エネルギーを電気エネルギーに変換することと、  
前記航空機の推進システムにおいて、前記電気エネルギーを回転機構の回転を駆動するための回転機械エネルギーに変換することと  
を含む、方法。

(項目 1 4)

前記電気エネルギーを前記航空機の複数の推進システムの各々における回転機構の回転を駆動するための回転機械エネルギーに変換することを含む、項目 1 3 に記載の方法。

(項目 1 5)

各他の推進システムにおける前記回転機構の回転から独立して、各推進システムにおける前記回転機構の回転を駆動することを含む、項目 1 4 に記載の方法。

(項目 1 6)

第 1 の方向における第 1 の回転機構の回転を駆動することと、第 2 の方向における第 2 の回転機構の回転を駆動することとを含み、前記第 1 の方向は、前記第 2 の方向と異なる、項目 1 5 に記載の方法。

(項目 1 7)

第 1 の速度における第 1 の回転機構の回転を駆動することと、第 2 の速度における第 2 の回転機構の回転を駆動することとを含み、前記第 1 の速度は、前記第 2 の速度と異なる、項目 1 5 または 1 6 に記載の方法。

(項目 1 8)

前記電気エネルギーの少なくとも一部をバッテリー内に貯蔵することを含む、項目 1 3 から 1 7 のいずれかに記載の方法。

(項目 1 9)

前記電気エネルギーの少なくとも一部を感知サブシステム、コンピューティングサブシステム、および通信サブシステムのうちの 1 つ以上のものに提供することを含む、項目 1 3 から 1 8 のいずれかに記載の方法。

(項目 2 0)

乗り物であって、前記乗り物は、  
車輪と、

ハイブリッド発電システムであって、前記ハイブリッド発電システムは、  
エンジンと、

前記エンジンに機械的に結合されている発電機と  
を備えている、ハイブリッド発電システムと、

前記発電機に電氣的に結合され、かつ前記車輪に機械的に結合されている電気モータを  
備えている推進システムと  
を備えている、乗り物。

(項目 2 1)

前記乗り物は、自転車を備えている、項目 2 0 に記載の乗り物。

(項目 2 2)

前記発電機は、前記エンジンからの機械エネルギーを電気エネルギーに変換するように構成されている、項目 2 0 または 2 1 に記載の乗り物。

(項目 2 3)

前記電気モータは、前記発電機からの電気エネルギーを回転機械エネルギーに変換するように構成されている、項目 2 2 に記載の乗り物。

(項目 2 4)

前記車輪は、前記電気モータからの回転機械エネルギーによって駆動されるように構成されている、項目 2 3 に記載の乗り物。

(項目 2 5)

前記エンジンは、燃焼エンジンを備えている、項目 2 0 から 2 4 のいずれかに記載の乗

り物。

(項目 26)

燃料を前記エンジンに提供するように構成されている燃料タンクを備えている、項目 20 から 25 のいずれかに記載の乗り物。

(項目 27)

前記推進システムは、前記車輪上に位置し、前記ハイブリッド発電システムは、前記乗り物の本体上に位置している、項目 20 から 26 のいずれかに記載の乗り物。

(項目 28)

前記発電機および前記電気モータに電氣的に結合されているバッテリーを備えている、項目 20 から 27 のいずれかに記載の乗り物。

(項目 29)

前記発電機に電氣的に結合されている感知サブシステム、コンピューティングサブシステム、および通信サブシステムのうちの 1 つ以上のものを備えている、項目 20 から 28 のいずれかに記載の乗り物。

(項目 30)

方法であって、前記方法は、  
乗り物のハイブリッド発電システムにおいて、  
エンジンにおいて、機械エネルギーを発生させることと、  
前記エンジンに機械的に結合されている発電機において、前記発生させられた機械エネルギーを電気エネルギーに変換することと、

前記電気エネルギーを前記乗り物の車輪の回転を駆動するための回転機械エネルギーに変換することと

を含む、方法。

(項目 31)

前記乗り物の車輪の回転を駆動することは、自転車の車輪の回転を駆動することを含む、項目 30 に記載の方法。

(項目 32)

前記電気エネルギーの少なくとも一部をバッテリー内に貯蔵することを含む、項目 30 または 31 に記載の方法。

(項目 33)

前記電気エネルギーの少なくとも一部を感知サブシステム、コンピューティングサブシステム、および通信サブシステムのうちの 1 つ以上のものに提供することを含む、項目 30 から 32 のいずれかに記載の方法。



## 【 国際調査報告 】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT		International application No. PCT/US2017/052660
<b>A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER</b> IPC(8) - B60L 11/12; B60L 11/00; B60L 11/02; B60L 11/14 (2017.01) CPC - B60L 11/123; B60L 11/00; B60L 11/02; B60L 11/12; B60L 11/126; B60L 11/14 (2017.08)		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
<b>B. FIELDS SEARCHED</b>		
Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) See Search History document		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched USPC - 903/902; 903/903; 903/904; 903/905; 903/906 (keyword delimited)		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used) See Search History document		
<b>C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT</b>		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X — Y	US 2016/0023773 A1 (HAMILTON SUNDSTRAND CORPORATION) 28 January 2016 (28.01.2016) entire document	1-3, 13-16 — 17
X	WO 2012/004560 A2 (RISMANCHI) 12 January 2012 (12.01.2012) entire document	20-24, 30-32
Y	US 2014/0091172 A1 (ARLTON et al) 03 April 2014 (03.04.2014) entire document	17
A	US 2010/0147993 A1 (ANNATI et al) 17 June 2010 (17.06.2010) entire document	1-3, 13-17, 20-24, 30-32
A	US 2010/0219779 A1 (BRADBROOK) 02 September 2010 (02.09.2010) entire document	1-3, 13-17, 20-24, 30-32
A	US 2011/0046883 A1 (ANANTHAKRISHNA) 24 February 2011 (24.02.2011) entire document	1-3, 13-17, 20-24, 30-32
<input type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input type="checkbox"/> See patent family annex.		
* Special categories of cited documents:      "T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance      "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date      "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed      "&" document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search 13 November 2017		Date of mailing of the international search report <b>30 NOV 2017</b>
Name and mailing address of the ISA/US Mail Stop PCT, Attn: ISA/US, Commissioner for Patents P.O. Box 1450, Alexandria, VA 22313-1450 Facsimile No. 571-273-8300		Authorized officer Blaine R. Copenheaver PCT Helpdesk: 571-272-1300 PCT OSP: 571-272-7774

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.  
PCT/US2017/052660

**Box No. II Observations where certain claims were found unsearchable (Continuation of item 2 of first sheet)**

This international search report has not been established in respect of certain claims under Article 17(2)(a) for the following reasons:

1.  Claims Nos.:  
because they relate to subject matter not required to be searched by this Authority, namely:
  
2.  Claims Nos.:  
because they relate to parts of the international application that do not comply with the prescribed requirements to such an extent that no meaningful international search can be carried out, specifically:
  
3.  Claims Nos.: 4-12, 18, 19, 25-29, 33  
because they are dependent claims and are not drafted in accordance with the second and third sentences of Rule 6.4(a).

**Box No. III Observations where unity of invention is lacking (Continuation of Item 3 of first sheet)**

This International Searching Authority found multiple inventions in this international application, as follows:

1.  As all required additional search fees were timely paid by the applicant, this international search report covers all searchable claims.
2.  As all searchable claims could be searched without effort justifying additional fees, this Authority did not invite payment of additional fees.
3.  As only some of the required additional search fees were timely paid by the applicant, this international search report covers only those claims for which fees were paid, specifically claims Nos.:
  
4.  No required additional search fees were timely paid by the applicant. Consequently, this international search report is restricted to the invention first mentioned in the claims; it is covered by claims Nos.:

- Remark on Protest**
- The additional search fees were accompanied by the applicant's protest and, where applicable, the payment of a protest fee.
- The additional search fees were accompanied by the applicant's protest but the applicable protest fee was not paid within the time limit specified in the invitation.
- No protest accompanied the payment of additional search fees.

## 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 2 M 23/02 (2010.01) B 6 2 M 23/02 1 1 0

(81)指定国 AP(BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), EA(AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), EP(AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OA(BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG), AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT

(74)代理人 230113332

弁護士 山本 健策

(72)発明者 スイートランド, マシュー

アメリカ合衆国 マサチューセッツ 0 1 7 3 0, ベッドフォード, ページ ロード 1 1 8

(72)発明者 ファン, ロング エヌ.

アメリカ合衆国 マサチューセッツ 0 2 1 4 5, サマービル, クライド ストリート 5 8  
 , ユニット 5

(72)発明者 ドゥオン, ルアン エイチ.

アメリカ合衆国 マサチューセッツ 0 2 1 2 2, ボストン, フェントン ストリート 3 4  
 , アpartment 1

(72)発明者 ネイフェ, サミール

アメリカ合衆国 マサチューセッツ 0 1 5 4 5, シュルーズベリー, フォークナー ロード  
 1 8

Fターム(参考) 3D202 AA07 EE20

5H125 AA01 AC08 AC12 BA04 BD17 CA02 CC01