

(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2019-516611

(P2019-516611A)

(43) 公表日 令和1年6月20日(2019.6.20)

(51) Int. Cl.	F I	テーマコード (参考)
B 6 4 C 39/02 (2006.01)	B 6 4 C 39/02	
B 6 4 D 13/06 (2006.01)	B 6 4 D 13/06	
B 6 4 C 13/20 (2006.01)	B 6 4 C 13/20	Z
B 6 4 D 27/24 (2006.01)	B 6 4 D 27/24	
B 6 4 D 45/00 (2006.01)	B 6 4 D 45/00	Z

審査請求 未請求 予備審査請求 未請求 (全 49 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2018-559830 (P2018-559830)
 (86) (22) 出願日 平成29年5月12日 (2017.5.12)
 (85) 翻訳文提出日 平成31年1月9日 (2019.1.9)
 (86) 国際出願番号 PCT/US2017/032493
 (87) 国際公開番号 W02017/197316
 (87) 国際公開日 平成29年11月16日 (2017.11.16)
 (31) 優先権主張番号 62/335,938
 (32) 優先日 平成28年5月13日 (2016.5.13)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)
 (31) 優先権主張番号 62/339,284
 (32) 優先日 平成28年5月20日 (2016.5.20)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)
 (31) 優先権主張番号 62/458,163
 (32) 優先日 平成29年2月13日 (2017.2.13)
 (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】 ハイブリッド発電機システムによって給電される乗客搬送無人航空車両

(57) 【要約】

無人航空車両が、少なくとも1つのプロペラを駆動し、回転させるように構成される、少なくとも1つのロータモータと、人間または動物の乗客を収容するようなサイズの乗客コンパートメントと、電力を少なくとも1つのロータモータに提供し、人間または動物の乗客を搬送するために十分な揚力を生成するように構成される、ハイブリッド発電機システムとを含む。ハイブリッド発電機システムは、電力を少なくとも1つのロータモータに提供するように構成される、再充電可能バッテリーと、機械的動力を生成するように構成される、機関と、機関に結合され、機関によって生成される機械的動力から電力を生成するように構成される、発電機モータとを含む。

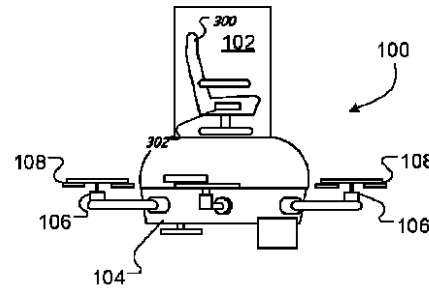


FIG. 1

【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

無人航空車両であって、
少なくとも1つのプロペラを駆動し、回転させるように構成される少なくとも1つのロータモータと、
人間または動物の乗客を収容するようなサイズの乗客コンパートメントと、
電気エネルギーを前記少なくとも1つのロータモータに提供し、前記人間または動物の乗客を搬送するために十分な揚力を生成するように構成されるハイブリッド発電機システムであって、前記ハイブリッド発電機システムは、
電気エネルギーを前記少なくとも1つのロータモータに提供するように構成される再充電可能バッテリーと、
機械的エネルギーを生成するように構成される機関と、
前記機関に結合され、前記機関によって生成される機械的動力から電気エネルギーを生成するように構成される発電機モータと
を含む、ハイブリッド発電機システムと
を含む、無人航空車両。

10

【請求項 2】

前記発電機モータによって生成される電気エネルギーは、前記ロータモータおよび前記再充電可能バッテリーのうちの少なくとも1つに提供される、請求項1に記載の無人航空車両。

20

【請求項 3】

前記乗客コンパートメント内の温度、湿度、および酸素含有量のうちの1つ以上のものを制御するように構成される気候制御システムを含む、請求項1に記載の無人航空車両。

【請求項 4】

前記気候制御システムは、前記発電機モータおよび前記再充電可能バッテリーのうちの1つ以上のものから電気エネルギーを受け取る、請求項3に記載の無人航空車両。

【請求項 5】

前記乗客が前記無人航空車両を着陸させることを可能にするように構成される制御システムを含む、請求項1に記載の無人航空車両。

【請求項 6】

前記制御システムは、前記乗客から目的地を示す情報を受信するように構成される、請求項5に記載の無人航空車両。

30

【請求項 7】

前記制御システムは、遠隔制御センタから動作命令を受信するように構成される、請求項5に記載の無人航空車両。

【請求項 8】

乗客サイズのコンパートメントは、前記無人航空車両のフレームの上部側上に位置付けられる、請求項1に記載の無人航空車両。

【請求項 9】

乗客サイズのコンパートメントは、前記無人航空車両のフレームの底部側上に位置付けられる、請求項1に記載の無人航空車両。

40

【請求項 10】

乗客サイズのコンパートメントは、単一の人間の乗客を収容するようなサイズである、請求項1に記載の無人航空車両。

【請求項 11】

前記再充電可能バッテリーは、少なくとも最小量の電気エネルギーを提供するようなサイズである、請求項1に記載の無人航空車両。

【請求項 12】

気象条件を検出するように構成される気象センサを含む、請求項1に記載の無人航空車両。

50

【請求項 13】

前記気象センサによって検出されたデータに基づいて、飛行計画を自動的に修正するように構成される制御システムを含む、請求項 12 に記載の無人航空車両。

【請求項 14】

前記無人航空車両の 1 つ以上の構成要素の条件を検出するように構成されるセンサを含む、請求項 1 に記載の無人航空車両。

【請求項 15】

前記センサによって検出されたデータに基づいて、飛行計画を自動的に修正するように構成される制御システムを含む、請求項 14 に記載の無人航空車両。

【請求項 16】

エネルギー吸収コネクタを含み、前記ハイブリッド電力生成システムは、前記エネルギー吸収コネクタを通して前記無人航空車両のフレームに結合される、請求項 1 に記載の無人航空車両。

【請求項 17】

前記ハイブリッドエネルギー生成システムは、少なくとも 150 kW の電力を生成するように構成される、請求項 1 に記載の無人航空車両。

【請求項 18】

前記ハイブリッドエネルギー生成システムは、最大 1 MW の電力を生成するように構成される、請求項 1 に記載の無人航空車両。

【請求項 19】

前記発電機モータは、前記機関に堅く結合される、請求項 1 に記載の無人航空車両。

【請求項 20】

前記発電機モータは、金属板によって前記機関に結合される、請求項 1 に記載の無人航空車両。

【請求項 21】

前記機関は、2 ストローク往復ピストン機関、4 ストローク往復ピストン機関、ガスタービン、および回転機関のうちの 1 つ以上のものを含む、請求項 1 に記載の無人航空車両。

【請求項 22】

前記ハイブリッドエネルギー生成システムを冷却するように構成される冷却システムを含む、請求項 1 に記載の無人航空車両。

【請求項 23】

前記発電機モータは、永久磁石同期発電機、誘導発電機、およびスイッチトリラクタンス発電機のうちの 1 つ以上のものを含む、請求項 1 に記載の無人航空車両。

【請求項 24】

無人航空車両のための試験スタンドであって、

地面と接触するように配列される基部と、

前記基部から延在するフレームであって、前記フレームは、少なくとも第 1 の側部分および第 2 の側部分を含み、前記第 1 の側部分および前記第 2 の側部分は、その間に空間を画定する、フレームと、

前記フレームに摺動可能に取り付けられる 1 つ以上の搭載機構であって、前記 1 つ以上の搭載機構は、無人航空車両に添着するように構成され、その結果、前記無人航空車両は、試験飛行中、前記フレームに平行な方向において前記画定される空間内で摺動することを可能にされる、1 つ以上の搭載機構と

を含む、試験スタンド。

【請求項 25】

前記第 1 の側部分の上端部および前記第 2 の側部分の上端部に添着される、1 つ以上のクロスビームをさらに含む、請求項 24 に記載の試験スタンド。

【請求項 26】

前記基部は、複数の脚部を含む、請求項 24 に記載の試験スタンド。

10

20

30

40

50

- 【請求項 27】
前記複数の脚部は、地面に平行に存在する、請求項 26 に記載の試験スタンド。
- 【請求項 28】
前記複数の脚部は、前記複数の脚部の底端部が地面と接触し、前記複数の脚部の上端部が前記フレームに添着されるように、地面との角度を形成する、請求項 26 に記載の試験スタンド。
- 【請求項 29】
前記 1 つ以上の搭載機構のそれぞれは、
前記フレームにおいて形成される個別の軌道内に存在するように構成されるホイールと
、
前記ホイールを前記無人航空車両における対応するクリアランス孔に添着するように構成される締結具と
を含む、請求項 24 に記載の試験スタンド。
- 【請求項 30】
前記 1 つ以上の搭載機構は、マウントを含む、請求項 24 に記載の試験スタンド。
- 【請求項 31】
前記マウントは、少なくとも、その中に前記フレームの第 1 の側部分が存在する第 1 の開口と、その中に前記フレームの第 2 の側部分が存在する第 2 の開口とを含む、請求項 30 に記載の試験スタンド。
- 【請求項 32】
前記マウントは、前記無人航空車両上の受容機構に取り付けられるように構成されるクリップを含む、請求項 30 に記載の試験スタンド。
- 【請求項 33】
前記マウントは、前記無人航空車両に解放可能に取り付けられるように構成されるドッキングデバイスを含む、請求項 30 に記載の試験スタンド。
- 【請求項 34】
前記マウントおよび前記無人航空車両のうち的一方または両方は、地面との衝突を減衰するように構成される 1 つ以上の足部を含む、請求項 30 に記載の試験スタンド。
- 【請求項 35】
前記足部は、1 つ以上のばねを含む、請求項 34 に記載の試験スタンド。
- 【請求項 36】
前記足部は、力吸収材料を含む、請求項 34 に記載の試験スタンド。
- 【請求項 37】
前記第 1 の側部分は、前記基部から延在する 2 つのビームを含み、前記第 2 の側部分は、前記基部から延在する 2 つのビームを含む、請求項 24 に記載の試験スタンド。
- 【請求項 38】
前記フレームは、前記空間をさらに画定する 1 つ以上の付加的側部分を含む、請求項 24 に記載の試験スタンド。
- 【請求項 39】
前記試験スタンドは、他の試験スタンドに取り付けられ、複数の無人航空車両の飛行を試験するための試験スタンドシステムを形成するように構成される、請求項 24 に記載の試験スタンド。
- 【請求項 40】
複数の無人航空車両のための試験スタンドシステムであって、
複数の試験スタンドであって、それぞれ、
地面と接触するように配列される基部と、
前記基部から延在するフレームであって、前記フレームは、少なくとも第 1 の側部分および第 2 の側部分を含み、前記第 1 の側部分および前記第 2 の側部分は、その間に空間を画定する、フレームと、
前記フレームに摺動可能に取り付けられる 1 つ以上の搭載機構であって、前記 1 つ以

上の搭載機構は、無人航空車両に添着するように構成され、その結果、前記無人航空車両は、試験飛行中、前記フレームに平行な方向において摺動することを可能にされる、1つ以上の搭載機構と、

を含む、複数の試験スタンド

を含み、

各基部は、前記複数の試験スタンドの基部をともに固定するための1つ以上の機構を含む、試験スタンドシステム。

【請求項41】

各試験スタンドはさらに、前記第1の側部分の上端部および前記第2の側部分の上端部に添着されるクロスビームを含む、請求項40に記載の試験スタンドシステム。

10

【請求項42】

複数のジョイントをさらに含み、前記複数のジョイントのそれぞれは、前記試験スタンドのうちの1つのクロスビームを前記試験スタンドのうちの別の1つのクロスビームに接続する、請求項41に記載の試験スタンドシステム。

【発明の詳細な説明】

【背景技術】

【0001】

(優先権主張)

本願は、2016年5月20日に出願された米国特許出願第62/339,284号、2016年5月13日に出願された米国特許出願第62/335,938号、および2017年2月13日に出願された米国特許出願第62/458,163号に対する優先権を主張するものであり、これらの出願の全ての内容は、参照によりその全体として本明細書中に援用される。

20

【0002】

マルチロータ無人航空車両(UAV)が、ロータモータと、各ロータモータに結合される1つ以上のプロペラと、電子速度コントローラと、飛行制御システム(オートパイロット)と、遠隔制御(RC)無線制御装置と、フレームと、リチウムポリマー(LiPo)または類似するタイプの再充電可能バッテリー等の再充電可能バッテリーとを含み得る。マルチロータUAVは、垂直離着陸(VTOL)を実施することができ、単一ロータ航空車両と同様の操縦性を伴う空中制御が可能である。

30

【発明の概要】

【課題を解決するための手段】

【0003】

ある側面では、無人航空車両が、少なくとも1つのプロペラを駆動し、回転させるように構成される、少なくとも1つのロータモータと、人間または動物の乗客を収容するようなサイズの乗客コンパートメントと、電気エネルギーを少なくとも1つのロータモータに提供し、人間または動物の乗客を搬送するために十分な揚力を生成するように構成される、ハイブリッド発電機システムとを含む。ハイブリッド発電機システムは、電気エネルギーを少なくとも1つのロータモータに提供するように構成される、再充電可能バッテリーと、機械的エネルギーを生成するように構成される、機関と、

40

【0004】

機関に結合され、機関によって生成される機械的動力から電気エネルギーを生成するように構成される、発電機モータとを含む。

【0005】

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。

【0006】

発電機モータによって生成される電気エネルギーは、ロータモータおよび再充電可能バッテリーのうちの少なくとも1つに提供される。

【0007】

無人航空車両は、乗客コンパートメント内の温度、湿度、および酸素含有量のうちの1

50

つ以上のものを制御するように構成される、気候制御システムを含む。気候制御システムは、発電機モータおよび再充電可能バッテリーのうちの1つ以上のものから電気エネルギーを受け取る。

【0008】

無人航空車両は、乗客が無人航空車両を着陸させることを可能にするように構成される、制御システムを含む。制御システムは、乗客から目的地を示す情報を受信するように構成される。制御システムは、遠隔制御センタから動作命令を受信するように構成される。

【0009】

乗客サイズのコンパートメントは、無人航空車両のフレームの上部側上に位置付けられる。

10

【0010】

乗客サイズのコンパートメントは、無人航空車両のフレームの底部側上に位置付けられる。

【0011】

乗客サイズのコンパートメントは、単一の人間の乗客を収容するようなサイズである。

【0012】

再充電可能バッテリーは、少なくとも最小量の電気エネルギーを提供するようなサイズである。

【0013】

無人航空車両は、気象条件を検出するように構成される気象センサを含む。

20

【0014】

無人航空車両は、気象センサによって検出されたデータに基づいて、飛行計画を自動的に修正するように構成される制御システムを含む。

【0015】

無人航空車両は、無人航空車両の1つ以上の構成要素の条件を検出するように構成されるセンサを含む。無人航空車両は、センサによって検出されたデータに基づいて、飛行計画を自動的に修正するように構成される制御システムを含む。

【0016】

無人航空車両は、エネルギー吸収コネクタを含み、ハイブリッド電力生成システムは、エネルギー吸収コネクタを通して無人航空車両のフレームに結合される。

30

【0017】

ハイブリッドエネルギー生成システムは、少なくとも150kWの電力を生成するように構成される。

【0018】

ハイブリッドエネルギー生成システムは、最大1MWの電力を生成するように構成される。

【0019】

発電機モータは、機関に堅く結合される。

【0020】

発電機モータは、金属板によって機関に結合される。

40

【0021】

機関は、2ストローク往復ピストン機関、4ストローク往復ピストン機関、ガスタービン、および回転機関のうちの1つ以上のものを含む。

【0022】

無人航空車両は、ハイブリッドエネルギー生成システムを冷却するように構成される、冷却システムを含む。

【0023】

発電機モータは、永久磁石同期発電機、誘導発電機、およびスイッチトリラクタンス発電機のうちの1つ以上のものを備える。

【0024】

50

ある側面では、無人航空車両のための試験スタンドが、地面と接触するように配列される基部を含む。試験スタンドはまた、基部から延在するフレームを含む。フレームは、その間に空間を画定する、少なくとも第1の側部分および第2の側部分を含む。試験スタンドはまた、フレームに摺動可能に取り付けられる1つ以上の搭載機構を含む。1つ以上の搭載機構は、無人航空車両に添着するように構成され、その結果、無人航空車両は、試験飛行中、フレームに平行な方向において画定される空間内で摺動することを可能にされる。

【0025】

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。

【0026】

試験スタンドはまた、第1の側部分の上端部および第2の側部分の上端部に添着される、1つ以上のクロスビームを含む。

【0027】

基部は、複数の脚部を含む。

【0028】

複数の脚部は、地面に平行に存在する。

【0029】

複数の脚部は、複数の脚部の底端部が地面と接触し、複数の脚部の上端部がフレームに添着されるように、地面との角度を形成する。

【0030】

1つ以上の搭載機構はそれぞれ、フレームにおいて形成される個別の軌道内に存在するように構成される、ホイールと、ホイールを無人航空車両における対応するクリアランス孔に添着するように構成される、締結具とを含む。

【0031】

1つ以上の搭載機構は、マウントを含む。

【0032】

マウントは、少なくとも、その中にフレームの第1の側部分が存在する第1の開口と、その中にフレームの第2の側部分が存在する第2の開口とを含む。

【0033】

マウントは、無人航空車両上の受容機構に取り付けられるように構成されるクリップを含む。

【0034】

マウントは、無人航空車両に解放可能に取り付けられるように構成されるドッキングデバイスを含む。

【0035】

マウントおよび無人航空車両のうちの一方または両方は、地面との衝突を減衰するように構成される、1つ以上の足部を含む。

【0036】

足部は、1つ以上のばねを含む。

【0037】

足部は、力吸収材料を含む。

【0038】

足部は、テニスボールを含む。

【0039】

第1の側部分は、基部から延在する2つのビームを含み、第2の側部分は、基部から延在する2つのビームを含む。

【0040】

フレームは、空間をさらに画定する、1つ以上の付加的側部分を含む。

【0041】

試験スタンドは、他の試験スタンドに取り付けられ、複数の無人航空車両の飛行を試験

10

20

30

40

50

するための試験スタンドシステムを形成するように構成される。

【0042】

ある側面では、複数の無人航空車両のための試験スタンドシステムが、複数の試験スタンドを含む。試験スタンドはそれぞれ、地面と接触するように配列される基部を含む。試験スタンドはそれぞれまた、基部から延在するフレームを含む。フレームは、その間に空間を画定する、少なくとも第1の側部分および第2の側部分を含む。試験スタンドはそれぞれまた、フレームに摺動可能に取り付けられる1つ以上の搭載機構を含む。1つ以上の搭載機構は、無人航空車両に添着するように構成され、その結果、無人航空車両は、試験飛行中、フレームに平行な方向において摺動することを可能にされる。各基部は、複数の試験スタンドの基部をともに固定するための1つ以上の機構を含む。

10

【0043】

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。

【0044】

各試験スタンドはまた、第1の側部分の上端部および第2の側部分の上端部に添着されるクロスビームを含む。

【0045】

試験スタンドシステムはまた、それぞれ、試験スタンドのうちの1つのクロスビームを試験スタンドのうちの別の1つのクロスビームに接続する、複数のジョイントを含む。

【図面の簡単な説明】

【0046】

20

【図1】図1および2は、乗客搬送UAVの図である。

【図2】図1および2は、乗客搬送UAVの図である。

【0047】

【図3】図3は、乗客コンパートメントの図である。

【0048】

【図4】図4Aおよび4Bは、制御インターフェースの図である。

【0049】

【図5】図5は、例示的ハイブリッド発電機システムの図を描写する。

【0050】

【図6】図6は、ハイブリッド発電機システムの側面斜視図を描写する。

30

【0051】

【図7A】図7Aは、ハイブリッド発電機の側面図を描写する。

【0052】

【図7B】図7Bは、ハイブリッド発電機の分解側面図を描写する。

【0053】

【図8】図8は、ハイブリッド発電機システムの斜視図である。

【0054】

【図9】図9は、ハイブリッド発電機システムと統合されるUAVの斜視図である。

【0055】

【図10】図10は、異なるUAV電源のエネルギー密度を比較するグラフを描写する。

40

【0056】

【図11】図11は、UAVに関する市場潜在性対UAVに結合されたときの1つ以上の実施形態のハイブリッド発電機システムが達成することが可能である例示的2時間+の飛行時間に関する飛行時間と、UAVのためのハイブリッド発電機システムに関する総合的市場潜在性対耐久性の実施例とのグラフを描写する。

【0057】

【図12】図12は、ハイブリッド発電機システムを伴うUAVの例示的飛行パターンを示す。

【0058】

【図13】図13は、取外可能サブシステムを伴うハイブリッド発電機システムの図を描

50

写する。

【0059】

【図14】図14Aは、UAVの一部として統合される取外可能サブシステムを伴うハイブリッド発電機システムの図を描写する。図14Bは、地上ロボットの一部として統合される取外可能サブシステムを伴うハイブリッド発電機システムの図を描写する。

【0060】

【図15】図15は、動作時の取外可能飛行バックを伴う地上ロボットを示す。

【0061】

【図16】図16は、ハイブリッド発電機システムの制御システムを示す。

【0062】

【図17】図17-19は、UAVの図である。

【図18】図17-19は、UAVの図である。

【図19】図17-19は、UAVの図である。

【0063】

【図20】図20および21は、ハイブリッド発電機システムの一部の図である。

【図21】図20および21は、ハイブリッド発電機システムの一部の図である。

【0064】

【図22】図22Aおよび22Bは、ハイブリッド発電機システムの一部の図である。

【0065】

【図23】図23は、機関の一部の図である。

【0066】

【図24】図24は、UAVと併用するための試験スタンドの実施例を示す。

【0067】

【図25】図25は、UAVに添着するように構成される搭載機構の実施例を示す。

【0068】

【図26】図26は、UAVに添着するように構成される搭載機構の別の実施例を示す。

【0069】

【図27】図27は、UAVの斜視図を示す。

【0070】

【図28】図28は、UAVと併用するための試験スタンドの別の実施例を示す。

【0071】

【図29】図29は、複数のUAVと併用するための試験スタンドシステムの実施例を示す。

【発明を実施するための形態】

【0072】

ここで、ハイブリッド発電機によって給電され、例えば、短距離二地点間乗客輸送のために使用され得る、無人航空車両(UAV)を説明する。これらの乗客搬送UAVは、輸送中に1人以上の乗客を収容するための乗客コンパートメントを含む。これらの乗客搬送UAVのハイブリッド発電機は、乗客および彼の個人的アイテムを搬送するために十分な揚力を生成するために(例えば、出力電力、負荷性能等に関して)スケール変更され、乗客の安全性を確実にするために十分な冗長性ととも設計されることができる。

【0073】

図1を参照すると、いくつかの実施例では、乗客搬送UAV100が、単一の乗客を搬送するようなサイズの乗客コンパートメント102を含む。乗客コンパートメント102は、UAVのフレーム104の上方に位置付けられる。乗客搬送UAV100は、下記により詳細に説明されるように、それぞれ、プロペラ108に結合される複数のロータ106を含む、ハイブリッド発電機システムを含む。プロペラ108は、乗客搬送UAV100および乗客コンパートメント102の内容物(例えば、人物およびスーツケース等のその人物の個人的アイテム)を搬送するために十分な揚力を生成する。図2を参照すると、いくつかの実施例では、乗客コンパートメント202が、乗客搬送UAV200のフレー

10

20

30

40

50

ム 204 の下方に位置付けられることができる。

【0074】

図1および2の実施例では、UAV100、200は、単一の乗客を搬送するようなサイズの乗客コンパートメント102、202を含む。いくつかの実施例では、乗客コンパートメント102、202は、2人、3人、4人、5人、または別の数の乗客等の複数の乗客を搬送するようなサイズであることができる。乗客コンパートメント102、202が複数の乗客を搬送するようなサイズであるとき、ハイブリッド発電機は、複数の乗客のより多い重量を搬送するために、より多い量の揚力を生成するように構成されることができる。例えば、ハイブリッド発電機は、より大きいモータおよびプロペラ、より多い数のロータおよびプロペラを含むことができる、より多い量の電力を生成するように構成される機関を含むことができる等である。

10

【0075】

図3を参照すると、乗客コンパートメント102の内部は、乗客の快適性および/または安全性のためのアメニティを含むことができる。例えば、乗客コンパートメント102は、シートベルト302を伴う座席300、乗客コンパートメント102の内部を快適な温度、湿度、および/または酸素含有量において維持するための気候制御システム304、オーディオまたはビデオシステム、コンピューティングデバイス等のエンターテインメントシステム306、1つ以上のライト308、乗客の個人的な所持品のための貯蔵スペース310、もしくは他のアメニティを含むことができる。乗客コンパートメント102は、無線インターネットシステム、それを通して乗客が遠隔制御センタと通信し得る無線システム、または他のタイプの通信能力等の通信システム312を具備することができる。

20

【0076】

いくつかの実施例では、制御インターフェースが、乗客コンパートメントの内部に格納される。制御インターフェースは、乗客がUAV100の動作に対する可変制御度を有することを可能にすることができる。図4Aを参照すると、いくつかの実施例では、限定された制御インターフェース316が、乗客に、UAVの動作を制御するための限定された能力のみを提供する。例えば、限定された制御インターフェース316は、通信システム312の一部（例えば、スピーカ318およびマイクロホン320）と、乗客が緊急事態（例えば、医療的緊急事態、機器故障、または別の理由）においてUAVを迅速に着陸させるために押し得る緊急ボタン322とを含む。限定された制御インターフェース316を具備するUAVの動作は、主として、遠隔制御センタによって制御されることができ、これは、目的地の座標または住所をUAVに伝送する、飛行を開始する、または他の制御タスクを実施することができる。図4Bを参照すると、いくつかの実施例では、制御インターフェース324が、乗客に付加的制御能力を提供することができる。例えば、制御インターフェース324は、乗客が目的地の座標または住所を入力し得るスクリーン326（例えば、タッチ感受性スクリーン）および乗客が飛行を開始するために押し得る始動ボタン328の付加的特徴を含む。

30

【0077】

ここで説明される乗客搬送UAVは、乗客および彼の個人的アイテムを搬送するために十分な揚力を生成するようなサイズのハイブリッド発電機システムによって給電される。例えば、ハイブリッド発電機システムは、最大約200ポンド、最大約250ポンド、最大約300ポンド、または別の重量を搬送するようなサイズであることができる。いくつかの実施例では、大きい安全公差が、ハイブリッド発電機システムに設計されることができる。例えば、ハイブリッド発電機システムは、UAVの動作中、乗客コンパートメントにおいて許容される重量よりも多くの重量を搬送するようなサイズであることができる。

40

【0078】

ここで説明される乗客搬送UAVに給電するハイブリッド発電機システムは、乗客の安全性を確実にするために、冗長性ととも設計されることができる。例えば、マルチロータUAVは、ロータまたはプロペラのうちの1つ以上のものが停止するときであっても、安全に飛行するように設計されることができる。UAVは、機関故障の場合にUAVが安

50

全に着陸することを可能にするために十分な電力を提供するために、大型バッテリーを具備することができる。UAVは、航行センサ、大気もしくは気象センサ、または他のタイプのセンサ等のセンサを利用し、例えば、危険な飛行条件を予測および/または回避するために、風況を検出する、その自身の健康状態を監視する、または他の監視を実施することができる。バッテリーシステムおよび電気制御装置は、一次機関電力の喪失の場合に自動的にかつシームレスにシステム電力を提供するように設計されることができる。これが起こると、乗客搬送UAVは、最も近接する緊急着陸地点における安全な着陸のために方向転換されることができる。動作のエリア内で、緊急着陸地点が、定義されることができ、バッテリーパックは、動作の全ての場合に、乗客搬送UAVがバッテリー電力下で緊急着陸地点に到達するために十分なエネルギーが常時存在し得るようなサイズであることができる。

10

【0079】

センサアレイは、局地的気象条件を監視し、安全ではない条件（強風、過剰な周囲温度、大雨、または低可視性）の場合に飛行を禁止する、または気象条件が変化する場合に既存の飛行計画を終了する、もしくは飛行計画を修正するために使用されることができる。センサアレイはまた、重要な飛行構成要素の性能を監視し、安全な動作を確実にし、要求される保守を監視するために使用されることができる。例えば、プロペラモータ上の温度センサは、動作温度対負荷を監視するために使用されることができる。モータ動作温度が、事前定義された範囲外にある場合、モータは、次の飛行に先立つ検査のためにフラグ化されるであろう。いくつかの実施例では、既存の飛行計画が、飛行構成要素の性能の監視の結果に基づいて、修正または終了されることができる。

20

【0080】

具体的実施例では、最大100kgの重量である単一の乗客および個人的アイテムを搬送するようなサイズのUAVは、約250kg～約350kgの重量であり、約50kg～約150kgの燃料を搬送する。そのようなUAVは、飛行するために約125kWの電力を利用し、したがって、約150kWの機械的動力を生産することが可能な機関を利用する。

【0081】

機関は、2ストローク往復ピストン機関、4ストローク往復ピストン機関、ガスタービン、回転機関、または別のタイプの機関であり得る。

【0082】

乗客搬送UAVは、従来の輸送インフラストラクチャを使用して、低人口のエリアまたはアクセスすることが困難なエリアへの、もしくはそれからの短距離二地点間輸送のために人物を輸送するために使用されることができる。ある実施例では、乗客搬送UAVは、列島における、例えば、日本、ハワイ、フィリピン、または密接に離間された島を有する他の地域の島間の島間輸送のために使用されることができる。乗客搬送UAVは、定期的な商業的航空サービスを正当化するために十分な人口を有していない、またはその地理が標準的な空港を実現困難にする島、町、もしくは地域に航空輸送サービスを提供するために使用されることができる。乗客搬送UAVは、短距離都市交通のために使用され、例えば、交通パターンまたは遅延を受けないタクシーとして作用することができる。いくつかの事例では、UAVは、特定の施設または会場内の人員移動を補助し、例えば、個人を空

30

40

【0083】

いくつかの実施例では、乗客搬送UAVの乗客コンパートメントは、家畜または野生動物の輸送等の動物輸送のために好適であるように修正されることができる。例えば、牛がその牧場から遠くで放牧されている間に病気になった場合、牛は、家畜輸送に関して具備した乗客搬送UAV上に荷積され、処置のためにその牧場または獣医施設に戻されることができる。同様に、野生において遭遇した損傷した絶滅寸前の動物も、乗客搬送UAV上に荷積され、処置のために動物園または獣医施設に輸送され、続けて、その野生環境に戻されることができる。

50

【0084】

UAV100は、ポータブルハイブリッド発電機電源にエネルギー変換効率を提供するハイブリッド発電機システムによって給電されることができる。UAV用途では、ハイブリッド発電機システムは、車両、ハイブリッド発電機駆動装置、および使用される燃料の重量を克服し、UAV用途において拡張された耐久性および有効荷重能力を提供するために使用されることができる。

【0085】

ハイブリッド発電機システムは、2つの別個の電力システムを含むことができる。ハイブリッド発電機システムの一部として含まれる第1の電力システムは、発電機モータに結合される小型かつ効率的なガソリン動力機関であり得る。第1の電力システムは、ハイブリッド発電機システムの一次電源としての役割を果たすことができる。ハイブリッド発電機システムの一部として含まれる第2の電力システムは、高エネルギー密度再充電可能バッテリーであり得る。ともに、第1の電力システムおよび第2の電力システムは、組み合わせられ、高エネルギー連続電源を形成し、UAVのための、および、ナビゲーション、データ処理、データ記憶、通信、または他の能力のためのコンポーネント等のUAV上に格納される他のコンポーネントのための高ピーク電力可用性を伴う。いくつかの実施例では、第1の電力システムおよび第2の電力システムのうちの一方は、他方の電力システムが故障を被る場合、ハイブリッド発電機システムのバックアップ電源としての役割を果たすことができる。

【0086】

図5は、例示的ハイブリッド発電機システム500の図を描写する。ハイブリッド発電機システム500は、燃料源502、例えば、ガソリン、ガソリンおよび油混合物の混合物、または類似するタイプの燃料もしくは混合物を貯蔵するための容器を含む。燃料源502は、燃料を第1の電力システムの機関504に提供する。機関504は、燃料源502によって提供される燃料を使用し、機械的エネルギーを生成することができる。一実施例では、機関504は、約12インチ×11インチ×6インチの寸法および約3.5ポンドの重量を有し、UAV内への統合を可能にすることができる。一実施例では、機関504は、Zenoah(1-9 Minamidai Kawagoe, Saitama 350-2025, Japan)から利用可能なHWC/Zenoah G29 RCE 3D Extremeであり得る。ハイブリッド発電機システム500はまた、機関504に結合される発電機モータ506を含む。発電機モータ506は、機関504によって生成される機械的動力を使用して、AC出力電力を生成するように機能する。いくつかの実施例では、機関504のシャフトは、機関504から離れるように熱を放散するファンを含む。いくつかの実施例では、発電機モータ506は、ポリウレタン結合具を通して機関504に結合される。

【0087】

いくつかの実施例では、ハイブリッド発電機システム500は、1.8kWの電力を提供することができる。ハイブリッド発電機システム500は、約3馬力を提供し、約1.5kgの重量である機関504、例えば、Zenoah(R) G29 RCE Extreme機関を含むことができる。ハイブリッド発電機システム500は、Scorpion Precision Industry(R)から利用可能なブラシレスモータ(380Kv、8mmシャフト、部品番号5035-380)である、発電機モータ506を含むことができる。1.8kWの電力を提供するハイブリッド発電機システム500は、約6,000rpmのRPM出力で動作することができる。

【0088】

いくつかの実施例では、ハイブリッド発電機システム500は、10kWの電力を提供することができる。ハイブリッド発電機システム500は、約15~16.5馬力を提供し、約7ポンドの重量である機関504、例えば、Desert Aircraft(R) D-150を含むことができる。ハイブリッド発電機システム500は、Joby Motors(R) JM1モータである発電機モータ506を含むことができる。10

10

20

30

40

50

k Wの電力を提供するハイブリッド発電機システム500は、約6,000rpm等の高RPM出力で動作することができ、良好な信頼性および長い寿命を呈することができる。10kWの電力を提供するハイブリッド発電機システム500は、貨物輸送、監視、またはデータ収集および/もしくは処理のためのUAV等の無人UAVのために好適であり得る。

【0089】

いくつかの実施例では、ハイブリッド発電機システム500は、100kWの電力を提供することができる。いくつかの実施例では、ハイブリッド発電機システム500は、約120kW、150kW、200kW、300kW、400kW、500kW、600kW、700kW、800kW、900kW、または1MWの電力等の最大1MWの電力を提供することができる。例えば、ハイブリッド発電機システム500は、120kW発電機に結合されるContinental Diesel CD-155ピストン機関またはLycoming iE2ピストン機関を含むことができる。発電機は、永久磁石同期発電機、誘導発電機、スイッチトリラクタンス発電機、または他のタイプの回転発電機のうちの1つ以上のものであり得る。120kWの電力を提供するハイブリッド発電機システム500は、有人または乗客搬送UAVのために好適であり得る。

10

【0090】

ハイブリッド発電機システム500は、ブリッジ整流器508と、再充電可能バッテリー510を含む。ブリッジ整流器508は、発電機モータ506と再充電可能バッテリー510との間に結合され、発電機モータ506のAC出力をDC電力に変換し、再充電可能バッテリー510を充電する、またはDC電力をライン520によって負荷518に提供する、もしくは電力をライン524によってDC/ACインバータ522に提供し、AC電力を負荷526に提供する。再充電可能バッテリー510は、DC電力をライン530によって負荷528に提供する、またはライン534によってDC/ACインバータ532に提供し、AC電力を負荷536に提供し得る。一実施例では、ハイブリッド発電機システム500のブリッジ整流器508および/または再充電可能バッテリー510の出力は、ライン538によって、UAVの一部として1つ以上のロータモータ516内に統合される1つ以上の電子速度制御デバイス(ESC)514に提供される。ESC514は、発電機モータ506によって提供される1つ以上のロータモータにブリッジ整流器508および/または再充電可能バッテリー510によって提供されるDC電力を制御することができる。一実施例では、ESC514は、SimonKを伴うT-Motor(R) ESC 45A(2-6S)であり得る。一実施例では、ブリッジ整流器508は、Microsemi Power Products Group(R)から利用可能なモデル番号MSD100-08のダイオードブリッジ800V 100A SM3であり得る。いくつかの実施例では、能動整流が、ハイブリッド発電機システムの効率を改良するために適用されることができる。

20

30

【0091】

いくつかの実施例では、ESC514は、オペレータから受信される入力に応答して、1つ以上のロータモータ516に提供される電力量を制御することができる。例えば、オペレータが、UAVを右に移動させる入力を提供する場合、ESC514は、UAVの右側のロータモータ516により少ない電力を提供し、ロータモータに、UAVの左側のプロペラよりもUAVの右側のプロペラを遅く急回転させることができる。電力が可変レベルにおいて1つ以上のロータモータ516に提供されるため、負荷、例えば、1つ以上のロータモータ516に提供される電力量は、オペレータから受信される入力に応答して変化することができる。

40

【0092】

いくつかの実施例では、再充電可能バッテリー510は、Pulse Ultra LiPo(R)(China)から利用可能であり、3000mAh、22.2V 65Cを提供する、LiPoバッテリー(Model PLU65-30006)であり得る。他の設計では、再充電可能バッテリー510は、リチウム硫黄(LiSu)再充電可能バッテリー

50

または類似するタイプの再充電可能バッテリーであり得る。

【0093】

ハイブリッド発電機システム500は、電子制御ユニット(ECU)512を含む。 ECU512および本文書に説明される他の適用可能なシステムは、コンピュータシステム、複数のコンピュータシステム、またはコンピュータシステムもしくは複数のコンピュータシステムの一部として実装されることができる。概して、コンピュータシステムは、プロセッサ、メモリ、不揮発性記憶装置、およびインターフェースを含むであろう。典型的なコンピュータシステムは、通常、少なくともプロセッサ、メモリ、およびメモリをプロセッサに結合するデバイス(例えば、バス)を含むであろう。プロセッサは、例えば、マイクロプロセッサ等の汎用中央処理ユニット(CPU)またはマイクロコントローラ等の専用プロセッサであり得る。

10

【0094】

メモリは、実施例として、限定ではないが、ダイナミックRAM(DRAM)およびスタティックRAM(SRAM)等のランダムアクセスメモリ(RAM)を含むことができる。メモリは、ローカルである、遠隔である、または分散されることができる。バスはまた、プロセッサを不揮発性記憶装置に結合することができる。不揮発性記憶装置は、多くの場合、磁気フロッピもしくはハードディスク、磁気光学ディスク、光学ディスク、CD-ROM、EPROM、もしくはEEPROM等の読取専用メモリ(ROM)、磁気もしくは光学カード、または大量のデータのための別の形態の記憶装置である。本データの一部は、多くの場合、ダイレクトメモリアクセスプロセスによって、コンピュータシステム上のソフトウェアの実行中にメモリに書き込まれる。不揮発性記憶装置は、ローカルである、遠隔である、または分散されることができる。不揮発性記憶装置は、システムがメモリ内で利用可能な全ての適用可能なデータを用いて作成され得るため、随意である。

20

【0095】

ソフトウェアは、典型的には、不揮発性記憶装置内に記憶される。実際には、大きいプログラムに関して、プログラム全体をメモリ内に記憶することは、全く可能ではない場合がある。それにもかかわらず、ソフトウェアが起動するために、必要に応じて、これが、処理のために適切なコンピュータ可読場所に移動され、例証を目的として、その場所は、本文書においてメモリと称されることを理解されたい。ソフトウェアが実行のためにメモリに移動されているときであっても、プロセッサは、典型的には、ソフトウェアと関連付けられる値を記憶するためのハードウェアレジスタと、理想的には、実行を高速化する役割を果たすローカルキャッシュとを利用するであろう。本明細書で使用されるように、ソフトウェアプログラムが、「コンピュータ可読記憶媒体内に実装される」と称されるとき、ソフトウェアプログラムは、適用可能な公知の、または都合のよい場所に(不揮発性記憶装置からハードウェアレジスタに)記憶されると仮定される。プログラムと関連付けられる少なくとも1つの値が、プロセッサによって可読であるレジスタ内に記憶されるとき、プロセッサは、「プログラムを実行するように構成される」と見なされる。

30

【0096】

動作の一実施例では、コンピュータシステムが、ディスクオペレーティングシステム等のファイル管理システムを含むソフトウェアプログラムである、オペレーティングシステムソフトウェアによって制御されることができる。関連付けられるファイル管理システムソフトウェアを伴うオペレーティングシステムソフトウェアの一実施例は、Microsoft Corporation(Redmond , Washington)からのWindows(登録商標)として公知の一連のオペレーティングシステムおよびその関連付けられるファイル管理システムである。その関連付けられるファイル管理システムソフトウェアを伴うオペレーティングシステムソフトウェアの別の実施例は、Linux(登録商標)オペレーティングシステムおよびその関連付けられるファイル管理システムである。ファイル管理システムは、典型的には、不揮発性記憶装置内に記憶され、プロセッサに、オペレーティングシステムによって要求される種々の行為を実行させ、データを入出力し、不揮発性記憶装置上にファイルを記憶することを含め、データをメモリ内に記憶す

40

50

る。

【0097】

バスはまた、プロセッサをインターフェースに結合することができる。インターフェースは、1つ以上の入力および/もしくは出力(I/O)デバイスを含むことができる。I/Oデバイスは、実施例として、限定ではないが、キーボード、マウスまたは他のポインティングデバイス、ディスクドライブ、プリンタ、走査装置、およびディスプレイデバイスを含む他のI/Oデバイスを含むことができる。ディスプレイデバイスは、実施例として、限定ではないが、ブラウン管(CRT)、液晶ディスプレイ(LCD)、またはいくつかの他の適用可能な公知の、もしくは都合のよいディスプレイデバイスを含むことができる。インターフェースは、モデムまたはネットワークインターフェースのうちの1つ以上のものを含むことができる。モデムまたはネットワークインターフェースは、コンピュータシステムの一部であると見なされ得ることを理解されたい。インターフェースは、アナログモデム、isdnモデム、ケーブルモデム、トークンリングインターフェース、イーサネット(登録商標)インターフェース、衛星伝送インターフェース(例えば、「ダイレクトPC」)、またはコンピュータシステムを他のコンピュータシステムに結合するための他のインターフェースを含むことができる。インターフェースは、コンピュータシステムおよび他のデバイスが、ネットワーク内でともに結合されることを可能にする。

10

【0098】

コンピュータシステムが、モジュールとして、モジュールの一部として、または複数のモジュールを通して実装されることができる。本文書で使用されるように、モジュールは、1つ以上のプロセッサもしくはその一部を含む。1つ以上のプロセッサの一部は、レジスタのサブセット、マルチスレッドプロセッサの1つ以上のスレッドの専用であるプロセッサの一部、その間にプロセッサがモジュールの機能性の一部を実行することに完全に、もしくは部分的に専用であるタイムスライス、または同等物等の任意の所与の1つ以上のプロセッサを備えるハードウェアの全てよりも少ないハードウェアの一部を含むことができる。したがって、第1のモジュールおよび第2のモジュールが、1つ以上の専用プロセッサを有することができる、または第1のモジュールおよび第2のモジュールが、相互に、もしくは他のモジュールと1つ以上のプロセッサを共有することができる。実装特有または他の考慮事項に応じて、モジュールは、集中される、またはその機能性は、分散されることができる。モジュールは、ハードウェア、ファームウェア、またはプロセッサによる実行のためにコンピュータ可読媒体内で具現化されるソフトウェアを含むことができる。プロセッサは、本文書の図を参照して説明されるもの等の実装されるデータ構造および方法を使用して、データを新しいデータに変換する。

20

30

【0099】

ECU512は、ブリッジ整流器508および再充電可能バッテリー510に結合される。ECU512は、機関504の1分あたり回転数(RPM)に正比例する、発電機モータ506の出力のAC電圧を測定するように構成されることができ、これをブリッジ整流器508のDC電力出力と比較する。ECU512は、機関504のスロットルを制御し、負荷、例えば、1つ以上の電気モータ516の負荷または負荷518、526、528、および536のうちの一つ以上のものが変化するにつれて、ブリッジ整流器508のDC電力出力を増加または減少させることができる。一実施例では、ECU512は、Chinaから利用可能なArduino(R) MEGA 2560 Board R3であり得る。種々の実施形態では、1つ以上の電気モータ516の負荷は、ESC514が電気モータ516に提供される電力量を変化させるにつれて変化することができる。例えば、ユーザが、電気モータ516に提供される電力を増加させるように入力し、続けて、ESC514に、より多くの電力を電気モータ516に提供させる場合、ECU512は、機関504のスロットルを増加させ、より多くの電力の生産物を電気モータ516に提供させることができる。

40

【0100】

ECU512は、感知されたアナログ電圧を読み取り、これらをADCカウントに変換

50

し、カウントを所望の電圧に対応するものと比較し、結果が不感帯外である場合、プログラムされた利得に従って機関504のスロットルを増加または減少させることによって、負荷の電圧出力を維持するように機能することができる。

【0101】

一実施例では、ハイブリッド発電機システム500は、約1,800ワットの連続電力、10,000ワットの瞬間電力（例えば、16,000mAhパルスバッテリーで6S）を提供することができる、1,500Wh/kgのガソリン変換率を有する。一実施例では、ハイブリッド発電機システム500は、約12インチ×12インチ×12インチの寸法および約8ポンドの重量を有する。

【0102】

図6は、ハイブリッド発電機システム500の側面斜視図を描写する。図7Aは、ハイブリッド発電機500の側面図を描写する。図7Bは、ハイブリッド発電機500の分解側面図を描写する。ハイブリッド発電機システム500は、発電機モータ506に結合される機関504を含む。一実施形態では、機関504は、機関504のシャフトへの発電機モータ506のシャフトの結合を提供し、また、シンクフィン604を用いて冷却を提供する、結合/冷却デバイス602を含む。例えば、図7Aおよび7Bは、発電機モータ506のシャフト706および機関504のシャフト708を結合する止めねじ704を伴う結合具/ファン702を含む、結合/冷却デバイス602の一実施形態をさらに詳細に示す。結合/冷却デバイス602はまた、ゴム結合リング2202（図22A）を含み得る。

【0103】

種々の実施形態では、ハイブリッド発電機システム500は、ハイブリッド発電機システム500から離れるような熱の伝達を促進するための構成要素を含む、および/または熱を生産する構成要素にわたって空気流を増加させるために、UAV内に統合される。例えば、ハイブリッド発電機システム500は、ハイブリッド発電機システムから離れるように熱を伝達させるために、具体的構成要素、例えば、整流器上に冷却フィンを含むことができる。種々の実装では、ハイブリッド発電機システム500は、熱がUAVの外部に向かって伝達されるようにするために、構成要素を含み、UAV内に統合される。

【0104】

種々の実施形態では、ハイブリッド発電機システム500および/またはハイブリッド発電機システム500を統合するUAVは、ハイブリッド発電機システム500の少なくとも1つの構成要素を横断する1分あたり406立方フィートの空気流を可能にするように構成される。ハイブリッド発電機システム500の機関504は、動作温度150において起動されることができ、ハイブリッド発電機システム10の周囲温度にある場合、機関506によって生成される熱を除去するために、1分あたり406立方フィートの空気流が、少なくとも機関506を横断して達成される。さらに、種々の実施形態では、機関506は、16.5馬力において動作され、49.2kWの廃熱を生成し、例えば、機関の各ヘッドは、24.6kWの廃熱を生産する。種々の実施形態では、ハイブリッド発電機システム500の機関506の機関ヘッドは、機関ヘッドにわたって空気流を集中させるために、電気ダクトファンに結合される。例えば、1分あたり406立方フィートの空気流が、電気ダクトファンを使用して、機関506の機関ヘッドにわたって達成されることができる。

【0105】

種々の実施形態では、ハイブリッド発電機システム500は、二重振動減衰システムを使用して、UAVの一部として統合される。ハイブリッド発電機システムの機関506は、二重振動減衰システムとしての役割を果たすための結合具を利用することができる。一実施例では、機関506は、10,000RPMで1.68Nmの平均トルクを生産する。種々の実施形態では、ウレタン結合具が、ハイブリッド発電機システム500の少なくとも一部をUAVに結合するために使用される。さらに、一実施例では、ウレタン結合具は、90A~75Dのデュロメータ値を有することができる。ハイブリッド発電機システ

10

20

30

40

50

ム 5 0 0 の少なくとも一部を U A V に固着させるために使用される例示的ウレタン結合具は、L 4 2 ウレタン、L 1 0 0 ウレタン、L 1 6 7 ウレタン、および L 3 1 5 ウレタンを含む。ハイブリッド発電機システム 5 0 0 の少なくとも一部を U A V に固着させるために使用されるウレタン結合具は、2 0 M P a ~ 6 2 . 0 M P a の引張強度、2 7 0 ~ 8 0 0 % の破壊時の伸び率、2 . 8 M P a ~ 3 2 M P a の弾性率、1 1 0 % ~ 4 3 5 % の摩耗指数、および 1 2 . 2 k N / m ~ 1 9 2 . 2 k N / m の引裂き強度を有することができる。

【 0 1 0 6 】

いくつかの実施例では、機関 5 0 4 (図 6 および 7) はまた、機械的雑音および/または機関振動を低減させる、はずみ車 6 0 6 を含むことができる。いくつかの実施例では、機関 5 0 4 は、ホール効果センサ 7 1 0 (図 7 A) と、示されるようなはずみ車 6 0 6 に結合されるホール効果磁石とを含むことができる。一実施例では、ホール効果センサ 7 1 0 は、R C e x l M i n T a c h o m e t e r (R) (Z h e j i a n g P r o v i n c e , C h i n a) から利用可能であり得る。

10

【 0 1 0 7 】

機関 5 0 4 が動作するとき、はずみ車 6 0 6 は、急回転し、はずみ車 6 0 6 の 1 分あたり回転数に正比例する電圧を生成する。本電圧は、ホール効果センサ 7 1 0 によって測定され、E C U 5 1 2 に入力される。E C U 5 1 2 は、測定された電圧を発電機モータ 5 0 6 によって出力された電圧と比較する。E C U 5 1 2 は、次いで、発電機モータ 5 0 6 および機関 5 0 4 の一方または両方のスロットルを制御し、必要に応じて電圧を増加または減少させ、電力を負荷 5 1 8、5 2 6、5 2 8、および/もしくは 5 3 6 のうちの 1 つ以上のものまたは 1 つ以上のロータモータ 5 1 6 に供給するであろう。

20

【 0 1 0 8 】

機関 5 0 4 はまた、スタータモータ 6 0 8 と、サーボ 6 1 0 と、マフラ 6 1 2 と、振動マウント 6 1 4 とを含み得る。

【 0 1 0 9 】

図 8 は、ハイブリッド発電機システム 5 0 0 の斜視図である。ハイブリッド発電機システム 5 0 0 は、モータ 5 0 4 と、ブリッジ整流器 5 0 8 に結合される発電機モータ 5 0 6 とを含む。

【 0 1 1 0 】

図 9 は、ハイブリッド発電機システム 5 0 0 と統合される U A V 9 0 0 の斜視図である。U A V 9 0 0 は、それぞれ、プロペラ 9 0 2 に結合される 6 つのロータモータ 5 1 6 を含むが、しかしながら、ハイブリッド発電機システム 5 0 0 と統合される U A V は、より多くの、またはより少ないロータモータおよびプロペラを含み得ることを理解されたい。U A V 9 0 0 は、P i x h a w k (R) によって製造される P x 4 飛行コントローラを含むことができる。

30

【 0 1 1 1 】

一実施形態では、図 4 - 9 に示されるような機関 5 0 4 は、電気スタータ 6 1 6 を使用して始動され得る。図 5 に示されるような(また、図 9 に示される)燃料源 5 0 2 が、図 7 に示されるような発電機モータ 5 0 6 に直接結合されるそのロータシャフトを急回転させるために燃料を機関 5 0 4 に送達し、力を発電機モータ 5 0 6 に印加する。発電機モータ 5 0 6 の急回転は、電気を生成し、モータ発電機 5 0 6 によって生成される電力は、機関 5 0 4 のシャフトによって印加される動力に比例する。好ましくは、発電機モータ 5 0 6 の標的回転速度は、発電機モータ 5 0 6 の K V (r p m / V) に基づいて決定される。例えば、2 5 ボルト D C の標的電圧が所望される場合、発電機モータ 5 0 6 の定格は、約 4 0 0 K V であろう。機関 5 0 4 の回転速度は、以下の方程式によって決定され得る。

40

$$R P M = K V (R P M / \text{ボルト}) \times \text{標的電圧} (V D C) \quad (1)$$

$$R P M = 4 0 0 K V \times 2 5 V D C \quad (2)$$

$$R P M = 1 0 , 0 0 0 \quad (3)$$

【 0 1 1 2 】

本実施例では、2 5 V D C 出力を生成するための発電機モータ 5 0 6 に関して、機関 5

50

04のシャフトに結合される発電機モータ506のシャフトは、約10,000RPMにおいて急回転する必要がある。

【0113】

負荷、例えば、1つ以上のモータ516または負荷518、526、528、および/もしくは536のうちの一つ以上のものが、発電機モータ506の出力に印加されるにつれて、ハイブリッド発電機システム500の電圧出力は、降下し、これは、機関504および発電機モータ506の速度が低減されるようにするであろう。本場合では、ECU512が、機関504のスロットルを調整し、負荷とともに変動する一貫した出力電圧を維持するために役立てるために使用されることができる。ECU512は、ガソリン機関のための標準ガバナのように作用することができるが、RPMを調整する代わりに、これは、閉ループフィードバックコントローラに基づいて、ブリッジ整流器および発電機モータ506の一方または両方の標的電圧出力を調整することができる。

10

【0114】

発電機モータ506からの電力出力は、ブリッジ整流器508によって整流される必要がある、交流(AC)の形態であり得る。ブリッジ整流器508は、上記に議論されるように、AC電力を直流(DC)電力に変換することができる。種々の実施形態では、ハイブリッド発電機システム500の出力電力は、「直列ハイブリッド」構成において配置されることができ、発電機モータ506によって出力される発電機電力が、再充電可能バッテリー510を充電する、または電力を別の外部負荷に提供するために利用可能であり得る。

20

【0115】

動作時、ハイブリッド発電機システム500が機能しているとき、少なくとも2つの利用可能な電源が存在し得る。一次電源は、発電機モータ506から、ブリッジ整流器を通して直接であり得、二次電源は、再充電可能バッテリー510からであり得る。したがって、連続電力可用性および高ピーク電力可用性の組み合わせが、提供され、これは、UAV用途またはポータブル発電機用途に対して特に非常に好適であり得る。一方の一次(発電機モータ506)電源が利用可能ではない場合では、システム500は、依然として、再充電可能バッテリー510からの電力を使用して、短い期間にわたって継続して動作し、UAVが緊急着陸等の安全方略を持続することを可能にすることができる。

30

【0116】

ハイブリッド発電機システム500がUAVのために使用されるとき、以下の条件が、UAVを効果的かつ効率的に動作させるために満たされることができる。1)合計連続電力(ワット)は、UAV飛行を持続するために要求される電力を上回り得、2)UAV飛行を持続するために要求される電力は、車両の合計重量、ハイブリッド機関の合計重量、燃料の合計重量、および有効荷重の合計重量の関数であり、

合計重量(グラム) = 車両乾燥重量 + 機関504重量 + 燃料重量 + 有効荷重 (4)

であり、3)車両構成および空気力学に基づいて、特定の車両が、11の効率定格(グラム/ワット)を有し、

飛行するために要求される合計電力 = \times 重量(グラム) (5)

40

【0117】

飛行を持続するために要求される電力が、利用可能な連続電力を上回る場合では、利用可能な電力または合計エネルギーは、好ましくは、再充電可能バッテリー510のサイズおよび構成に基づく。再充電可能バッテリー510の構成は、再充電可能バッテリー510のセル構成、再充電可能バッテリー510のセル定格、および/または再充電可能バッテリー510の合計mAhに基づき得る。一実施例では、6S、16000mAh、25Cのバッテリーパックに関して、合計エネルギーは、以下の方程式によって決定される。

合計エネルギー = 電圧 \times mAh = 25VDC(6S) \times 16000mAh = 400ワット時 (6)

ピーク電力可用性 = 電圧 \times mAh \times C定格 = 25VDC \times 16000mAh \times 25C 1

50

0,400ワット (7)

合計ピーク時間 = 400ワット時 / 10,400ワット = 138.4秒 (8)

さらに、一実施例では、再充電可能バッテリー510は、機関504からの一次電力故障の場合では、138.4秒にわたって10,400ワットの電力を提供することが可能であろう。加えて、再充電可能バッテリー510は、飛行のために最大10,400ワットの利用可能な電力を提供することが可能であり得る、または有効荷重は、積極的な操縦のために必要とされる短い期間にわたって瞬間ピーク電力を必要とする。

【0118】

結果として、UAVに結合されているときのハイブリッド発電機システム500は、従来のマルチロータUAVよりも多い有効荷重とともに、長い期間にわたってUAVを飛行させ、操縦するための電力を効率的かつ効果的に提供する。一実施例では、ハイブリッド発電機システム500は、最大約2時間5分の荷積(3ポンドの負荷)飛行時間および約2時間35分の非荷積飛行時間を提供することができる。さらに、燃料源が不足する、または機関504および/もしくは発電機モータ506に異常がある場合は、ハイブリッド発電機システム500は、再充電可能バッテリー510を使用し、UAVが安全な着陸を実施することを可能にするために十分な電力を提供することができる。種々の実施形態では、再充電可能バッテリー510は、物体、または脅威、および同等物を回避するための積極的な操縦のために、瞬間ピーク電力をUAVに提供することができる。

10

【0119】

種々の実施形態では、ハイブリッド発電機システム500は、商業用途および住宅用途の両方において使用され得る、信頼性のある、効率的、軽量、ポータブルな発電機システムを提供し、電力グリッドから離れた遠隔場所において電力を提供し、マイクログリッド発電機または超マイクログリッド発電機を提供することができる。

20

【0120】

種々の実施形態では、ハイブリッド発電機システム500は、効率的な高エネルギー密度電源が要求され、燃料源が炭化水素燃料を使用可能な電力に変換するために容易に利用可能である、適用可能な用途、例えば、ロボット工学、ポータブル発電機、マイクログリッドおよび超マイクログリッド、ならびに同等物のために使用されることができる。ハイブリッド発電機システム500は、種々の形態の再充電可能バッテリー(リチウムイオン、リチウムポリマー、リチウム硫黄)およびさらには、典型的には、従来のUAVにおいて使用される燃料電池技術よりも有意にエネルギー効率的であることが示されている。

30

【0121】

図10は、異なるUAV電源のエネルギー密度を比較するグラフを描写する。種々の実施形態では、ハイブリッド発電機システム500は、低コストで容易に利用可能である従来のガソリンを使用し、例えば、図6の1002に示されるように、UAV用途のために約1,500Wh/kgの電力を提供することができる。完全にバッテリーに依拠する従来のUAVは、エネルギー高密度燃料電池技術を使用するとき、1004に示される約1,000Wh/kg、リチウム硫黄バッテリーを使用するとき、1006に示される約400Wh/kg、およびLiPoバッテリーを使用するとき、1008に示されるわずか約200Wh/kgの最大エネルギー密度を提供することができる。

40

【0122】

図11は、UAVの市場潜在性対UAVに結合されたときの1つ以上のもののハイブリッド発電機システム500が達成することが可能である例示的2時間+の飛行時間に関する飛行時間と、UAVのためのハイブリッド発電機システム500に関する総合的市場潜在性対耐久性の実施例とのグラフ1104を描写する。

【0123】

種々の実施形態では、ハイブリッド発電機システム500は、UAVまたは類似するタイプの航空ロボット車両の一部として統合され、UAVの飛行を持続するための一次電源を使用して、ポータブル飛行発電機として機能し、次いで、UAVがその目的地に到達し、飛行中ではないとき、電力の一次電源として作用することができる。例えば、ハイブリ

50

ッドシステム10を組み込むUAV、例えば、UAV900(図9)が、飛行中ではないとき、ハイブリッドシステムによって生成される利用可能な電力は、外部負荷518、526、528、および/または536のうちの一つ以上のものに伝達されることができ、したがって、ハイブリッド発電機システム500は、ポータブル発電機として動作する。ハイブリッドシステム発電機500は、連続ピーク電力生成能力を提供し、遠隔かつ多くの場合到達することが困難な場所において電力を提供することができる。「非飛行ポータブル発電機モード」では、ハイブリッドシステム500は、利用可能な電力生成能力を、負荷518、526、528、および/または536のうちの一つ以上のものに向かって迂回させることができる。電力要件に応じて、DC/ACインバータ522、532のうちの一つ以上のものが、DC電圧を標準AC電力(120VACまたは240VAC)に変換するために使用され得る。

10

【0124】

動作時、UAV900(図9)等のUAVに結合されるハイブリッド発電機システム500は、空中飛行を使用して場所から場所に横断し、着陸し、燃料を電力に変換するように発電機のスイッチをオンにすることが可能であろう。

【0125】

図12は、ハイブリッド発電機システム500を伴うUAVの例示的飛行パターンを示す。図12に示される例示的飛行パターンでは、それに結合されるハイブリッドシステム500を伴うUAV900は、飛行できる状態の燃料を搭載される場所Aにおいて始動する。UAV900は、次いで、場所Aから場所Bに進行し、場所Bに着陸する。UAV900は、次いで、ハイブリッドシステム500を使用し、場所Bにおけるローカル使用のための電力を生成し、それによって、ポータブル飛行発電機として作用する。電力がもはや必要とされないとき、UAV900は、場所Aに戻り、次のタスクに関する命令を待機する。

20

【0126】

種々の実施形態では、UAV900は、ハイブリッド発電機システム500によって提供される電力を使用し、初期場所から遠隔場所に進出し、飛行し、着陸し、次いで、遠隔場所において電力を生成する。タスクの完了に応じて、UAV900は、その新しいタスクに関するコマンドを受け取る状態となる。この全ては、手動で、または自律的/自動化プロセスを通して実施されることができ、種々の実施形態では、ハイブリッド発電機システム500を伴うUAV900は、燃料の搬送およびローカル発電機が必要とされる適用可能な用途において使用されることができ、したがって、ハイブリッド発電機システム500を伴うUAV900は、遠隔場所に燃料および発電機の両方を搬送する必要性を排除する。ハイブリッド発電機システム500を伴うUAV900は、飛行中であるときおよび飛行中ではないときの両方において車両に給電することが可能であり、同量の利用可能な電力を外部負荷に提供することができる。これは、電力が現場における軍隊に対して必要とされる状況、発電機および燃料の輸送が厳しい人道もしくはは災害救助状況、またはもはや利用可能ではない電力に関する要求が存在する状況において有用であり得る。

30

【0127】

図13は、取外可能サブシステムを伴うハイブリッド発電機システム500に関する別のシステムの図を描写する。図14Aは、UAVの一部として統合される取外可能サブシステムを伴うハイブリッド発電機システム500の図を描写する。図14Bは、地上口ポットの一部分として統合される取外可能サブシステムを伴うハイブリッド発電機システム500の図を描写する。種々の実施形態では、テザーライン1302が、ハイブリッド制御システム500のブリッジ整流器508および再充電可能バッテリー510のDC出力に結合される。テザーライン1302は、DC電力出力をテザーコントローラ1304に提供することができる。テザーコントローラ1304は、テザーケーブル1306と地上または航空口ポット1308との間に結合される。動作時、下記にさらに詳細に議論されるように、ハイブリッド発電機システム500は、本文書の図のうちの一つ以上のものとともに上記に議論されるような類似する出力能力を用いて、テザー上の電力を地上または航空

40

50

ロボット 1308 に提供する。

【0128】

図 13 に示されるシステムは、本システムの一部として統合される付加的取外可能コンポーネント 1310、例えば、データ記憶機器 1312、通信機器 1314、外部負荷センサ 1316、付加的ハードウェア 1318、およびデータテザー 1322 を介してテザーコントローラ 1304 に結合され得る種々の多方面の機器 1320 を含むことができる。

【0129】

図 13 に示されるシステムの動作の一実施例では、本システムは、飛行ロボットもしくは UAV（例えば、飛行ロボットもしくは UAV 1402（図 14）等）の一部として、または、地上ロボット 1404 として構成され得る。ポータブルテザー付きロボットシステム 1408 は、場所 A においてミッションを開始する。サブシステムおよび地上、テザーコントローラ、地上 / 航空ロボット 1308 の全てまたは適用可能な組み合わせが、ハイブリッド発電機システム 500 によって給電されることができる。ポータブルテザー付きロボットシステム 1408 は、所望の遠隔場所 B に、例えば、ハイブリッド発電機システム 500 によって給電される地上ロボット 1404 を使用して地上を進行するか、またはハイブリッド発電機システム 500 によって給電される飛行ロボットもしくは UAV 1402 を使用して空中を進行するかのいずれかである。場所 B において、飛行ロボット 1402 または地上ロボット 1404 として構成されるポータブルテザー付きロボットシステム 1408 は、1406 に示されるハイブリッド発電機システム 500 および / または取外可能サブシステム 1310 を自律的に結合解除することができ、これは、地上ロボット 1404 または飛行ロボットもしくは UAV 1402 が動作している間、取り外されたままである。1412 に示されるように、飛行ロボットまたは UAV 1402 が、場所 B において必要とされるとき、飛行ロボットまたは UAV 1402 は、テザーケーブル 1306 に結合されるハイブリッド発電機システムによって提供される電力を使用して動作されることができる。飛行ロボットまたは UAV 1402 が、もはやハイブリッド発電機システム 500 および / またはそれに取り付けられる付加的コンポーネント 1310 を有していないとき、これは、有意により軽く、より長い期間にわたって飛行することができる。一実施例では、飛行ロボットまたは UAV 1402 は、ハイブリッド発電機システム 500 によって提供される電力を使用して、離陸し、長い期間にわたってホバリング位置に遠隔に留まることができる。

【0130】

同様に、1410 に示されるように、地上ロボット 1404 が、場所 B において必要とされるとき、これは、テザーライン 1306 に結合されるハイブリッド発電機システム 500 によって給電され得、また、ハイブリッド発電機システム 500 および / またはそれに取り付けられる付加的コンポーネント 1310 を伴わないで有意により軽いであろう。地上ロボット 1404 もまた、ハイブリッド発電機システム 500 によって提供される電力を使用して、長い期間にわたって使用されることができる。

【0131】

図 15 は、動作時の取外可能飛行パックを伴う地上ロボット 1502 を示す。取外可能飛行パック 1504 は、ハイブリッド発電機システム 500 を含む。取外可能飛行パックは、1 つ以上の実施形態の地上ロボット 1502 に結合される。ハイブリッド発電機システム 500 は、地上ロボット 1502 内に埋設される。地上ロボット 1502 は、飛行パック 1504 から取外可能である。そのような設計では、能力の大部分は、地上ロボット 1502 内の深くに埋設され、これは、飛行パック 1504 から 100% 独立して動作することができる。地上ロボット 1502 が飛行パック 1504 に取り付けられると、飛行パック 1504 は、地上ロボット 1502 内に埋設されるハイブリッド発電機システム 500 から給電され、飛行パック 1504 は、飛行を提供する。地上ロボット 1502 のプラットフォームは、脚車輪またはねじ山付き基部運動であり得る。

【0132】

10

20

30

40

50

一実施形態では、地上ロボット1502は、取外可能飛行パック1504と、図15に示されるようにそれに結合されるハイブリッド発電機システム500とを含み得る。本実施例では、地上ロボット1502は、車輪1506によって示されるような車輪ベースのロボットである。本実施例では、ハイブリッド発電機システム10は、本文書の1つ以上の図に関して上記に議論されるように、燃料源502と、機関504と、発電機モータ506と、ブリッジ整流器508と、再充電可能バッテリー20と、ECU512と、随意的インバータ522および532とを含む。ハイブリッド発電機システム500はまた、好ましくは、データ記憶機器1312と、通信機器1314と、外部負荷センサ1316と、付加的ハードウェア1318と、示されるようにデータライン1322に結合される多方面の通信1320とを含む。飛行パック1504は、好ましくは、固定翼、単一ロータもしくはマルチロータ、航空デバイス、または類似するタイプの航空デバイス等の航空ロボットプラットフォームである。

10

【0133】

一実施形態では、地上ロボット1502および航空飛行パック1504は、単一ユニットとして構成される。電力が、ハイブリッド発電機システム500から送達され、電力を飛行パック1504に提供するために使用され、したがって、地上ロボット1502および飛行パック1504は、場所Aから場所Bに飛行することができる。場所Bにおいて、地上ロボット1506は、1508に示されるように飛行パック1504から取り外され、飛行パック1504から独立して操縦および動作することが可能である。ハイブリッド発電機システム500は、地上ロボット1502内に埋設され、したがって、地上ロボット1506は、飛行パック1504から独立して給電されることが可能である。地上ミッションの完了に応じて、地上ロボット1502は、それ自体を飛行パック1504に再取り付けし、場所Aに戻ることが可能である。上記の動作は全て、手動である、半自律的である、または完全に自律的であり得る。

20

【0134】

一実施形態では、飛行パック1504は、遠隔場所に横断し、地上ロボット1502を送達することができる。所望の場所において、飛行パック1504のいかなる必要性も存在せず、したがって、これは、地上ロボット1502がその有効荷重として飛行パック1504を搬送する必要なくそのミッションを完了し得るように、後ろに残されることができる。これは、困難かつ厳しい地形、遠隔場所を横断するために、および地上ロボット1502をその場所に輸送することが厳しい状況において有用であり得る。例示的用途は、遠隔地雷目的地、遠隔監視および偵察、ならびに飛行パック1504が意図された目的地に近接して着陸し得ない荷物送達サービスを含み得る。これらの実施例では、飛行パックのための指定された安全降下区域が、使用されることができ、ローカル送達が、目的地まで地上ロボット1502によって完了される。

30

【0135】

種々の実施形態では、次いで、ミッションが、完了し、地上ロボット1404または飛行ロボットもしくはUAV1402は、ハイブリッド発電機システム500に戻るよう自律的に結合されることができる。付加的取外可能コンポーネント1310が、ハイブリッド発電機システム500に戻るよう自律的に結合されることができる。飛行ロボットもしくはUAV1402または地上ロボット1404として構成される、ハイブリッド発電機システム500を伴うポータブルテザー付きロボットシステム1408は、次いで、ハイブリッド発電機システム500によって提供される電力を使用して、場所Aに戻る。

40

【0136】

結果として、ハイブリッド発電機システム500を伴うポータブルテザー付きロボットシステム1408は、地上ロボット1404または飛行ロボットもしくはUAV1402を遠隔場所に効率的に輸送し、地上ロボット1404または飛行ロボットもしくはUAV1402を自動的に結合解除し、地上ロボット1402または飛行ロボットもしくはUAV1404の動作時間を最大限にするために有益であり得る、テザー電力を使用して、飛行ロボット1402または地上ロボット1404を効果的に動作させることが可能である

50

。システム1408は、テザー付き地上または航空ロボットの重量を削減し、それによって、その電力要件を有意に低減させる際に効果的であり得る、モジュール式取外可能繋留を提供する。これは、車両コンポーネントが取り付けられ、車両が運動を持続する必要がある元々の能力と比較すると、航空ロボットもしくはUAVまたは地上ロボットが、有意により長い期間にわたって動作することを可能にする。システム1408は、遠隔場所において発電機、ロボット、およびテザーを組み立てる必要性を排除し、したがって、時間、リソース、および費用を節約する。システム1408の有用な用途は、特に、遠隔感知、攻撃または守備的軍用途および/もしくは通信ネットワーク、または複数車両協働環境、ならびに同等物を含み得る。

【0137】

図16は、ハイブリッド発電機システムの制御システムを示す。ハイブリッド発電機システムは、点火モジュール1604に結合される発電装置1602を含む。点火モジュール1604は、物理的スパークを発電装置1604に提供することによって、発電装置1602を始動するように機能する。点火モジュール1604は、点火バッテリーエリミネータ回路(IBE C)1606に結合される。IBE C1606は、点火モジュール1604に給電するように機能する。

【0138】

いくつかの実施例では、点火モジュール1604は、IBE C1606を使用するのではなく、DC/DCコンバータを通してブリッジ整流器の出力から直接給電される。例えば、ブリッジ整流器出力によって点火モジュール1604を給電することは、少なくとも約10kWの電力を生産する電力生成システムのために使用されることができる。

【0139】

発電装置1602は、電力を提供するように構成される。発電装置1602は、機関と、発電機とを含む。発電装置は、ECU1608によって制御される。ECU1608は、スロットルサーボを通して発電装置に結合される。ECU1608は、機関のスロットルを制御するようにスロットルサーボを動作させ、発電装置1602に、生産される電力量を増加させるか、または減少させるかのいずれかであり得る。ECU1608は、分圧器1610に結合される。分圧器1610を通して、ECUは、ECU1608が生成している電力量を決定し、機関のスロットルを増加させるか、減少させるか、または一定に保つかを決定することができる。

【0140】

発電装置は、分電盤1612に結合される。分電盤1612は、発電装置1602によって生成される電力をバッテリーパック1614および負荷/車両1616の一方または両方に分配することができる。分電盤1612は、バッテリーエリミネータ回路(BEC)1618に結合される。BEC1618は、電力をECU1608および受信機1620に提供する。受信機1620は、IBE C1606を制御し、IBE C1606に点火モジュール1604に給電させるように機能する。受信機1620はまた、発電装置1602の機関のスロットルを制御する際に使用されるECU1608に情報を送信する。受信機1620からECUへの情報は、機関のスロットルのスロットル位置およびハイブリッド生成システムが動作しているモードに関連する。いくつかの実施例では、IBE Cが使用されていないとき、受信機1620は、点火モジュール1604を直接イネーブルまたはディスエーブルにするために使用される。

【0141】

図17は、ハイブリッド発電機システムを通して給電されるドローンの上部部分1700の上面斜視図を示す。図13に示されるドローンの上部部分1700は、6つのロータ1702-1...1702-6(以降では、「ロータ1702」)を含む。ロータ1702は、対応するモータ1704-1...1704-6(以降では、「モータ1704」)によって急回転するようにされる。モータ1704は、ハイブリッド発電機システムを通して給電されることができる。ドローンの上部部分1700は、上面1706を含む。上面1706の縁は、空気抗力を低減させ、ドローンの空気力学的性能を改良するよう

10

20

30

40

50

に湾曲されることができる。上面は、それを通して空気が流動し、ハイブリッド発電機システムの少なくとも一部から離れるように熱を放散する際に補助し得る、開口部 1708 を含む。種々の実施形態では、空気フィルタの少なくとも一部が、開口部 1708 を通して暴露される。

【0142】

図 18 は、ハイブリッド発電機システム 500 を通して給電されるドローンの底部部分 1800 の上面斜視図を示す。ハイブリッド発電機システム 500 は、電力をモータ 1704 に提供するために、機関 504 と、発電機モータ 506 とを含む。ロータモータ 1704 および対応するロータ 1702 は、アーム 1802 - 1 . . . 1802 - 6 (以降では、「アーム 1802」) を通して、ドローンの底部部分 1800 の主要本体から離れるように位置付けられる。ドローンの底部部分 1800 の底部部分の外面および / またはアーム 1802 は、空気抗力を低減させ、ドローンの空気力学的性能を改良するために湾曲される縁を有することができる。

10

【0143】

図 19 は、ハイブリッド発電機システム 500 を通して給電されるドローンの底部部分 1800 の上面図を示す。ロータモータ 1704 および対応するロータ 1702 は、アーム 1802 を通して、ドローンの底部部分 1800 の主要本体から離れるように位置付けられる。ドローンの底部部分 1800 の底部部分の外面および / またはアーム 1802 は、空気抗力を低減させ、ドローンの空気力学的性能を改良するために湾曲される縁を有することができる。

20

【0144】

図 20 は、ハイブリッド発電機システム 500 の側面斜視図を示す。図 16 に示されるハイブリッド発電機システム 500 は、1.8 kW の電力を提供することが可能である。ハイブリッド発電機システム 500 は、発電機モータ 506 に結合される機関 504 を含む。機関 504 は、約 3 馬力を提供することができる。発電機モータ 506 は、機関 504 によって生成される機械的動力を使用して、AC 出力電力を生成するように機能する。

【0145】

図 21 は、ハイブリッド発電機システム 500 の側面斜視図を示す。図 17 に示されるハイブリッド発電機システム 500 は、10 kW の電力を提供することが可能である。ハイブリッド発電機システム 500 は、発電機モータに結合される機関 504 を含む。機関 504 は、約 15 ~ 16.5 馬力を提供することができる。発電機モータは、機関 504 によって生成される機械的動力を使用して、AC 出力電力を生成するように機能する。

30

【0146】

UAV およびハイブリッド発電機システムのさらなる説明が、米国出願第 14 / 942,600 号 (その内容が、参照することによってその全体として本明細書に組み込まれる) に見出されることができる。

【0147】

いくつかの実施例では、機関 504 は、機関が高電力密度で動作することを可能にする特徴を含むことができる。機関 504 は、高い重量比出力を有する 2 ストローク機関であり得る。機関 504 は、少数の可動部分を伴う単純設計を具現化することができる。したがって、機関は、小型かつ軽く、したがって、機関の高い重量比出力に寄与する。具体的実施例では、機関は、1 kW / kg (キログラムあたりキロワット) のエネルギー密度を有し、機関によって生成される電力の 1 キロワット毎に約 10 kg の揚力を生成する。いくつかの実施例では、機関 504 は、ブラシレス DC モータまたは永久磁石同期モータに結合されることができ、これは、機関の高電力密度の達成に寄与することができる。例えば、ブラシレスモータは、効率的かつ信頼性があり、概して、スパークしにくく、したがって、機関からの電磁干渉 (EMI) のリスクを低減させる。

40

【0148】

いくつかの実施例では、機関 504 は、UAV およびデータセンタの感受性コンポーネントが機関によって生成される振動から絶縁されることを可能にする、振動絶縁システム

50

を介してUAV上に搭載される。UAVの感受性コンポーネントは、例えば、Pixhawk、コンパス、全地球測位システム(GPS)、または他のコンポーネント等の慣性測定ユニットを含むことができる。データセンタの感受性コンポーネントは、例えば、プロセッサ、データ記憶デバイス、無線通信コンポーネント、または他のコンポーネントを含むことができる。

【0149】

いくつかの実施例では、振動絶縁システムは、機関をUAVのフレームに取り付ける、振動減衰マウントを含むことができる。振動減衰マウントは、機関504が、UAVのフレームから独立して発振することを可能にし、したがって、振動が機関からUAVの他のコンポーネントに伝送されることを防止する。振動減衰マウントは、引裂きまたは断裂を伴わずに、機関の運動によって生成される機械的エネルギーを吸収し、したがって、機械的エネルギーがUAVの残りに伝達されることを防止し得る、ゴム等のロバスタなエネルギー吸収材料から形成されることができる。いくつかの実施例では、振動減衰マウントは、スペーサを用いてともに堅く継合される2つの層のゴムダンパから形成されることができる。スペーサの長さは、マウントに関する所望の堅性を達成するように調節されることができる。ゴムの硬度は、振動エネルギーを吸収するために、所望の減衰特性を達成するように調節されることができる。

10

【0150】

図22Aを参照すると、いくつかの実施例では、機関504および発電機モータ506は、精密かつロバスタな接続を通して、例えば、剛性金属結合具またはウレタン結合具704を通して直接結合される。例えば、剛性金属結合具は、高rpm、パルス負荷、および衝撃における動作に対して安定したボルト留めアルミニウム板を含むことができる。特に、発電機モータ506は、発電機本体2202内に格納される発電機ロータ706および発電機ステータ708を含む。発電機ロータ706は、発電機軸受2204によって発電機本体2202に取り付けられる。発電機ロータ706は、結合具704を介して機関シャフト606に結合される。機関504と発電機モータ506との間の精密結合は、精密に機械加工された部分を使用し、発電機モータ506の回転構成要素の重量および支持を平衡させることによって達成されることができ、これは、順に、内部応力を低減させる。発電機のロータと機関シャフトとの整合もまた、精密結合を達成するために役立つことができる。ロータと機関シャフトとの間の不整合は、効率を低減させ、早期の故障に潜在的につながり得る不平衡を引き起こし得る。いくつかの実施例では、ロータと機関シャフトとの整合は、精密なインジケータおよび固定具を使用して達成されることができる。精密結合は、可能な範囲において、機関504および発電機モータ506を冷却することによって、外部応力を低減させることによって、ならびに機関504および発電機モータ506を定常条件下で起動することによって維持されることができる。例えば、振動絶縁マウントは、機関504に対する外部応力が低減される、または実質的に排除されることを可能にし、精密直接結合を達成する際に補助する。

20

30

【0151】

直接結合は、第1の電力システムの信頼性に寄与することができ、これは、順に、ハイブリッド発電機システムが、高電力において長い期間にわたって連続的に動作することを可能にする。加えて、直接結合は、第1の電力システムの耐久性に寄与し、したがって、数百万の機関サイクル等の多くの機関サイクルにわたっても機械的クリープおよび疲労を低減させるために役立つことができる。いくつかの実施例では、機関は、振動絶縁システムによってUAVのフレームから機械的に絶縁され、したがって、最小の外部力を被り、したがって、機関と発電機モータとの間の直接結合は、内部応力のみを考慮することによって実装されることができる。

40

【0152】

機関504と発電機モータ506との間の直接結合は、第1の電力システムが、小型形状因子を有するコンパクトな軽量電力システムであることを可能にすることができる。コンパクトかつ軽量の電力システムは、UAVの中に容易に統合されることができる。

50

【 0 1 5 3 】

図 2 2 B を参照すると、いくつかの実施例では、フレームレスまたは軸受レス発電機 6 0 8 が、発電機モータ 5 0 6 と機関 5 0 4 との間のウレタン結合具の代わりに使用されることができる。例えば、発電機上の軸受（図 2 2 A の 2 2 0 4 ）は、除去されることができ、発電機ロータ 7 0 6 は、機関シャフト 6 0 6 に直接噛合されることができる。発電機ステータ 7 0 8 は、機関 5 1 6 のフレーム 6 1 0 に固定されることができる。本構成は、結合具で発電機を過剰に拘束することを防止する一方、小型形状因子ならびに低減された重量および複雑性を提供する。

【 0 1 5 4 】

いくつかの実施例では、柔軟性または可撓性結合具が、スプラインシャフト、C V ジョイント、U V ジョイントとして、および / または他の U A V 構成要素のために提供されることができる。そのような柔軟性結合具は、乗客を搬送するようなサイズの U A V システム等のより大きい U A V システムとの併用に関連し得る。柔軟性または可撓性結合具は、機関および発電機シャフトの精密な整合に関する要件を低減させる。

10

【 0 1 5 5 】

いくつかの実施例では、発電機モータ 5 0 6 は、大きい回転慣性モーメントを提供するはずみ車を含む。大きい回転慣性は、低減されたトルクスパイクおよび平滑な電力出力をもたらし、したがって、機関 5 0 4 と発電機モータ 5 0 6 との間の結合具に対する摩損を低減させ、第 1 の電力システムの信頼性に寄与することができる。いくつかの実施例では、発電機は、機関 5 0 4 に直接噛合されると、はずみ車として作用する。いくつかの実施例では、はずみ車は、例えば、発電機が十分な回転慣性を提供しない場合、固有の構成要素である。

20

【 0 1 5 6 】

いくつかの実施例では、設計基準が、機関 5 0 4 と発電機モータ 5 0 6 との間の良好な対合を提供するように設定される。モータの電力帯域は、典型的には、狭い範囲に限定される。本電力帯域は、その中で殆どの飛行条件下で動作する R P M（1 分あたり回転数）範囲を識別するために使用されることができる。識別された R P M 範囲に基づいて、推進システム（例えば、ロータ）に対して適切な電圧を提供することが可能であるモータ定数（k V）を有する発電機が、選択されることができる。適切な発電機を選択は、負荷が増加するにつれて、発電機からの電圧が降下しないであろうことを確実にするために役立つ。

30

【 0 1 5 7 】

いくつかの実施例では、排気パイプが、機関 5 0 4 の効率に好影響を及ぼすように設計されることができる。排気パイプは、機関からの排気のための膨張チャンバとしての役割を果たし、したがって、機関の容積効率を改良する。排気パイプの形状は、本システムの共振に基づいて、空気を燃焼チャンバの中に戻すように誘導するように調整されることができる。いくつかの実施例では、気化器もまた、温度または他のパラメータ等、機関の動作パラメータに基づいて調整されることができる。例えば、気化器は、機関内の良好な燃焼反応を達成するために、機関の中に所望の燃料量を許容し、したがって、標的燃料対空気比が到達されることを可能にするように調整されることができる。加えて、スロットル本体は、機関出力をさらに改良するために、燃料噴射および / またはタイミングを制御するように設計されることができる。

40

【 0 1 5 8 】

いくつかの実施例では、機関のスロットルは、所望の機関性能を達成するために調整されることができる。例えば、本システムの電圧が負荷下で降下すると、スロットルは、増加され、本システムの電圧が高くなりすぎると、スロットルは、減少される。バス電圧は、調整され、フィードバック制御ループが、使用され、スロットル位置を制御することができる。いくつかの実施例では、バッテリーへの電流は、バッテリーの充電および推進電圧を制御する目的で監視されることができる。いくつかの実施例では、フィードフォワード制

50

御が、提供されることができ、したがって、機関は、（例えば、ミッション計画に基づいて、および/またはモータによって引き込まれる負荷に基づいて）負荷の次回の变化を予測し、予測された变化をプリアンプティブに補償することができる。フィードフォワード制御は、機関がより少ない遅れで負荷の変化に応答することを可能にする。いくつかの実施例では、機関は、例えば、負荷を見込んで（例えば、ミッション計画における負荷予報）バッテリー寿命を最大限にする、または別の目標を最大限にするために、事前規定されたスケジュールに従ってバッテリーを充電するように制御されることができる。スロットル調整は、バッテリーを完全に充電された状態に保つことに役立ち、本システムが所望の電圧において起動し得ることを確実にすることに役立ち、バックアップ電力が利用可能であることを確実にすることに役立つことができる。

10

【0159】

いくつかの実施例では、ウルトラキャパシタが、ハイブリッド発電機システムが変化する電力要求に迅速に応答することを可能にするために、ハイブリッド発電機システムの中に組み込まれることができる。例えば、ウルトラキャパシタは、急速な応答および平滑な信頼性のある電力が可能な軽量システムを提供するために、1つ以上の再充電可能バッテリーと併用されることができる。

【0160】

いくつかの実施例では、熱管理方略が、ハイブリッド発電機システムの構成要素を能動的または受動的に冷却するために採用されることができる。例えば、熱放散は、通常、表面積に比例するため、高電力密度構成要素は、過熱する傾向にある。加えて、内部燃焼は、本質的に非効率的なプロセスであり、これは、熱を生成する。

20

【0161】

能動的冷却方略は、遠心ファン等のファンを含むことができる。遠心ファンは、機関シャフトに結合されることができ、したがって、ファンは、機関と同一のRPMで急回転し、したがって、有意な空気流を生産する。遠心ファンは、空気流が機関のある構成要素、例えば、シリンダヘッド等の機関の最も熱い部分にわたって指向されるように位置付けられることができる。UAVの飛行運動によって生成される空気流もまた、ハイブリッド発電機システムを冷却するために使用されることができる。例えば、UAVのロータによって押動される空気（プロップウォッシュと称される）が、ハイブリッド発電機システムの構成要素を冷却するために使用されることができる。受動的冷却方略は、ハイブリッド発電機システムの構成要素を冷却するために、単独で、または能動的冷却方略との組み合わせにおいて使用されることができる。いくつかの実施例では、ハイブリッド発電機システムの1つ以上の構成要素は、散逸性熱シンクと接触して位置付けられ、したがって、構成要素の動作温度を低下させることができる。例えば、UAVのフレームは、アルミニウム等の熱伝導性材料から形成されることができ、これは、熱シンクとして作用することができる。図22を参照すると、いくつかの実施例では、フィン2302が、機関上（例えば、機関のシリンダヘッドのうちの1つ以上のものの上）に形成され、機関の対流表面積を増加させ、したがって、増加された熱伝達を可能にすることができる。いくつかの実施例では、ハイブリッド発電機システムは、構成要素をさらに冷却するために、ある構成要素が周囲空気またはUAVの飛行運動によって生成される空気流に選択的に暴露されるように構成されることができる。

30

40

【0162】

いくつかの実施例では、ハイブリッド発電機システム10、UAV、および/またはデータセンタコンポーネントの材料は、軽量であり得る。例えば、高強度重量比を伴う材料が、重量を削減するために使用されることができる。例示的材料は、アルミニウムもしくは高強度アルミニウム合金（例えば、7075合金）、炭素繊維ベースの材料、または他の材料を含むことができる。構成要素設計もまた、重量削減に寄与することができる。例えば、構成要素は、構成要素のために使用される材料の堅性を増加させ、その量を削減するように設計されることができる。いくつかの実施例では、構成要素は、構成要素の機能に関連しない材料が除去され、したがって、構成要素の重量をさらに削減するように設計

50

されることができる。

【0163】

いくつかのマルチロータ UAV は、電力を提供するために1つ以上のバッテリー（例えば、再充電可能バッテリー）に依拠し（例えば、それにのみ依拠し）、プロペラに結合されるロータモータを駆動し、飛行を達成し得る。典型的な従来のマルチロータ UAV は、約150～210Wh/kgの電力を提供し得る、リチウムポリマー（LiPo）バッテリーを含み得る。これは、約15分の典型的な荷積飛行時間および約32～45分の非荷積飛行時間を提供し得る。いくつかの実装では、高度なリチウム硫黄バッテリーもまた、使用され得、これは、約400Wh/kgの電力を提供し得る。そのような場合には、荷積構成における約30分の飛行時間が、達成され得る。

10

【0164】

いくつかの実装では、UAV は、UAV 用途における耐久性および有効荷重能力を拡張するために、マイクロハイブリッド発電機システムによって給電され得る。そのようなマイクロハイブリッド発電機システムの実施例が、2015年11月16日に出版された米国出願第14/942,600号（その内容が、参照することによってその全体として本明細書に組み込まれる）に説明されている。マイクロハイブリッド発電機システムは、2つの別個の電力システムを含むことができる。第1の電力システムは、発電機モータに結合される小型かつ効率的なガソリン動力機関であり得る。いくつかの実施例では、第1の電力システムは、マイクロハイブリッド発電機システムの一次電源としての役割を果たすことができる。第2の電力システムは、高エネルギー密度再充電可能バッテリーであり得る。ともに、第1の電力システムおよび第2の電力システムは、組み合わせられ、UAV のために高ピーク電力可用性を提供する、高エネルギー連続電源を形成することができる。さらに、第1の電力システムまたは第2の電力システムのいずれかは、他の電源が故障した、または枯渇した状態になった場合、バックアップ電源としての役割を果たすことができる。

20

【0165】

UAV によって採用される電源のタイプにかかわらず、電源は、最終的に、飛行中に枯渇した状態になり得る。これが起こると、UAV は、動作を中止するであろう。UAV が飛行中である場合、これは、UAV の破滅的墜落をもたらし得る。例えば、UAV が、典型的な飛行高度において（例えば、数十、数百、またはさらには数千メートルのオーダーにおいて）屋外で飛行試験されている場合、電力の喪失は、UAV に深刻な損傷をもたらす可能性が高いであろう。損傷は、UAV が比較的に高速（例えば、UAV が着陸中に持続するように設計されているものを超える速度）で地面と接触することからもたらされ得る。損傷は、そのように接触するように設計されていないUAV の1つ以上の部分（例えば、UAV のプロペラ、アーム等）が地面と接触することからもたらされ得る。例えば、UAV は、これが電力を喪失した後に地面に接近するにつれて回転または反転し得、UAV のプロペラまたはアームは、地面と接触し、それによって、プロペラまたはアームの破壊もしくは屈曲をもたらし得る。そのような損傷は、UAV が比較的に低い高度（例えば、5メートルを下回る）において電力を喪失するときであってももたらされ得る。

30

【0166】

UAV への損傷のリスクは、UAV の試験を非常に危険かつ高コストにし得る。例えば、UAV の1つ以上の電源の容量または範囲を試験するとき、試験者は、電源が最終的に枯渇した状態になったときにUAV が墜落するであろう可能性に起因して、電源の範囲限界を超えることを渋る場合がある。

40

【0167】

さらに、いくつかの実装では、UAV によって採用される電源は、UAV が4～6時間の（または、例えば、さらに長い）飛行時間を持続することを可能にし得る。そのような延長された長さの飛行時間は、試験者が手動で実施および持続することが困難であり得る。例えば、そのような期間にわたって集中力を維持することは、困難であり得る。加えて、そのような期間にわたって試験者の細心の注意を要求することは、これが試験者がタイ

50

ムリーな様式で他のタスク（例えば、他のドローンを試験すること等）を完了することを妨げるため、非効率的であり得る。

【0168】

本明細書に説明されるものは、1つ以上のUAVの飛行試験中に使用され得る試験スタンドである。試験スタンドは、（例えば、搭載機構を介して）UAVを受け取るように設計される。試験スタンドは、UAVが制限または半制限様式で飛行することを可能にする。例えば、試験スタンドは、UAVが事前定義された（例えば、試験スタンドの構造的寸法によって限定されるような）高度限界内で上昇および下降することを可能にし得る。いくつかの実装では、試験スタンドは、UAVが試験スタンドにおける使用中に略水平な飛行配向を維持するように構成され得る。言い換えると、試験スタンドは、UAVが飛行中にそのロール、ヨー、およびピッチの任意の組み合わせを調節することを実質的に防止し得る。いくつかの実装では、UAVは、構成可能な飛行自由度がUAVに提供されるように試験スタンドに搭載され得る。例えば、UAVは、UAVが構成可能な限界内でそのロール、ヨー、およびピッチのうちの1つ以上のものの任意の組み合わせを調節し得るよう、搭載機構に取り付けられ得る（または、例えば、搭載機構が、試験スタンドに取り付けられ得る）。いくつかの実装では、試験スタンドは、これが提供する飛行制限に起因して、UAVの安全な屋内試験を可能にし得る。

10

【0169】

電源が試験飛行中に最終的に枯渇した状態になるとき、試験スタンドは、UAVが制御または半制御様式で地面に落下することを確実にする。例えば、付与された高度制限に起因して、UAVは、UAVに過剰な損傷を引き起こすであろう落下の間、ある程度の速度に到達することを防止される。同様に、UAVが略平行な飛行配向を維持することを強制する試験スタンドに起因して、UAVの脆弱または高価な構成要素は、地面と接触することを防止され、したがって、これらの構成要素への過剰な損傷は、回避されることができ

20

【0170】

図24は、UAV450との併用のために構成される試験スタンド150の実施例を示す。試験スタンド150は、基部160と、基部から延在するフレーム170と、フレーム170に取り付けられる複数の搭載機構180とを含む。

【0171】

基部160は、地面と接触するように配列される。図示される配列では、基部160は、地面に平行に配列される複数の脚部162を含む。脚部162は、試験スタンド150が（例えば、試験スタンド150の残りおよびUAV450の重量に起因して、別様に起こり得る）転倒することを防止する構成において配列される。例えば、脚部162は、そのような転倒を防止するために十分なサイズを有する地面の面積を被覆するように配列され得る。いくつかの実装では、基部160は、そのような転倒を防止するための重量を有する材料を含み得る。例えば、基部160の重量は、試験スタンド150の残りの重量を上回り得る。いくつかの実装では、基部160は、地面に添着されるように構成され得る。例えば、脚部162は、脚部162を地面に添着する締結具を受け取るためのクリアランス孔を含み得る。

30

40

【0172】

いくつかの実装では、基部160は、複数の脚部162が地面に平行に存在しないように配列され得る。例えば、脚部162は、脚部162が地面との角度を形成する円錐形構成を有し得る。脚部162の底端部は、地面と接触し得、脚部162の上端部は、フレーム170に添着され得る。

【0173】

フレーム170は、基部160から（例えば、垂直に）延在する。フレーム170は、それに沿ってUAV450が試験中に飛行することを可能にされる軸を画定し得る。フレーム170は、基部160の第1の側から延在する第1の側部分172と、基部160の第2の側から延在する第2の側部分174とを含む。側部分172、174は、その中に

50

UAV450が飛行中に存在し得る空間をその間に画定する。図示される配列では、側部分172、174はそれぞれ、それに沿ってUAV450が試験中に飛行し得る2つのビーム176を含む。2つの側部分172、174のみが図示される配列に示されているが、付加的側部分が、含まれ得る。例えば、第3の側部分および第4の側部分が、基部160から延在し得、したがって、4つの側部分は、その間に正方形の空間を画定する。いくつかの実装では、各側部分は、1つのビームのみを含み得る。つまり、第1の側部分172は、単一のビーム176を含み得、第2の側部分174は、単一のビーム176を含み得る。

【0174】

図示される配列等におけるいくつかの実装では、試験スタンド150は、フレーム170の側部分172、174をともに接続する1つ以上のクロスビーム190を含み得る。クロスビーム190は、第1の側部分172の上端部および第2の側部分174の上端部に添着され得る。クロスビーム190は、試験スタンド150の構造完全性を改良するために使用され得る。例えば、クロスビーム190は、フレーム170の側部分172、174を略垂直配向において維持するように構成され得る。いくつかの実装では、クロスビーム190は、下記により詳細に説明されるように、複数の試験スタンド150をともに接続するための固定点として使用され得る。

【0175】

図示される配列では、試験スタンド150は、UAV450に添着（例えば、それを受容）するように構成される、複数の搭載機構180を含む。搭載機構180は、フレーム170に取り付けられる（例えば、摺動可能に取り付けられる）。UAV450は、搭載機構180およびUAV450が試験飛行中にフレーム170に沿って（例えば、それに平行な方向において）摺動することを可能にする様式で搭載機構180に取り付けられ得る。

【0176】

図25は、搭載機構180の実施例を示す。図示される配列では、搭載機構180は、フレーム170に沿って垂直に摺動するように構成される摺動構成要素である。各摺動構成要素は、フレーム170のビーム176のうちの1つの軌道245（例えば、Tスロット）内に嵌合するように構成されるホイール252を含む。摺動構成要素はまた、ホイール252をUAV450における対応するクリアランス孔258に添着する締結具256を含む。ホイール252は、これが軌道254に沿って移動するにつれて回転するように構成され、それによって、UAV450がフレーム170に沿って垂直に摺動する際の摩擦を低減させる。UAVとフレーム170との間の摩擦の低減は、試験飛行が実際の飛行条件をより厳密に模倣することを可能にする。

【0177】

いくつかの実装では、UAV450は、他のタイプの搭載機構によって試験スタンド150に接続され得る。図26は、開口を形成するリング部分352および接続部分354を含む、搭載機構350の別の実施例を示す。接続部分354は、接続部分354をUAV450に添着する締結具を受け取るように構成される、1つ以上のクリアランス孔を含むことができる。リング部分352は、フレーム170の対応するビーム176の周囲に配置されることができ、したがって、搭載機構350およびUAV450は、フレーム170に沿って（例えば、それに平行な方向において）摺動することを可能にされる。複数の搭載機構350が、提供され得る（例えば、搭載機構350は、フレーム170のビーム176毎に提供され得る）。いくつかの実装では、リング部分352によって形成される開口は、ホイール、玉軸受、摩擦低減処理等、搭載機構350とビーム176との間の摩擦を低減させるための機構を含み得る。

【0178】

いくつかの実装では、UAV450は、接続部分354に可撤式に取り付けられ得る。例えば、UAV450および/または接続部分354は、種々の異なるUAVが（例えば、試験スタンドの分解および再組立を要求することなく）搭載機構350から内外に交換

10

20

30

40

50

されることを可能にする、1つ以上のクリップを含み得る。このように、複数の異なる UAV が、容易かつ迅速に試験されることができる。

【0179】

いくつかの実装では、リング部分 352 の特定の構成は、実施されるべき試験飛行の所望の特性に基づいて選定され得る。例えば、リング部分 352 によって形成される開口は、ロール、ヨー、およびピッチの任意の組み合わせに関する運動（例えば、角度回転）のある程度の飛行自由度を提供するように設計され得る。例えば、開口は、フレーム 170 のビーム 176 の外周を実質的に上回る円周を有し、それによって、UAV 450 がそのロール、ヨー、およびピッチを調節することを可能にし得る。いくつかの実装では、開口の寸法は、飛行自由度が特定の飛行シナリオに基づいて調節され得るように構成可能であり得る。運動の飛行自由度を提供することは、搭載機構 350 がビーム 176 と結合するリスクを低減させることができる。運動の飛行自由度を提供することはまた、現実的な飛行試験シナリオを可能にすることができ、オペレータ（例えば、UAV 450 の試験者）が UAV 450 の自由飛行展開に先立って、UAV 450 の安定した飛行特性を確認することを可能にすることができる。

10

【0180】

試験スタンド 150 は、特定の飛行試験シナリオのために好適な構造完全性を提供するために好適な任意の材料を用いて作製されることができる。使用される材料は、試験されるべき特定の UAV のサイズ、重量等に依存し得る。いくつかの実装では、試験スタンド 150 は、鋼、炭素鋼、ステンレス鋼、鉄、アルミニウム、銅、チタン等の金属を含み得る。いくつかの実装では、試験スタンド 150 は、木材、ポリマー（例えば、プラスチック）等を含み得る。当業者に公知の他の材料が、前述の材料の代わりに、またはそれとの組み合わせにおいて利用されることができる。

20

【0181】

試験スタンド 150 は、試験されるべき特定の UAV に応じて、広い範囲の寸法を有し得る。大きいまたは重い UAV は、その増加された質量および潜在的により大きい加速能力に起因して、飛行中より大きい力を生成することが可能であり得る。したがって、試験スタンド 150 の寸法は、試験スタンド 150 が転倒することを可能にすることなく、UAV の飛行を十分に制限するためのサイズおよび重量を提供するために、そのような大きいまたは重い UAV を試験するために比較的に大きくあり得る。対照的に、より小さい寸法が、飛行中に過剰な量の力を生成することが可能ではない比較的により小さい UAV に対して適切であり得る。いくつかの実装では、試験スタンド 150 は、2016 年 9 月 15 日に出願された米国仮出願第 62/394,861 号（「第 861 号出願」）（その内容が、参照することによってその全体として本明細書に組み込まれる）等に説明される、複数の構成（例えば、圧潰構成または開放構成）において配列され得る比較的により小さい UAV を収容するために十分な寸法を有し得る。いくつかの実装では、試験スタンド 150 は、第 861 号出願に説明されるパラシュート機構を試験するために十分な寸法を有し、そのために別様に構成され得る。

30

【0182】

いくつかの実装では、試験スタンド 150 の基部 160 は、試験スタンド 150 を試験中に直立位置に保つために必要な重量または構成を提供するように設計され得る。例えば、基部 160 は、試験スタンド 150 の残りおよび試験されている UAV 450 よりも有意に重い重量を有し得る。いくつかの実装では、基部 160 は、基部 160 に地面の比較的広い面積を被覆させる寸法を有し得る。基部 160 の 1 つ以上の寸法は、試験スタンドの高さに比例し得、したがって、その最も高い可能な高度において UAV 450 によって引き起こされるトルクは、試験スタンドを転倒させるには不十分である。例えば、基部 160 の長さ、幅、直径等のうちの 1 つ以上のものは、試験スタンド 150 の高さを 2 倍、3 倍等上回り得る。いくつかの実装では、試験スタンド 150 は、特定のサイズの UAV を単純に収容するために、特定の最小寸法を有し得る。例えば、試験スタンド 150 の寸法は、フレーム 170 の第 1 の側部分 172 と第 2 の側部分 174 との間に形成され

40

50

る空間が、特定のUAV450を収容し得るようなものであり得る。

【0183】

いくつかの実装では、試験スタンド150の寸法は、少なくとも部分的に、実施されるべき特定の飛行試験シナリオに依存し得る。例えば、UAV450が比較的高い飛行高度を維持することを要求する試験は、UAV450がフレーム170に沿って摺動することを可能にし、そのような高度に到達するために十分な長さを有するフレーム170を使用して実施され得る。UAV450がある付加的飛行自由度を有することを可能にする試験（例えば、UAV450がそのロール、ヨー、およびピッチの任意の組み合わせを調節することを可能にする試験、UAV450が地面に平行な平面において移動することを可能にする試験等）は、フレーム170が、より制限的な飛行試験中にUAV450を収容

10

【0184】

図27は、UAV450の斜視図を示す。UAV450は、マイクロハイブリッド発電機システムと統合され得る。UAV450は、それぞれ、プロペラ454に結合される、6つのロータモータ452を含む。ロータモータ452およびプロペラ454は、アーム456によって、UAV450の主要本体から離れるように位置付けられる。UAV450は、（例えば、3DR Pixhawk(R)の一部として実装される）Px4 flight controller(R)を含み得る。試験スタンド150は、当業者によって理解されるように、より多いまたは少ないロータモータ452、プロペラ454

20

【0185】

いくつかの実装では、UAV450が複数の搭載機構180によってフレーム170に（例えば、直接）添着されるのではなく、UAV450は、別個の搭載デバイスを介してフレーム170に添着され得る。図28は、フレーム170に取り付けられる（例えば、摺動可能に取り付けられる）マウント550を含む試験スタンド150の実施例を示す。いくつかの実装では、マウント550自体が、搭載機構と見なされることができ

る。マウント550は、マウント550が側部分172、174によって画定される空間内に存在するようにフレーム170に取り付けられる。

【0186】

マウント550は、マウント550がフレーム170に沿って（例えば、それに平行な方向において）摺動することを可能にする様式でフレーム170に取り付けられる。図示される配列では、マウント550は、その中にフレーム170の側部分172、174が存在する複数の開口502を含む。いくつかの実装では、開口502は、ホイール、玉軸受等、マウント550とフレーム170との間の摩擦を低減させるための機構を含み得る。いくつかの実装では、マウント550は、図25に関して上記に説明される摺動構成要素等の摺動構成要素によってフレーム170に取り付けられ得る。

30

【0187】

マウント550は、マウント550およびUAV450が試験飛行中にフレーム170に沿って（例えば、それに平行な方向において）摺動することを可能にする様式でUAV450に添着するように構成される。マウント550は、UAV450をマウント550に固定するための1つ以上の機構を含み得る。いくつかの実施例では、UAV450は、マウント550の陥凹内に存在し得、締結具が、UAV450を定位置に固定するために使用され得る。図示される配列では、マウント550は、UAV450のクリアランス孔258に取り付けられる締結具を受け取るように構成されるクリアランス孔556を伴う2つのフィン554を含む。いくつかの実装では、マウント550は、UAV450に取り付けられる（例えば、UAV450の受容機構に取り付けられる）ように構成される1つ以上のクリップを含み得る。

40

【0188】

いくつかの実装では、マウント550は、フレーム170に恒久的に取り付けられ得、

50

UAV450は、マウント550に可撤式に取り付けられ得る。このように、種々の異なるUAVが、試験スタンド150の分解および再組立を要求することなく、マウント550から外に容易に交換されることができ得る。いくつかの実装では、マウント550は、UAV450を受容するように構成されるドッキングデバイスを含み得る。UAV450（および、例えば、試験されるべき他のUAV）は、UAV450がマウント550に添着されるように、ドッキングデバイスと噛合する構成要素を含み得る。ドッキングデバイスは、UAV450がマウント550から除去されることを可能にする解放機構を含み得る。

【0189】

いくつかの実装では、マウント550は、マウント550と地面との間の衝突を減衰するように構成される、1つ以上の足部を含み得る。電源が試験飛行中に最終的に枯渇した状態になり、UAV450が地面に落下するとき、足部は、UAV450と地面との間の衝撃力を最小限にするために役立つことができる。いくつかの実装では、足部は、制御様式で衝撃力を受け取る1つ以上のばねを含む。いくつかの実装では、足部は、（例えば、その個別の底端部において）ポリマー、ゴム、ネオプレン、シリコン等の力吸収または衝撃吸収材料を含む。いくつかの実装では、足部は、テニスボール等の中空球形構造（例えば、ボール）を含む。

【0190】

いくつかの実装では、足部の力吸収または衝撃吸収能力は、少なくとも部分的に、足部とマウント550との間の接続によって提供される。例えば、力吸収または衝撃吸収材料が足部の底端部において含まれるのではなく、またはそれに加えて、足部は、足部が地面と接触することに応じて衝撃力を吸収する機構によって、マウント550に添着され得る。例えば、足部は、地面との衝突の時間中に長さが縮小することによって衝撃力を減衰する伸縮構造によって、マウント550に添着され得る。いくつかの実装では、足部は、マウント550の底面と個別の足部との間に形成される角度が、地面との衝突の時間中に低減され、それによって、衝撃力を吸収するように、マウント550に添着され得る。いくつかの実装では、足部は、UAV450自体の一部として含まれ得る。例えば、足部は、試験飛行が開始される前にUAV450に添着され得る。

【0191】

試験スタンド150は、UAV450が制限または半制限様式で飛行することを可能にし得る。いくつかの実装では、UAV450は、UAV450が略水平な飛行配向を維持するような様式で試験スタンド150に取り付けられる。例えば、UAV450は、（例えば、図28のマウント550等、図174の1つ以上の搭載機構180を介して）試験スタンド150に取り付けられ得、したがって、UAV450は、飛行中にそのロール（例えば、前後軸を中心とする回転）、ヨー（例えば、垂直軸を中心とする回転）、および/またはピッチ（例えば、横軸を中心とする回転）を調節することを実質的に防止される。例えば、試験スタンド150は、UAV450が試験飛行中に（例えば、フレーム170に沿って垂直に摺動することによって）その飛行高度のみを調節することを可能にし得る。そのような飛行制限は、（高度以外の）いかなる移動の自由度も提供されないように、UAV450を1つ以上の搭載機構180に添着し、1つ以上の搭載機構180をフレーム170に添着することによって付与され得る。いくつかの実装では、UAV450は、試験飛行中にその高度を調節することもまた同様に防止され得る。そのような飛行制限は、1つ以上の搭載機構180を係止することによって（例えば、フレーム170上の搭載機構180の上方および下方に停止機構を適用することによって）付与され得る。

【0192】

いくつかの実装では、試験スタンド150は、UAV450が試験飛行中にそのロール、ヨー、およびピッチのうちの1つ以上のものの任意の組み合わせを調節することを可能にし得る。例えば、UAV450は、UAV450がそのロール、ヨー、およびピッチの任意の組み合わせを調節することを可能にする様式で、1つ以上の搭載機構180に取り付けられ得る。いくつかの実装では、搭載機構180（例えば、図174に関して説明

10

20

30

40

50

される摺動機構)は、ホイール252をUAV450に接続する締結具256が、UAV450に関するロール、ヨー、またはピッチのある程度の自由度を可能にするように構成され得る。例えば、搭載機構180は、そのような移動を可能にするボールおよびソケットジョイントを含み得る。いくつかの実装では、UAV450は、限定された数の点においてフレーム170に添着され得る。例えば、UAV450は、UAV450がそのピッチを自由に調節することを可能にするために、側部分172または174のうちの一方のみに添着され得る。いくつかの実装では、UAV450は、UAVがそのロール、ヨー、ピッチ、または高度を調節するための自由度が(例えば、1つ以上の搭載機構180を手動で調節することによって)構成可能であるように添着され得る。

【0193】

いくつかの実装では、1つ以上の搭載機構180は、本明細書に説明される飛行自由を提供する様式でフレーム170に取り付けられ得る。例えば、UAV450は、略固定様式で1つ以上の搭載機構180(例えば、図28のマウント550)に取り付けられ得、マウント550は、マウント550(およびそれによって、UAV450)がそのロール、ヨー、およびピッチのうちの1つ以上のものを調節することを可能にする様式でフレーム170に取り付けられ得る。いくつかの実装では、マウント550の開口552は、ロール、ヨー、およびピッチの任意の組み合わせに関するある程度の飛行自由度を提供するように設計される。例えば、開口552は、フレーム170のビーム176の外周を実質的に上回る外周を有し、それによって、UAV450がそのロール、ヨー、およびピッチを調節することを可能にし得る。いくつかの実装では、開口552の寸法は、飛行自由度が特定の飛行シナリオに基づいて調節され得るように構成可能であり得る。

【0194】

いくつかの実装では、1つ以上の搭載機構180は、UAV450が半制限様式で移動することを可能にする可撓性構成要素を含み得る。例えば、搭載機構180は、UAV450がその高度、ロール、ヨー、およびピッチの任意の組み合わせを調節することを可能にする、ストリング、チェーン、ロープ等を含み得る。いくつかの実装では、可撓性構成要素の長さは、UAV450にもたらされるべき飛行自由度に対応し得る。例えば、比較的長い(例えば、数フィートのオーダーの)構成要素は、UAV450に、比較的短い(例えば、数インチのオーダーの)構成要素を相対的に上回る飛行自由度をもたらし得る。いくつかの実装では、可撓性構成要素の長さは、UAV450のプロペラまたは他の構成要素と絡まるいかなるリスクも存在しないように選定され得る。

【0195】

試験スタンド150は、主に、UAV450がビーム176に平行な上下方向においてフレーム170に沿って摺動することを可能にするように描写されているが、いくつかの実装では、搭載機構180、350、および/またはマウント550は、UAV450が他の方向においてビーム176または試験スタンド150の他の部分に沿って摺動することを可能にするように構成され得る。例えば、いくつかの実装では、試験スタンド150は、地面に平行な方向において延設されるビームおよび/または軌道を含み得、搭載機構180、350、および/またはマウント550は、UAV450が地面に平行な方向において試験スタンド150に沿って摺動することを可能にする様式で、試験スタンド150に添着され得る。試験スタンド150は、UAV450が、試験飛行目的のために望ましい任意の方向において(例えば、地面に対してある角度において、湾曲パターンにおいて、事前定義されたパターンにおいて等)摺動することを可能にし得る。

【0196】

いくつかの実装では、試験スタンド150は、試験を補助するための1つ以上のセンサを含み得る。例えば、1つ以上の加速度計、ジャイロスコープ、力センサ、振動センサ、熱センサ等が、試験スタンド150(例えば、基部160、フレーム170、搭載機構180等)内に含まれる、または埋設され得る。そのようなセンサは、UAV(例えば、図27のUAV450)の試験飛行中にデータを収集するように構成され得る。例えば、1つ以上のセンサは、試験飛行中およびその完了後に分析され得るデータを収集するように

10

20

30

40

50

構成され得る。データは、試験飛行中のUAV450の飛行性能を示し得る。

【0197】

いくつかの実装では、1つ以上のセンサは、UAV450が進行する傾向にある方向を識別するように構成される。例えば、UAV450は、直進および水平飛行を維持するためのコマンドを受信し得る。しかしながら、UAV450の1つ以上の構成要素における変動またはアセンブリにおける変動に起因して、UAV450は、特定の方向に引動される傾向を有し得る。1つ以上のセンサ（例えば、加速度計または力センサ等）は、UAV450の引動の方向および程度を検出するように構成され得る。そのようなデータは、続けて、例えば、UAV450を較正するために使用され得る。

【0198】

いくつかの実装では、振動センサが、UAV450が飛行中に許容不可能な程度の振動を生成しないことを確実にするために採用され得る。例えば、UAV450の1つ以上の構成要素における変動またはそのような構成要素のアセンブリにおける変動に起因して、UAV450は、飛行正確度、飛行距離、飛行効率等に悪影響を及ぼし得る振動を被り得る。いくつかの実装では、振動センサは、被る振動の程度に対応する信号を生成するように構成され得る。振動の程度がある閾値（例えば、事前決定された閾値）を満たす場合、振動センサは、そのような発生を示すように構成され得る。飛行試験中またはその後、技師は、許容不可能な程度の振動をUAV450が被ったことを通知され得、技師は、そのような振動読取値を引き起こした問題に対処することができる。

【0199】

いくつかの実装では、試験スタンド150は、UAV450によって生成される熱の程度を測定するための1つ以上の熱センサもしくは温度センサ（例えば、赤外線（IR）センサ）を含み得る。例えば、1つ以上のIRセンサは、IRセンサが種々の異なる面積または構成要素におけるUAV450の温度を識別し得るよう、試験スタンド150内に配列され得る。このように、許容不可能な程度の熱を生成する構成要素が、識別および相関されることができる。例えば、IRセンサは、機関等、殆どの熱を生成する傾向にあるUAV450の構成要素の温度を監視するために使用され得る。1つ以上のIRセンサは、UAV450の各ロータおよびプロペラを監視し、過剰な熱が（例えば、欠陥または不適切に組み立てられた構成要素の結果としての摩擦に起因して）生成されているかどうかを決定するために使用され得る。

【0200】

いくつかの実装では、試験スタンド150は、試験飛行中に1つ以上のセンサによって取得された全てのデータを記録するように構成され得る。そのようなデータは、オペレータまたは技師が試験飛行の種々のパラメータを迅速に決定し得るよう、試験飛行中またはその後分析されることができる。例えば、オペレータまたは技師は、不適切に組み立てられた場合がある、または欠陥があり得るUAV450の任意の構成要素を容易に識別することができる。オペレータまたは技師はまた、特定のUAV450の飛行時間能力、特定のUAV450の飛行特性（例えば、UAV450がある方向に引動される傾向にあるかどうか、およびどの程度か）、UAV450によって生成された熱等を決定することができる。そのようなデータは、UAV450のどれが屋外飛行のために好適であるかを決定するために、他のUAV450の飛行データと比較されることができる。

【0201】

いくつかの実装では、試験スタンド150は、試験飛行中およびその後情報を表示するように構成される、ビデオスクリーン（例えば、LCDスクリーン）等のディスプレイデバイスを含む。例えば、スクリーンは、本明細書に説明される1つ以上のセンサによって収集されるデータをリアルタイムで表示し得る。いくつかの実装では、スクリーンは、試験飛行中にUAV450の視覚表現を表示し得る。スクリーンは、試験飛行中に問題が識別される場合、およびそのとき、インジケーションを提示するように構成され得る。例えば、1つ以上のセンサからの読取値が、UAV450の構成要素に欠陥があることを示す場合（例えば、ロータのうちの1つに欠陥がある場合）、スクリーンは、そのようなこ

10

20

30

40

50

とを示すアラートを表示し得る。いくつかの実装では、UAV450の視覚表現は、種々の構成要素のステータスに基づいて、特定の色（例えば、緑色、黄色、赤色等）になり得る。例えば、ロータが、センサから収集されたデータに基づいて欠陥があると決定される場合、ロータは、赤色で表示され得る。ロータが、わずかに欠陥があるが、飛行のために依然として好適であると決定される場合、ロータは、黄色で表示され得る。UAV450の全ての構成要素が、完全に動作可能である場合、UAV450は、緑色で表示され得る。

【0202】

いくつかの実装では、スクリーンは、現在の試験飛行が実施されている間に異なる試験飛行（例えば、以前の試験飛行）に関連する情報を表示するように構成され得る。このように、現在の試験飛行中に収集される1つ以上のセンサからの読取値が、異なるUAV450の飛行特性が（例えば、リアルタイムで）比較され得るように以前の読取値と比較されることができる。いくつかの実装では、スクリーンは、複数の表示面積を含み得る。各表示面積は、異なる試験飛行（例えば、複数の異なる並行する試験飛行、複数の過去および/または現在の試験飛行等）に関連するデータを提示するように構成され得る。

10

【0203】

いくつかの実装では、試験スタンド150は、ネットワーク（例えば、インターネット）に接続するように構成され得、したがって、データは、ネットワークに接続される他の試験スタンドまたはコンピューティングデバイスと共有されることができる。例えば、試験スタンド150のネットワークは、全ての試験スタンドが飛行試験データをリアルタイムで共有（例えば、並行して共有）し得るように接続され得る。いくつかの実装では、データベースもまた、ネットワークに接続される。データベースは、以前の試験飛行データ（例えば、ネットワーク内に含まれる全ての試験スタンド150からの試験飛行データ）を記憶するように構成され得る。このように、飛行データ傾向が、分析および識別されることができ、有用な情報が、統計分析によって取得され得る。

20

【0204】

試験スタンド150は、試験されている特定のUAV450を識別するための1つ以上の識別もしくは追跡デバイスを含み得る。例えば、試験スタンド150（例えば、試験スタンド150の基部160、フレーム170、搭載機構180等）は、試験スタンド150において搭載されるUAV450の識別マークを走査するように構成される走査または読取デバイスを含み得る。いくつかの実装では、試験スタンド150は、搭載されるUAV450上に印刷されるバーコードを読み取るように構成されるバーコードリーダを含む。このように、試験飛行中に1つ以上のセンサによって収集されるデータが、特定のUAV450と関連されることができる。いくつかの実装では、試験スタンド150は、RFID、NFC、Bluetooth（登録商標）等の短距離無線プロトコルを介して通信するように構成されるコンポーネント（例えば、RFIDリーダ）を含む。各UAV450は、試験スタンド150のRFIDリーダと相互作用するように構成される識別情報（例えば、ID番号等）を含むコンポーネント（例えば、RFIDタグ）を含み得る。UAV450が試験飛行のために試験スタンド150において配置されると、RFIDリーダは、特定のUAV450の識別情報を決定するために、UAV450のRFIDタグを識別することができる。このように、収集されたデータ（例えば、試験スタンド150のネットワークの全ての試験スタンド150によって収集されたデータ）は、さらなる分析および比較のために適切に編成されることができる。

30

40

【0205】

いくつかの実装では、試験スタンド150はまた、RFIDリーダおよびRFIDタグが相互に通信範囲内にあった時間の長さを決定するように構成されるタイミングコンポーネント（例えば、カウンタまたはクロック）を含み得る。そのような情報は、試験飛行の時間の長さを決定するために使用されることができる。いくつかの実装では、RFIDリーダは、試験スタンド150の垂直位置において位置付けられ、したがって、UAV450のRFIDタグは、RFIDリーダおよびRFIDタグが無線通信範囲内にあるために

50

、飛行（例えば、ホバリング）中でなければならない。そのような構成を使用して、RFIDリーダおよびRFIDタグが相互に無線通信範囲内にあるときに（例えば、UAV450がホバリングを開始するときに）タイマを開始し、RFIDリーダおよびRFIDタグがもはや相互に無線通信範囲内にないときに（例えば、UAV450が電源が枯渇した状態になることに起因してもはやホバリングしていないときに）時間を停止させることによって、試験飛行の長さを識別することができる。そのようなタイミング情報は、電源（例えば、機関および/またはバッテリー）の飛行時間能力を識別するために使用されることができる。

【0206】

いくつかの実装では、試験スタンド150は、他の試験スタンドに取り付けられ、複数のUAVを試験するための試験スタンドシステムを形成するように構成され得る。例えば、第1の試験スタンドが、第2の試験スタンドに接続するための取付機構を含み得る。第2の試験スタンドは、第1の試験スタンドからの取付機構ならびに第3の試験スタンドに接続するための取付機構を受け取るための受容機構を含み得る。第3の試験スタンドは、第2の試験スタンドからの取付機構を受け取るための受容機構を含み得、以下同様である。任意の数の試験スタンドが、本様式で（例えば、直列に）接続され得る。

10

【0207】

図29は、複数の試験スタンド150a-nを含む試験スタンドシステム650の実施例を示す。図示される配列では、第1の試験スタンド150aの基部160aは、第2の試験スタンド150bの基部160bに接続される。特に、第1の基部160aの脚部162aは、第2の基部160bの脚部162bに接続される。本実施例では、脚部162a、162bは、複数の締結具652によって相互に接続される。

20

【0208】

いくつかの実装では、脚部162a、162bは、1つ以上の他の機構によって接続され得る。いくつかの実装では、各試験スタンドは、脚部の各対が2つの構成のうちの1つを有するフックを含むように構成され得る。例えば、第1の試験スタンド150aの前側上の脚部162aは、下向きフック構成を有するフックを含み得、第1の試験スタンド150aの後側上の脚部162aは、上向きフック構成を有するフックを含み得る。同様に、第2の試験スタンド150bの前側上の脚部162bは、下向きフック構成を有するフックを含み得、第2の試験スタンド150bの後側上の脚部162bは、上向きフック構成を有するフックを含み得る。第1の試験スタンド150aの上向きに面するフックは、第2の試験スタンド150bの下向きに面するフックと噛合し、試験スタンド150a、150bをとともに接続することができる。このように、（例えば、それぞれ、同一の構成を有する）複数の試験スタンドが、締結具652を使用することなく、ともに直列に容易に接続されることができる。

30

【0209】

図示される配列では、試験スタンド150a、150bはまた、試験スタンド150a、150bの上部部分において相互に接続される。特に、各試験スタンド150a、150bは、フレーム170a、170bの上端部に添着されるクロスビーム190a、190bを含む。クロスビーム190a、190bは、複数のジョイント654によって相互に接続される。いくつかの実装では、ジョイント654は、締結具によってクロスビーム190a、190bに接続される。いくつかの実装では、ジョイント654は、フックによってクロスビーム190a、190bに接続される。

40

【0210】

図29に示されないが、第2の試験スタンド150bは、第3の試験スタンド150cに同様に接続され得、これは、順に、第4の試験スタンド150dに同様に接続され得、以下同様であることを理解されたい。

【0211】

試験スタンドシステム650は、類似する条件下で複数のUAVを同時に試験するための方法を提供することができる。いくつかの実施例では、UAV、飛行試験シナリオ、ま

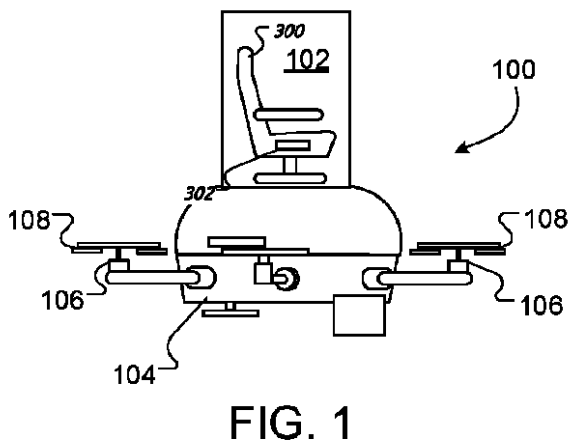
50

たはその両方に関連する1つ以上のパラメータが、種々のUAVの試験飛行を横断して改変され得る。例えば、わずかに異なる重量を有するが、その他の点では同じである複数のUAVが、種々の試験スタンド150a-nにおいて同時に試験され得る。試験飛行は、個別のUAVの電源が、補充されることを必要とすることなく飛行を維持するために十分な電力を供給し得る長さを決定するために実施され得る。このように、試験スタンドシステム650は、単一の変数(例えば、重量)がUAVの飛行性能に影響を及ぼす程度を決定するために、共通の試験条件を提供することができる。

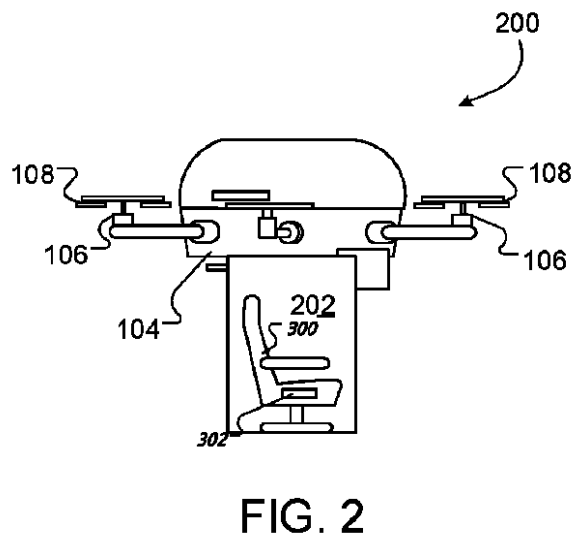
【0212】

他の実施形態も、以下の請求項の範囲内である。

【図1】



【図2】



【 図 3 】

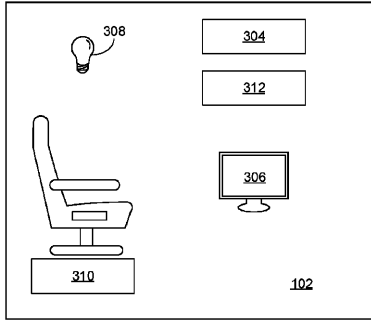


FIG. 3

【 図 4 】

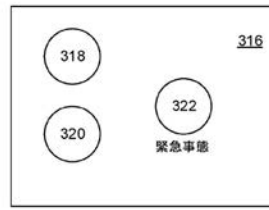


FIG. 4A

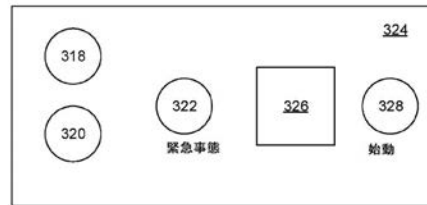


FIG. 4B

【 図 5 】

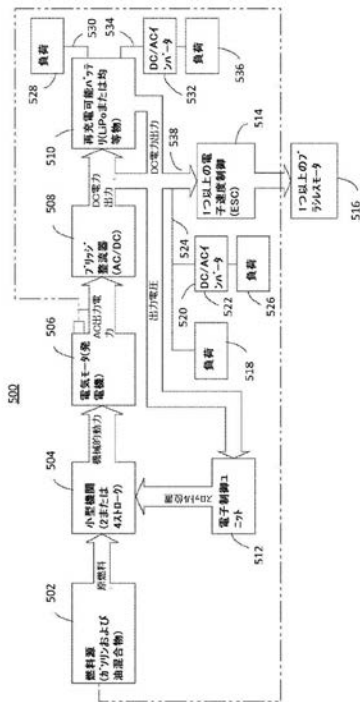


Fig. 5

【 図 6 】

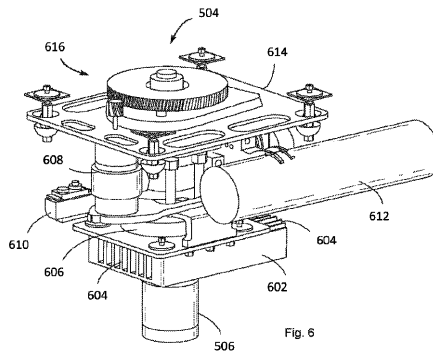


Fig. 6

【 図 7 A 】

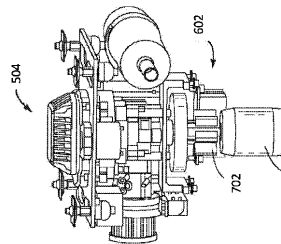


Fig. 7A

【図7B】

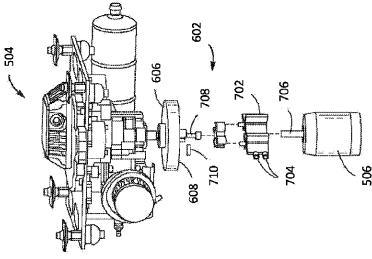


Fig. 7B

【図8】

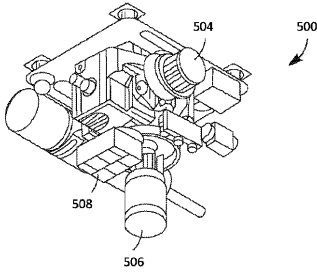


Fig. 8

【図9】

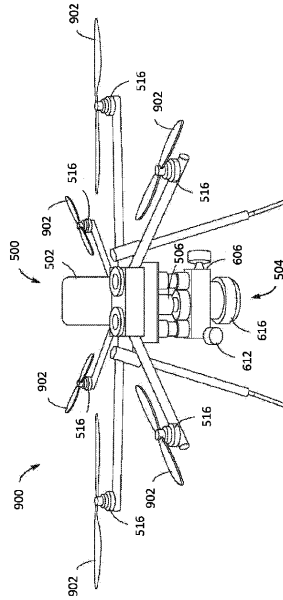


Fig. 9

【図10】

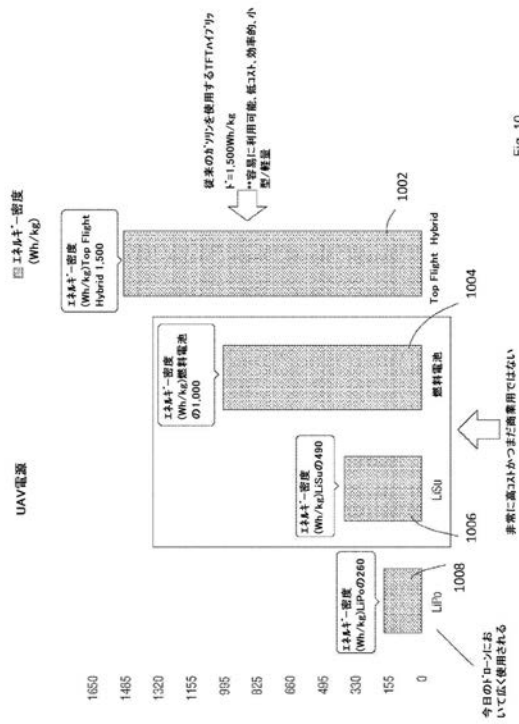


Fig. 10

【図11】

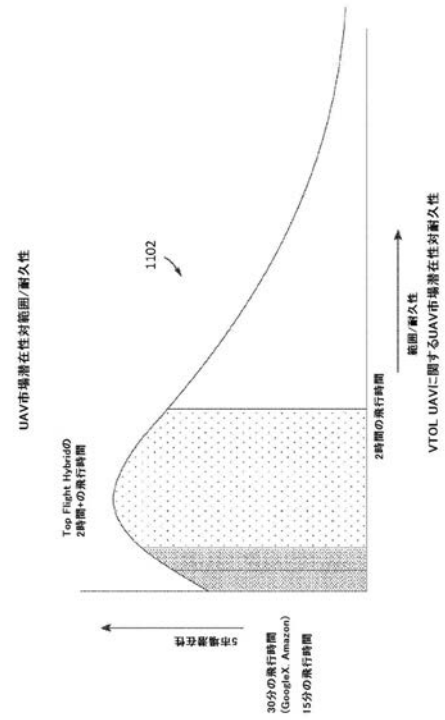


Fig. 11

【図 1 2】

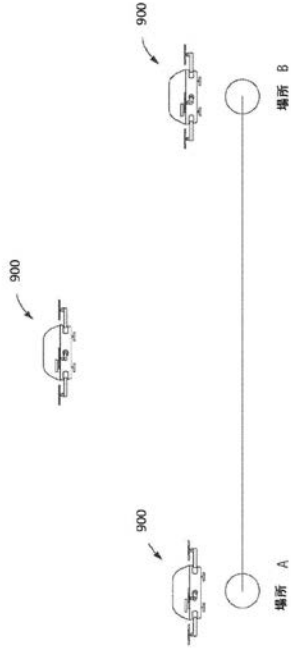


Fig. 12

【図 1 3】

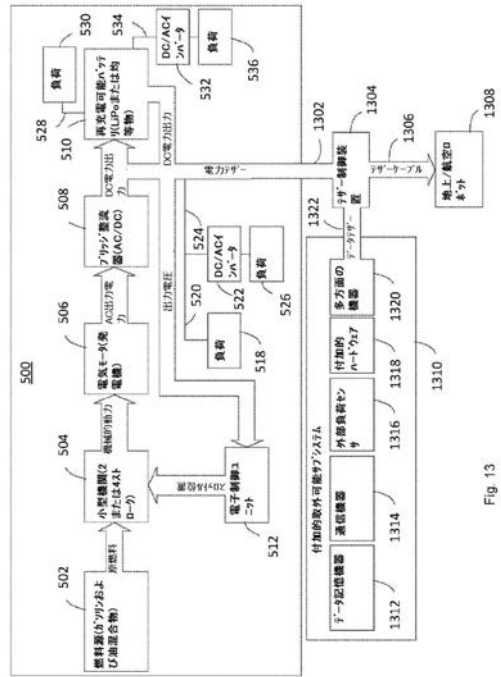


Fig. 13

【図 1 4】

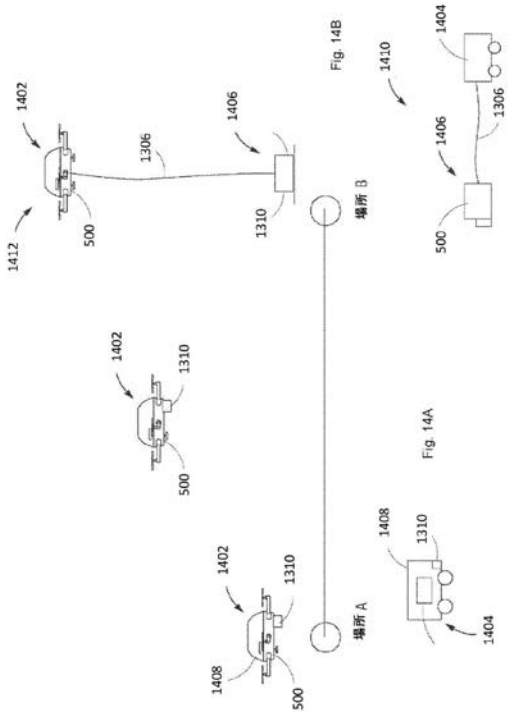


Fig. 14B

Fig. 14A

【図 1 5】

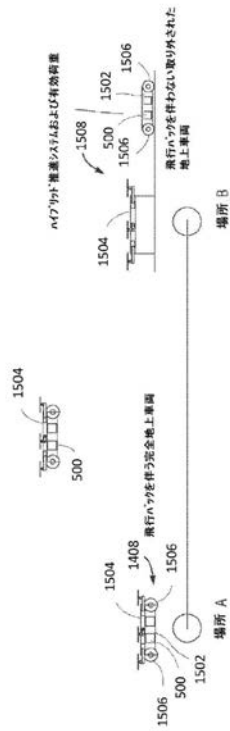


Fig. 15

【図16】

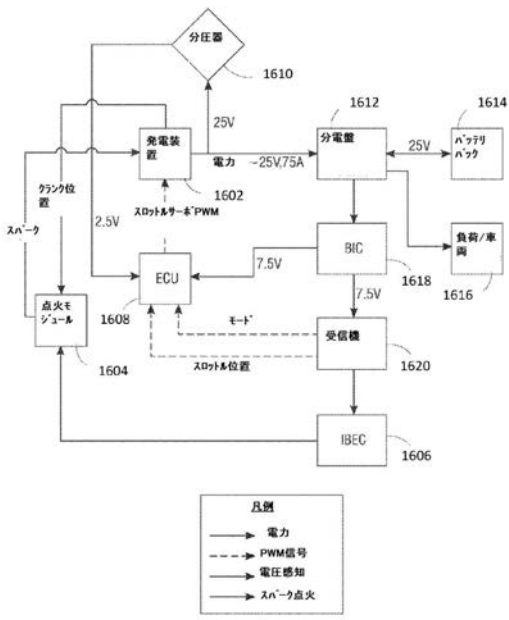


Fig 16

【図17】

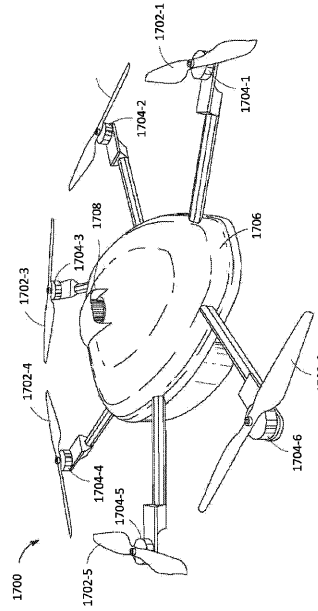


Fig. 17

【図18】

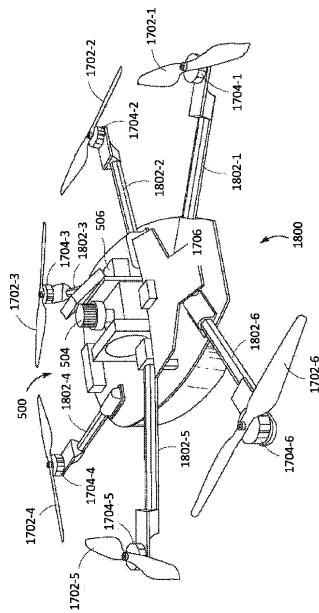


Fig. 18

【図19】

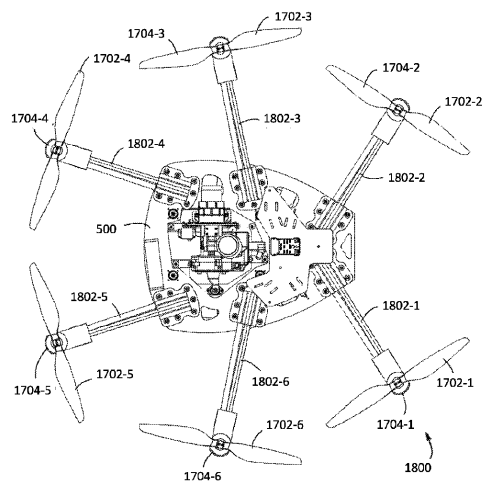


Fig. 19

【 図 2 0 】

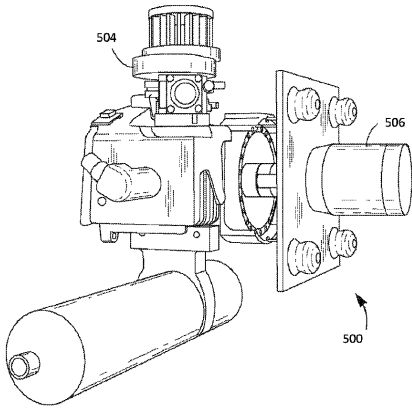


Fig. 20

【 図 2 1 】

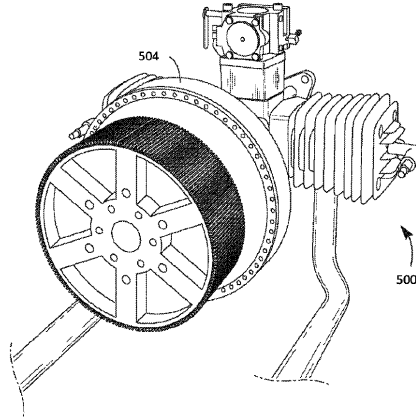


Fig. 21

【 図 2 2 A 】

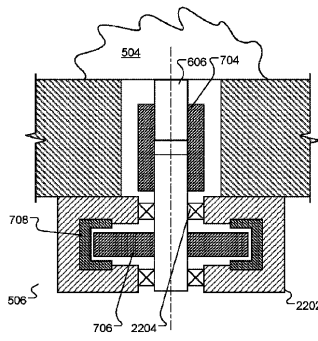


FIG. 22A

【 図 2 2 B 】

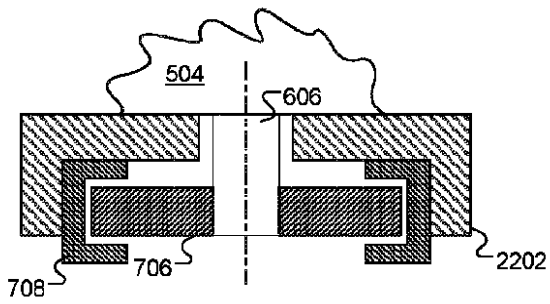


FIG. 22B

【 図 2 3 】

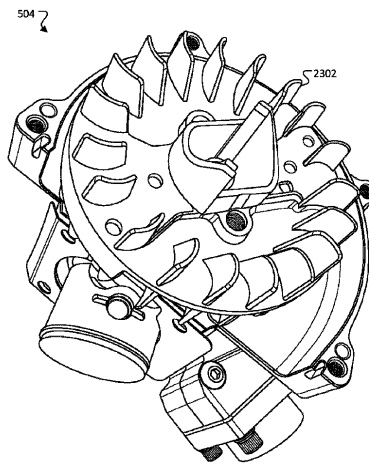


FIG. 23

【 図 2 4 】

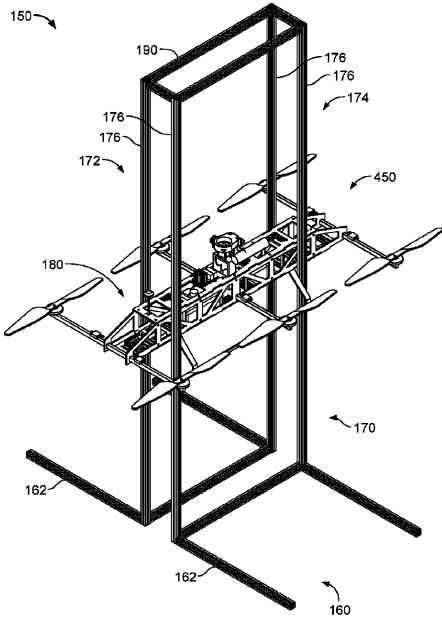


Fig. 24

【 図 2 5 】

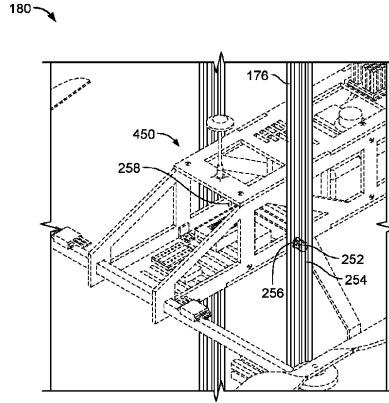


Fig. 25

【 図 2 6 】

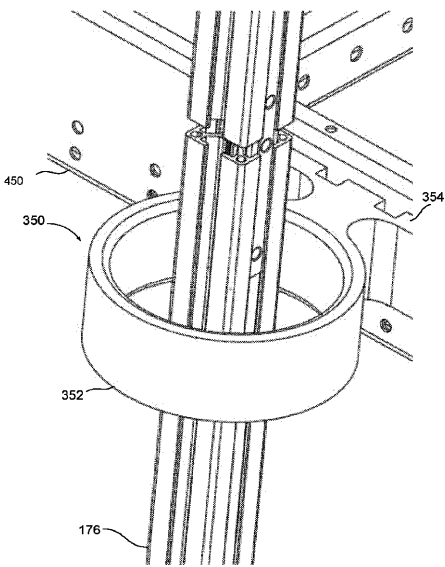


Fig. 26

【 図 2 7 】

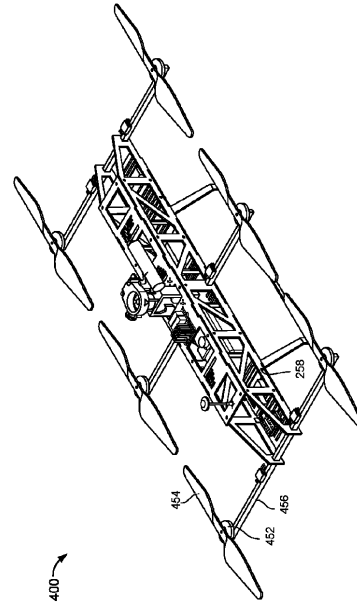
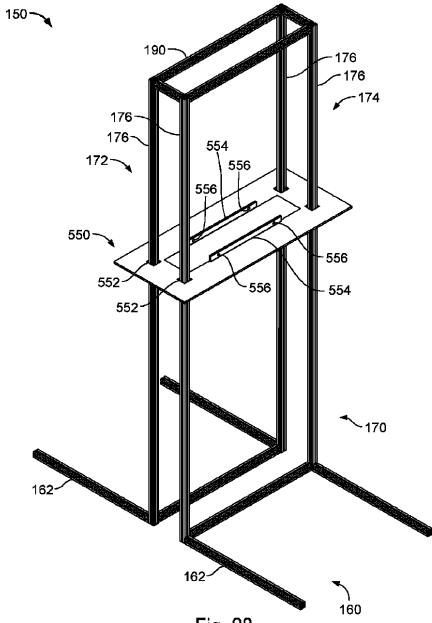
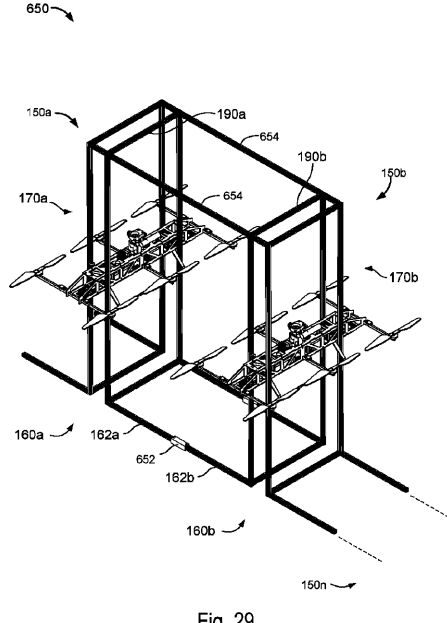


Fig. 27

【 図 2 8 】



【 図 2 9 】



【 国際調査報告 】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/US2017/032493

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER IPC(B) - B64C 39/02; B64C 27/00; B64C 27/16; B64C 27/32; B64C 29/00; B64C 29/02 (2017.01) CPC - B64C 39/024; B64C 27/00; B64C 27/16; B64C 27/32; B64C 29/00; B64C 29/02; B64C 39/00; B64C 39/02; B64C 2201/00; B64C 2201/024; B64C 2201/042; B64C 2201/044; B64C 2201/066; B64C 2201/108; B64C 2201/165 (2017.08)		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
B. FIELDS SEARCHED		
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 See Search History document		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used) See Search History document		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 2016/0052626 A1 (AERGILITY LLC) 25 February 2016 (25.02.2016) entire document	1, 2, 5-15, 17-19, 21
Y		3, 4, 22, 23
Y	US 4,814,579 A (MATHIS et al) 21 March 1989 (21.03.1989) entire document	3, 4, 22
Y	US 4,546,939 A (CRONIN) 15 October 1985 (15.10.1985) entire document	23
A	US 8,353,199 B1 (MA et al) 15 January 2013 (15.01.2013) entire document	1-23
A	US 2006/0049304 A1 (SANDERS, JR. et al) 09 March 2006 (09.03.2006) entire document	1-23
<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: "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date "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 "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 "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 "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 "&" document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search 05 September 2017		Date of mailing of the international search report 18 SEP 2017
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: 571-272-4300 PCT OSP: 571-272-7774

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/US2017/032493

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.:
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:
See extra sheet(s).

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.:
1-23

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.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/US2017/032493

Continued from Box No. III Observations where unity of invention is lacking

This application contains the following inventions or groups of inventions which are not so linked as to form a single general inventive concept under PCT Rule 13.1. In order for all inventions to be examined, the appropriate additional examination fees need to be paid.

Group I, claims 1-23 are drawn to an unmanned aerial vehicle with rotor motor.

Group II, claims 24-42 are drawn to test stand system.

The inventions listed in Groups I and II do not relate to a single general inventive concept under PCT Rule 13.1, because under PCT Rule 13.2 they lack the same or corresponding special technical features for the following reasons:

The special technical features of Group I, at least one rotor motor configured to drive at least one propeller to rotate, a passenger compartment sized to contain a human or animal passenger, and a hybrid generator system configured to provide electrical energy to the at least one rotor motor and to generate lift sufficient to carry the human or animal passenger, the hybrid generator system comprising: a rechargeable battery configured to provide electrical energy to the at least one rotor motor, an engine configured to generate mechanical energy, and a generator motor coupled to the engine and configured to generate electrical energy from the mechanical power generated by the engine, are not present in Group II; and the special technical features of Group II, a test stand comprising a base, a frame, a first and second side portion, one or more mounting mechanisms slidably attached to the frame configured to affix to an unmanned aerial vehicle such that the unmanned aerial vehicle is permitted to slide within the defined space in a direction parallel to the frame during a test flight, are not present in Group I.

Groups I and II share the technical feature of an unmanned aerial vehicle. However, these shared technical features do not represent a contribution over the prior art. Specifically, US 8,353,199 B1 to Ma et al. teaches of an unmanned air vehicle (Title; Abstract).

Since none of the special technical features of the Group I and II inventions are found in more than one of the inventions, unity is lacking.

フロントページの続き

(51) Int.Cl.	F I		テーマコード (参考)
B 6 4 F 5/40 (2017.01)	B 6 4 F	5/40	
B 6 4 C 25/08 (2006.01)	B 6 4 C	25/08	

(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, 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, TZ

(74) 代理人 230113332

弁護士 山本 健策

(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 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

(72) 発明者 デイビス, エリ エム.

アメリカ合衆国 マサチューセッツ 0 2 1 4 1, ケンブリッジ, セカンド ストリート 1 0 9