

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6825011号
(P6825011)

(45) 発行日 令和3年2月3日 (2021. 2. 3)

(24) 登録日 令和3年1月15日 (2021. 1. 15)

(51) Int. Cl.

B 6 4 C 29/02 (2006.01)

F 1

B 6 4 C 29/02

請求項の数 20 (全 20 頁)

(21) 出願番号	特願2018-562089 (P2018-562089)	(73) 特許権者	512059877
(86) (22) 出願日	平成29年6月2日 (2017. 6. 2)		エアロバイロメント, インコーポレイテッド
(65) 公表番号	特表2019-517412 (P2019-517412A)		A E R O V I R O N M E N T, I N C.
(43) 公表日	令和1年6月24日 (2019. 6. 24)		アメリカ合衆国 カリフォルニア州 9 1
(86) 国際出願番号	PCT/US2017/035742		0 1 6 - 6 3 4 7, モンロビア, ロイヤル
(87) 国際公開番号	W02017/210595		オークストライヴ 8 0 0, スイート 2
(87) 国際公開日	平成29年12月7日 (2017. 12. 7)		1 0
審査請求日	令和2年5月29日 (2020. 5. 29)	(74) 代理人	110001302
(31) 優先権主張番号	62/345, 618		特許業務法人北青山インターナショナル
(32) 優先日	平成28年6月3日 (2016. 6. 3)	(72) 発明者	ウォン, ヘンリー トム
(33) 優先権主張国・地域又は機関	米国 (US)		アメリカ合衆国 カリフォルニア州 9 1
早期審査対象出願			0 1 6, モンロビア, ロイヤルオークスト
			ライヴ 8 0 0, スイート 2 1 0
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 補完的な角度がついたロータを有する垂直離着陸用翼付き航空機

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

方法であって：

垂直離着陸 (V T O L) 航空機の上部左舷モータ、下部左舷モータ、上部右舷モータおよび下部右舷モータにほぼ等しい推進力を与えて垂直離陸を達成するステップであって、上部および下部の左舷モータが翼の第 1 の端部に配置され、上部および下部の右舷モータが前記翼の第 1 の端部から遠位にある翼の第 2 の端部に配置され、前記上部および下部の右舷モータが、前記翼の平面にほぼ垂直な第 1 の平面内で互いに離れるように角度がつけられ、前記上部および下部の左舷モータが、前記翼の平面にほぼ垂直な第 2 の平面内で互いに離れるように角度がつけられているステップと；

上部のモータの推力を上げるとともに下部のモータの推力を下げ、V T O L 航空機の重心の周りに正味のモーメントを生成して、航空機を前方に回転させるステップと；

前記上部のモータの推力を上げるとともに前記下部のモータの推力を上げて、水平飛行を達成するステップであって、前記 V T O L 航空機の翼が水平飛行の初期の揚力を提供するステップと；を含むことを特徴とする方法。

【請求項 2】

請求項 1 に記載の方法が、さらに：水平飛行時に、上部の 2 つのモータの推力を上げるとともに下部の 2 つのモータの推力を下げ、前記 V T O L 航空機を下方に向けるステップを含むことを特徴とする方法。

【請求項 3】

10

20

請求項 1 に記載の方法が、さらに；水平飛行時に、上部の 2 つのモータの推力を下げるとともに下部の 2 つのモータの推力を上げて、前記 V T O L 航空機を上方に向けるステップを含むことを特徴とする方法。

【請求項 4】

請求項 1 に記載の方法が、さらに：水平飛行時に、前記上部左舷モータおよび前記下部右舷モータの推力を上げるとともに、前記上部右舷モータおよび前記下部左舷モータの推力を下げて、前記 V T O L 航空機の背面から見て、前記 V T O L 航空機を時計回りに回転させるステップを含むことを特徴とする方法。

【請求項 5】

請求項 1 に記載の方法が、さらに：水平飛行時に、前記上部左舷モータおよび前記下部右舷モータの推力を下げるるとともに、前記上部右舷モータおよび前記下部左舷モータの推力を上げて、前記 V T O L 航空機の背面から見て、前記 V T O L 航空機を反時計回りに回転させるステップを含むことを特徴とする方法。

10

【請求項 6】

請求項 1 に記載の方法が、さらに：水平飛行時に、両方の左舷のモータの推力を上げるとともに、両方の右舷のモータの推力を下げて、前記 V T O L 航空機の機首を右に向けるステップを含むことを特徴とする方法。

【請求項 7】

請求項 1 に記載の方法が、さらに：水平飛行時に、両方の左舷のモータの推力を下げるるとともに、両方の右舷のモータの推力を上げて、前記 V T O L 航空機の機首を左に向けるステップを含むことを特徴とする方法。

20

【請求項 8】

請求項 1 に記載の方法において、各モータが、前記航空機の縦軸から 5 度から 35 度の間で傾斜していることを特徴とする方法。

【請求項 9】

請求項 1 に記載の方法が、さらに：前記翼に対する各モータの角度に基づいて、各モータに横方向の推力成分を提供するステップを含むことを特徴とする方法。

【請求項 10】

請求項 1 に記載の方法において、各モータが、前記 V T O L 航空機の垂直飛行における十分なヨーを提供するのに必要な所望の横力成分に基づいて、前記航空機の縦軸から傾斜していることを特徴とする方法。

30

【請求項 11】

請求項 1 に記載の方法において、各モータが、前記 V T O L 航空機の水平飛行における十分なロールを提供するのに必要な所望の横力成分に基づいて、前記航空機の縦軸から傾斜していることを特徴とする方法。

【請求項 12】

請求項 1 に記載の方法において、各モータにプロペラが取り付けられていることを特徴とする方法。

【請求項 13】

請求項 12 に記載の方法において、各プロペラが前記翼から離れて配置され、各プロペラが、水平飛行時に前記翼から発生する乱流から離れた乱れていない気流の領域にあることを特徴とする方法。

40

【請求項 14】

請求項 12 に記載の方法において、各プロペラが、固定ピッチのプロペラであることを特徴とする方法。

【請求項 15】

請求項 1 に記載の方法が、さらに：前記 V T O L 航空機の胴体に配置された 1 以上のセンサによって、水平飛行時にデータを捕捉するステップを含むことを特徴とする方法。

【請求項 16】

請求項 15 に記載の方法において、前記 1 以上のセンサのうちの 1 つのセンサがカメラ

50

であることを特徴とする方法。

【請求項 17】

請求項 15 に記載の方法において、前記 1 以上のセンサのうちの 1 つのセンサが、前記 V T O L 航空機の胴体に対して固定されていることを特徴とする方法。

【請求項 18】

請求項 15 に記載の方法において、前記 1 以上のセンサのうちの 1 つのセンサが、前記 V T O L 航空機の胴体に対して旋回可能であることを特徴とする方法。

【請求項 19】

請求項 1 に記載の方法が、さらに：垂直安定板によって、水平飛行において前記 V T O L 航空機に安定状態を提供するステップを含むことを特徴とする方法。

10

【請求項 20】

請求項 19 に記載の方法が、さらに：前記垂直安定板によって、離陸前または着陸後に、前記 V T O L 航空機を鉛直の配向に維持するステップを含むことを特徴とする方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本出願は、2016年6月3日に提出された米国仮特許出願第62/345,618号の優先権と利益を主張し、その内容はすべての目的のために参照により本明細書に組み込まれる。

【0002】

20

本実施例は、概して無人航空機(UAV)に関するものであり、より具体的には垂直離着陸(VTOL)UAVに関する。

【背景技術】

【0003】

垂直離着陸(VTOL)航空機は、垂直に離陸して、垂直飛行から水平飛行に移行し、水平に前進して飛行することができる。クワッドロータ航空機は、4つのモータと4つのプロペラを有しており、これらはすべてクワッドロータの縦軸に向かって垂直に並んでいる。クワッドロータのプロペラのサイズは、クワッドロータを適切に制御して、クワッドロータが飛行するのに要するパワーを低減させるために、クワッドロータ全体のサイズに対してかなり大きい。

30

【発明の概要】

【0004】

例示的な航空機の実施例は：胴体と；胴体の両側から延在して、第1の側面および第2の側面を有する翼と；胴体から遠位にある翼の第1の端部に配置された一対の第1のモータであって、一対の第1のモータのうちの一つのモータが翼の第1の側面にあり、他方の一つのモータが翼の第2の側面にある一対の第1のモータと；胴体から遠位にある翼の第2の端部に配置された一対の第2のモータであって、翼の第2の端部が翼の第1の端部の反対側にあり、一対の第2のモータのうちの一つのモータが翼の第1の側面にあり、他方の一つのモータが翼の第2の側面にある一対の第2のモータと；を有しており、各モータは、所望の航空機の動きのために、取り付けられたプロペラによる推力の成分を提供するように角度をつけることができ、プロペラの回転により生成される生成トルクに追加の生成トルクを加えることができることを特徴とする。各モータは、航空機の縦軸から5 - 35度の間で角度を付けることができる。他の実施例では、各モータは航空機の縦軸から約10度角度が付けられている。各モータは、翼の平面に対してほぼ垂直な第1の平面内で角度をつけることができる。他の実施例では、各モータは、翼の平面により画定された平面にほぼ垂直な第1の平面内で角度をつけることができる。

40

【0005】

例示的な方法の実施例は：垂直離着陸(VTOL)航空機の上部左舷モータ、下部左舷モータ、上部右舷モータおよび下部右舷モータにほぼ等しい推力を与えて垂直離陸を達成するステップであって、上部および下部の左舷モータが翼の第1の端部に配置され、上部

50

および下部の右舷モータが、翼の第1の端部から遠位にある翼の第2の端部に配置され、上部および下部の右舷モータは、翼の平面に対してほぼ垂直な第1の平面内で互いに離れるよう角度をつけることができ、上部および下部の左舷モータは、翼の平面に対してほぼ垂直な第2の平面内で互いに離れるよう角度をつけることができるものであるステップと；上部のモータの推力を上げるとともに下部のモータの推力を下げて、V T O L 航空機の重心の周りに正味のモーメントを生成して、航空機を前方に回転させるステップと；上部のモータの推力を上げるとともに下部のモータの推力を下げて水平飛行を達成するステップであって、V T O L 航空機の翼が水平飛行の初期の揚力を提供するステップと；を含むことができる。

【0006】

10

追加的な方法の実施例は、水平飛行時に、上部の2つのモータの推力を上げるとともに下部の2つのモータの推力を下げて、V T O L 航空機を下方に向けるステップを含むことができる。追加的な方法の実施例は、水平飛行時に、上部の2つのモータの推力を下げるとともに下部の2つのモータの推力を上げて、V T O L 航空機を上方に向けるステップを含むことができる。

【0007】

追加的な方法の実施例は、水平飛行時に、上部の左舷のモータと下部の右舷のモータの推力を上げるとともに、上部の右舷のモータと下部の左舷のモータの推力を下げて、V T O L 航空機の背面から見てV T O L 航空機を時計回りに回転させるステップを含むことができる。追加的な実施例は、水平飛行時に、上部の左舷のモータと下部の右舷のモータの推力を下げるとともに、上部の右舷のモータと下部の左舷のモータの推力を上げて、V T O L 航空機の背面から見てV T O L 航空機を反時計回りに回転させるステップを含む。

20

【0008】

方法の追加的な実施例は、水平飛行時に、左舷の両方のモータの推力を上げるとともに、右舷の両方のモータの推力を下げて、V T O L 航空機の機首を右側に向けるステップを含むことができる。方法の追加的な実施例は、水平飛行時に、左舷の両方のモータの推力を下げるとともに、右舷の両方のモータの推力を上げて、V T O L 航空機の機首を左側に向けるステップを含むことができる。

【0009】

例示的な垂直離着陸(V T O L)航空機の実施例は：第1の側面および第2の側面を有する翼と；翼の第1の端部に配置された第1のモータアセンブリと；を具え、第1のモータアセンブリが：翼の第1の側面に配置されて翼の第1の側面から離れるように鉛直から傾斜している第1のモータと；第1のウイングレットであって、これにより第1のモータが翼の第1の端部から離間している第1のウイングレットと；翼の第2の側面に配置されて翼の第2の側面から離れるように鉛直から傾斜している第2のモータと；第2のウイングレットであって、これにより第2のモータが翼の第1の端部から離間している第2のウイングレットと；を含み、各モータは、所望の航空機の動きのために、取り付けられたプロペラによる推力の成分を提供するように角度をつけることができ、プロペラの回転により生成される生成トルクに追加の生成トルクを加えることができることを特徴とする。

30

40

【0010】

追加的な航空機の実施例では、第1のモータアセンブリがさらに：翼の第1の側面に配置された第1のモータポッドであって、第1のモータを支持する第1のモータポッド構造および第1のプロペラを有する第1のモータポッドと；翼の第2の側面に配置された第2のモータポッドであって、第2のモータを支持する第2のモータポッド構造および第2のプロペラを有する第2のモータポッドと；を含む。航空機は、また、翼の第2の端部に配置された第2のモータアセンブリを含むことができ、第2のモータアセンブリが：翼の第1の側面に配置されて翼の第1の側面から離れるように鉛直線から傾斜している第3のモータと；第3のウイングレットであって、これにより第3のモータが翼の第2の端部から離間している第3のウイングレットと；翼の第2の側面に配置されて翼の第2の側面から

50

離れるように鉛直線から傾斜している第4のモータと；第4のウイングレットであって、これにより第4のモータが翼の第2の端部から離間している第4のウイングレットと；を含むことができる。

【0011】

追加的な航空機の実施例では、第1および第2のウイングレットは、翼の平面からほぼ垂直にすることができる。第1および第2のウイングレットは、それぞれ、翼の平面に対して鈍角となるように配置してもよい。モータの角度は、垂直飛行における十分なヨーおよび水平飛行における十分なロールのうちの少なくとも一つを提供するために必要な、所望の横力成分によって決定することができる。第1のモータと第2のモータの間の推力の変動は、航空機に加わる生成モーメントを生成して、制御された方法で航空機を移動させることができる。各モータの角度は、鉛直線から5 - 35度の間とすることができる。

10

【図面の簡単な説明】

【0012】

図中の構成要素は必ずしも縮尺通りではなく、むしろ本発明の原理を説明することに重点が置かれている。同様の参照番号は、異なる図面を通して対応する部品を示している。実施例は、例示として示されたものであり、添付した図面の図に限定されるものではない。

【0013】

【図1】図1は、例示的な垂直離着陸（VTOL）航空機の斜視図を示す。

【図2】図2は、モータにより生成される推力を変化させることにより、垂直飛行から水平飛行に移行する例示的なVTOL航空機を示す。

20

【図3A】図3Aは、垂直飛行のために垂直に配置された例示的なVTOL航空機の概略の斜視図を示す。

【図3B】図3Bは、図3Aの例示的なVTOL航空機の概略の側面図を示す。

【図4】図4は、例示的なVTOL航空機の概略の斜視図であり、各モータがVTOL航空機の中心線に向かって角度がつけられている。

【図5A】図5Aは、例示的なVTOL航空機の斜視図であり、各ウイングレットが、翼の平面から鈍角に配置されている。

【図5B】図5Bは、図5Aの例示的なVTOL航空機の正面図を示す。

【図6A】図6Aは、例示的なVTOL航空機用の例示的なプロペラの正面図を示す。

30

【図6B】図6Bは、図6Aの例示的なプロペラの上面図を示す。

【図6C】図6Cは、図6Aの例示的なプロペラの斜視図を示す。

【図7】図7は、限定された垂直離着陸（VTOL）航空機の正面図であり、胴体に近接して翼の平面と平行な平面に傾斜したモータを有する。

【図8】図8は、横風において着陸する例示的なVTOL航空機の斜視図を示す。

【発明を実施するための形態】

【0014】

本発明は、鉛直線から角度がついた4つのモータを有する垂直離着陸（VTOL）航空機を実現するものである。モータの2つのセットは航空機の翼の各端部にあり、モータは、それぞれのウイングレットによって翼の端部から離間されている。2つのモータが航空機の上側にあり、2つのモータは下側にある。翼の平面に対するモータの角度が、各モータに横方向の推力成分を提供する。この推力は、ロータを回転させることで生じる生成トルクに追加の生成トルクを加えることができる。各モータの推力を変化させることは、モータの角度やそれぞれのプロペラのブレードのピッチを変更することなく、航空機の重心の周りを航空機が回転するように推進するモーメントを与える。翼の先端における角度のついたモータの位置は、航空機の中心線または重心からの距離を延ばすため、より長いモーメントアームを形成して、航空機の所望の動きを達成するのに少ない横方向推力で足りることになる。固定ピッチのプロペラを使用することは、可変ピッチプロペラ用の高価なハブの必要性を低減させ、航空機の耐久性を増加させ、航空機の重量を減らしながら、なおも必要な航空機の操縦性を提供する。航空機は自律的なものでもよく、および/または

40

50

地上制御システムを介して遠隔のユーザにより制御されてもよい。

【0015】

図1は、例示的な垂直離着陸(VTOL)航空機100の斜視図を示す。航空機100は、垂直離着陸、ホバリング、垂直飛行、垂直方向における操縦、垂直飛行と水平飛行の間の移行、前進飛行時における水平方向での操縦を可能とすることができる。航空機100は、各モータ132b、133b、142b、143bの推力を調整し、操縦面122、124を制御する搭載制御システムによって制御することができる。搭載制御システムは、アドレス可能メモリを有するプロセッサを含むことができ、力およびトルクの両方を航空機100に加えるようにモータ132b、133b、142b、143bの異なる推力を加えることができる。

10

【0016】

航空機100は、胴体110と、胴体110の両側から延在している翼120を有する。翼120は、胴体110の両側に配置された操縦面122、124を含むことができる。いくつかの実施例では、重量と複雑性を軽減するために、翼120は操縦面を含まなくてもよい。翼120の上側面または第1の側面128は、水平飛行時に地面に対して上方向を向くことができる。翼120の下側面または第2の側面126は、水平飛行時に地面に対して下方向を向くことができる。翼120は翼の平面125内に、および/またはその周りに配置されている。翼の平面125は、図1に示すx-y-z座標系により規定されるx-y平面と平行にすることができ、x方向は航空機100の縦軸の方向であり、y方向は翼120に沿った方向である。翼120は、翼の平面125にほぼ位置し、および/またはこれと整列してもよい。いくつかの実施例では、翼120は、翼が少なくとも対称に配置される平面を画定する翼の平面形状を画定するか、有することができる。

20

【0017】

1以上のセンサ104を第2の側面126における航空機100の胴体110に配置して、水平前進飛行時にデータを捕捉することができる。センサ104をカメラにして、航空機100の飛行時に撮影した画像を保存し、および/または外部機器に転送することができる。センサ104は、航空機100の胴体110に固定するか、旋回可能にすることができる。いくつかの実施例では、LIDARを夜間飛行用に赤外線カメラに交換するなど、任務の必要性に基づいてセンサ104を交換することができる。

【0018】

航空機100は、離陸前または着陸後に鉛直に配向されるため、鉛直方向に描かれている。着陸用具103が、航空機100を鉛直方向に維持することができる。いくつかの実施例では、着陸用具103は、航空機100の水平前進飛行時に垂直安定板として機能することができる。

30

【0019】

第1のモータアセンブリ130が、胴体110から遠位にある翼120の第1の端部または先端に配置されている。第1のモータアセンブリ130は：ポッド構造132a、133aおよびモータ132b、133有する一対のモータポッド132、133と；ウイングレット138、139と；プロペラ134、135と；を有する。上部左舷モータポッド132は、上部左舷モータ132bを支持する上部左舷ポッド構造132aを含むことができる。上部左舷モータ132bによりロータまたはプロペラ134が駆動され、航空機100に推力が提供される。上部左舷モータポッド132は、翼120の第1の側面128に配置することができ、スペーサまたはウイングレット138により翼120の第1の端部から離間して配置することができる。モータ132bは、プロペラ134にモーメントまたはトルクを加えて回転させ、こうすることで航空機100に反対のモーメントまたはトルク136を加える。反対のモーメント136は、重心102の周りを回転するように航空機100を回転または付勢するように作用する。モーメント136はプロペラ134の速度とともに変化して、プロペラ134が加速または減速する際に変化する。プロペラ134は、固定ピッチまたは可変ピッチのプロペラとすることができる。

40

【0020】

50

モータポッド 1 3 2、モータ 1 3 2 b、プロペラ 1 3 4 をすべて整列させて、翼 1 2 0 の第 1 の側面 1 2 8 の方向で上方に、x - y 平面から負の z 方向に上方に、鉛直線からウイングレット 1 3 8 の平面内にとどまるように傾斜させることができ、プロペラ 1 3 4 から生成される力とその力成分が、ウイングレット 1 3 8 の平面と整列し、および / またはこの平面内にあるようにして、ウイングレット 1 3 8 の平面への横方向の力が最小になるか発生しないようにすることができる。モータ 1 3 2 b とプロペラ 1 3 4 との並びは、それぞれの回転軸に同軸上に整列させることができる。

【 0 0 2 1 】

モータ 1 3 2 b とロータ 1 3 4 の軸の角度は、鉛直の x 方向から、5 度から 35 度まで変化させることができる。一実施例では、角度を鉛直線から約 10 度にする事ができる。モータ 1 3 2 b とロータ 1 3 4 の軸の角度は、翼 1 2 0 への風の影響を克服するのに必要な、垂直飛行時の十分なヨーおよび / または水平飛行時の十分なロールを提供するのに必要な所望の横力成分によって決定することができる。この角度を最小化して、垂直飛行のための垂直推力成分および水平飛行のための前方推力成分を最大化することもできる。

【 0 0 2 2 】

モータ 1 3 2 b とプロペラ 1 3 4 との回転軸の鉛直線からの角度は、ウイングレット 1 3 8 の平面および / または翼の平面 1 2 5 に垂直な平面と整列しているが、プロペラ 1 3 4 の動作により生成される推力の成分であって、x 方向に鉛直である成分と、翼 1 2 0 に垂直な負の z 方向の他の推力の成分とをもたらす。この垂直な推力の成分は、翼 1 2 0 に沿ってモーメントアームに作用して、航空機 1 0 0 の重心 1 0 2 にモーメントを与えることにより、航空機 1 0 0 が垂直飛行している際に航空機 1 0 0 をその垂直軸を中心に回転させ、および航空機が前進水平飛行している際に水平軸を中心に回転させる、または少なくともそのように促す。いくつかの実施例では、翼 1 2 0 に垂直な、または負の z 方向の推力成分を、航空機 1 0 0 の重心 1 0 2 から離れて配置されたプロペラ 1 3 4 の位置に加えて、航空機 1 0 0 にモーメントを加えて航空機 1 0 0 をその重心 1 0 2 の周りで上下に回転させる、または少なくともそのように促すことができる。この上下の回転は、航空機 1 0 0 を垂直飛行から水平飛行に、水平飛行から垂直飛行に移行させ、または少なくともそのように促す。

【 0 0 2 3 】

下部左舷モータポッド 1 3 3 は、下部左舷モータ 1 3 3 b を支持する下部左舷ポッド構造 1 3 3 a を含むことができる。下部左舷モータ 1 3 3 b は、上部左舷モータ 1 3 2 b の反対側である翼 1 2 0 の第 2 の側面 1 2 6 に配置されている。下部左舷モータ 1 3 3 b によりロータまたはプロペラ 1 3 5 が駆動され、航空機 1 0 0 に推力を提供する。下部左舷モータポッド 1 3 3 は、翼 1 2 0 の第 2 の側面 1 2 6 に配置することができ、スペースまたはウイングレット 1 3 9 により翼 1 2 0 の第 1 の端部から離間させることができる。

【 0 0 2 4 】

モータ 1 3 3 b は、プロペラ 1 3 5 にモーメントまたはトルクを加えて回転させ、こうすることで航空機 1 0 0 に反対のモーメントまたはトルク 1 3 7 を加える。反対のモーメント 1 3 7 は、重心 1 0 2 の周りを回転するように航空機 1 0 0 を回転させ、または付勢するように作用する。モーメント 1 3 7 はプロペラ 1 3 5 の速度とともに変化して、プロペラ 1 3 5 が加速または減速する際に変化する。プロペラ 1 3 5 は、固定ピッチまたは可変ピッチのプロペラとすることができる。

【 0 0 2 5 】

モータポッド 1 3 3、モータ 1 3 3 b およびプロペラ 1 3 5 をすべて整列させて、翼 1 2 0 の第 2 の側面 1 2 6 の方向で下方に、x - y 平面から z 方向に下方に、鉛直線からウイングレット 1 3 9 の平面内にとどまるように傾斜させることができ、プロペラ 1 3 5 により生成される力とその力成分が、ウイングレット 1 3 9 の平面と整列し、および / またはこの平面内にあるようにして、ウイングレット 1 3 9 の平面への横方向の力が最小になるか発生しないようにすることができる。モータ 1 3 3 b とプロペラ 1 3 5 との並びは、それぞれの回転軸に同軸上に整列させることができる。

【 0 0 2 6 】

モータ 1 3 3 b とプロペラ 1 3 5 の軸の角度は、鉛直の x 方向から、5 度から 3 5 度まで変化させることができる。一実施例では、角度を鉛直線から約 1 0 度にするすることができる。モータ 1 3 3 b とロータ 1 3 5 の軸の角度は、翼 1 2 0 への風の影響を克服するのに必要な、垂直飛行時の十分なヨーおよび / または水平飛行時の十分なロールを提供するのに必要な所望の横力成分によって決定することができる。この角度を最小化して、垂直飛行のための垂直推力成分および水平飛行のための前方推力成分を最大化することもできる。

【 0 0 2 7 】

モータ 1 3 3 b とプロペラ 1 3 5 との回転軸の鉛直線からの角度は、ウイングレット 1 3 9 の平面および / または翼の平面 1 2 5 に垂直な平面と整列しているが、プロペラ 1 3 5 の動作により生成される推力の成分であって、x 方向に鉛直である成分と、翼 1 2 0 に垂直な z 方向の他の推力の成分とをもたらす。この垂直な推力の成分は、翼 1 2 0 に沿ってモーメントアームに作用して、航空機 1 0 0 の重心 1 0 2 にモーメントを与えることにより、航空機 1 0 0 が垂直飛行している際に航空機 1 0 0 をその垂直軸を中心に回転させ、および航空機が前進水平飛行している際に水平軸を中心に回転させる、または少なくともそのように促す。いくつかの実施例では、翼 1 2 0 に垂直な、または負の z 方向の推力成分を、航空機 1 0 0 の重心 1 0 2 から離れて配置されたプロペラ 1 3 5 の位置に加えて、航空機 1 0 0 にモーメントを加えて航空機 1 0 0 をその重心 1 0 2 の周りで上下に回転させる、または少なくともそのように促すことができる。いくつかの実施例では、翼 1 2 0 に垂直な、または z 方向の推力成分を、航空機 1 0 0 の重心 1 0 2 から離れて配置されたプロペラ 1 3 5 の位置に加えて、航空機 1 0 0 にモーメントを加えて航空機 1 0 0 をその重心 1 0 2 の周りで上下に回転させる、または少なくともそのように促すことができる。この上下の回転は、航空機 1 0 0 を垂直飛行から水平飛行に、水平飛行から垂直飛行に移行させ、または少なくともそのように促す。

【 0 0 2 8 】

いくつかの実施例では、ウイングレット 1 3 8 と 1 3 9 を、翼の平面 1 2 5 に垂直な第 1 のウイングレット平面で、少なくともほぼ対称にすることができる。第 1 のウイングレット平面は、図 1 に示す座標系の x - z 平面とほぼ平行にすることができる。ウイングレット平面における垂直は、翼の平面 1 2 5 とウイングレット 1 3 8、1 3 9 との交線により画定することができ、図示の x 方向とすることができる。

【 0 0 2 9 】

第 2 のモータアセンブリ 1 4 0 が、胴体 1 1 0 から遠位で第 1 のモータアセンブリ 1 3 0 から遠位にある翼 1 2 0 の第 2 の端部または先端に配置されている。第 2 のモータアセンブリ 1 4 0 は：ポッド構造 1 4 3 a、1 4 4 a およびモータ 1 4 3 b、1 4 4 b を有する一対のモータポッド 1 4 3、1 4 4 と；ウイングレット 1 4 8、1 4 9 と；プロペラ 1 4 4、1 4 5 と；を有する。上部右舷モータポッド 1 4 3 は、上部右舷モータ 1 4 3 b を支持する上部右舷ポッド構造 1 4 3 a を含む。上部右舷モータ 1 4 3 b によりロータまたはプロペラ 1 4 5 が駆動され、航空機 1 0 0 に推力をもたらす。上部右舷モータポッド 1 4 3 は、翼 1 2 0 の第 1 の側面 1 2 8 に配置することができ、スパーサまたはウイングレット 1 4 9 により翼 1 2 0 の第 2 の端部から離間して配置することができる。モータ 1 4 3 b は、プロペラ 1 4 5 にモーメントまたはトルクを加えて回転させ、これにより航空機 1 0 0 に反対のモーメントまたはトルク 1 4 7 を加える。反対のモーメント 1 4 7 は、重心 1 0 2 の周りを回転するように航空機 1 0 0 を回転させ、または付勢するように作用する。モーメント 1 4 7 はプロペラ 1 4 5 の速度とともに変化して、プロペラ 1 4 5 が加速または減速する際に変化する。プロペラ 1 4 5 は、固定ピッチまたは可変ピッチのプロペラとすることができる。

【 0 0 3 0 】

モータポッド 1 4 3、モータ 1 4 3 b、プロペラ 1 4 5 をすべて整列させて、翼 1 2 0 の第 1 の側面 1 2 8 の方向で上方に、x - y 平面から負の z 方向に上方に、鉛直線からウ

10

20

30

40

50

イングレット 149 の平面内にとどまるように傾斜させることができ、プロペラ 147 から生成される力とその力成分が、ウイングレット 149 の平面と整列し、および / またはこの平面内にあるようにして、ウイングレット 149 の平面への横方向の力が最小になるか発生しないようにすることができる。モータ 143 b とプロペラ 145 との並びは、それぞれの回転軸に同軸上に整列させることができる。

【0031】

モータ 143 b とプロペラ 145 の軸の角度は、鉛直線の x 方向から、5 度から 35 度まで変化させることができる。一実施例では、角度を鉛直線から約 10 度にするすることができる。モータ 143 b とプロペラ 145 の軸の角度は、翼 120 への風の影響を克服するのに必要な、垂直飛行時の十分なヨーおよび / または水平飛行時の十分なロールを提供するのに必要な所望の横力成分によって決定することができる。この角度を最小化して、垂直飛行のための垂直推力成分および水平飛行のための前方推力成分を最大化することもできる。

10

【0032】

モータ 143 b とプロペラ 145 との回転軸の鉛直線からの角度は、ウイングレット 149 の平面および / または翼の平面 125 に垂直な平面と整列しているが、プロペラ 145 の動作により生成される推力の成分であって、x 方向に鉛直である成分と、翼 120 に垂直な負の z 方向の他の推力の成分とをもたらす。この垂直な推力の成分は、翼 120 に沿ってモーメントアームに作用して、航空機 100 の重心 102 にモーメントを与えることにより、航空機 100 が垂直飛行している際に航空機 100 をその垂直軸を中心に回転させ、および航空機が前進水平飛行している際に水平軸を中心に回転させる、または少なくともそのように促す。いくつかの実施例では、翼 120 に垂直な、または負の z 方向の推力成分を、航空機 100 の重心 102 から離れて配置されたプロペラ 145 の位置に加えて、航空機 100 にモーメントを加えて航空機 100 をその重心 102 の周りで上下に回転させる、または少なくともそのように促すことができる。この上下の回転は、航空機 100 を垂直飛行から水平飛行に、水平飛行から垂直飛行に移行させ、または少なくともそのように促す。

20

【0033】

下部右舷モータポッド 142 は、下部右舷モータ 142 b を支持する下部右舷ポッド構造 142 a を含む。下部右舷モータ 142 b は、上部右舷モータ 143 b の反対側である翼 120 の第 2 の側面 126 に配置されている。下部右舷モータ 142 b によりロータまたはプロペラ 144 が駆動され、航空機 100 に推力をもたらす。下部右舷モータポッド 142 は、翼 120 の第 2 の側面 126 に配置することができる、スパーサまたはウイングレット 148 により翼 120 の第 2 の端部から離間して配置することができる。

30

【0034】

モータポッド 142、モータ 142 b およびプロペラ 144 をすべて整列させて、翼 120 の第 2 の側面 126 の方向で下方に、x - y 平面から z 方向に下方に、鉛直線からウイングレット 148 の平面内にとどまるように傾斜させることができ、プロペラ 144 により生成される力とその力成分が、ウイングレット 148 の平面と整列し、および / またはこの平面内にあるようにして、ウイングレット 148 の平面への横方向の力が最小になるか発生しないようにすることができる。モータ 142 b とプロペラ 144 との並びは、それぞれの回転軸に同軸上に整列させることができる。

40

【0035】

モータ 142 b とプロペラ 144 の軸の角度は、鉛直の x 方向から、5 度から 35 度まで変化させることができる。一実施例では、角度を鉛直線から約 10 度にするすることができる。モータ 142 b とプロペラ 144 の軸の角度は、翼 120 への風の影響を克服するのに必要な、垂直飛行時の十分なヨーおよび / または水平飛行時の十分なロールを提供するのに必要な所望の横力成分によって決定することができる。この角度を最小化して、垂直飛行のための垂直推力成分および水平飛行のための前方推力成分を最大化することもできる。

50

【 0 0 3 6 】

モータ 1 4 2 b とプロペラ 1 4 4 との回転軸の鉛直線からの角度は、ウイングレット 1 4 8 の平面および / または翼の平面 1 2 5 に垂直な平面と整列しているが、プロペラ 1 4 4 の動作により生成される推力の成分であって、x 方向に鉛直である成分と、翼 1 2 0 に垂直な z 方向の他の推力の成分とをもたらす。この垂直な推力の成分は、翼 1 2 0 に沿ってモーメントアームに作用して、航空機 1 0 0 の重心 1 0 2 にモーメントを与えることにより、航空機 1 0 0 が垂直飛行している際に航空機 1 0 0 をその垂直軸を中心に回転させ、および航空機が前進水平飛行している際に水平軸を中心に回転させる、または少なくともそのように促す。いくつかの実施例では、翼 1 2 0 に垂直な、または z 方向の推力成分を、航空機 1 0 0 の重心 1 0 2 から離れて配置されたプロペラ 1 4 4 の位置に加えて、航空機 1 0 0 にモーメントを加えて航空機 1 0 0 をその重心 1 0 2 の周りで上下に回転させる、または少なくともそのように促すことができる。この上下の回転は、航空機 1 0 0 を垂直飛行から水平飛行に、水平飛行から垂直飛行に移行させ、または少なくともそのように促す。

10

【 0 0 3 7 】

いくつかの実施例では、ウイングレット 1 4 8 と 1 4 9 を、翼の平面 1 2 5 に垂直な第 2 のウイングレット平面で、少なくともほぼ対称にすることができる。第 1 のウイングレット平面は、第 2 のウイングレット平面と平行にすることができる。第 2 のウイングレット平面は、図 1 に示す座標系の x - z 平面とほぼ平行にすることができる。ウイングレット平面における垂直は、翼の平面 1 2 5 とウイングレット 1 4 8、1 4 9 との交線により

20

【 0 0 3 8 】

モータ 1 3 2 b、1 3 3 b、1 4 2 b、1 4 3 b は、固定ピッチのロータの推力または回転の変動と、一对のモータの生成トルクまたはモーメントが、制御された方法で航空機 1 0 0 を移動させるために航空機 1 0 0 に加えられる生成モーメントを生成することができるように動作する。モータ 1 3 2 b、1 3 3 b、1 4 2 b、1 4 3 b の動作の差異により付与されるモーメントに加えて、ホバリング時の鉛直で前進水平飛行時の水平である航空機の縦方向中心線から、各モータ 1 3 2 b、1 3 3 b、1 4 2 b、1 4 3 b が角度が付いていることによって補完的な力成分が発生し、これが同じように航空機 1 0 0 に加えられて航空機を移動させることになる。

30

【 0 0 3 9 】

水平飛行において、上部の 2 つのモータ 1 3 2 b と 1 4 3 b の推力を上げて、下部の 2 つのモータ 1 3 3 b と 1 4 2 b の推力を下げるにより、航空機 1 0 0 は下方に向く。水平飛行において、上部の 2 つのモータ 1 3 2 b と 1 4 3 b の推力を下げて、下部の 2 つのモータ 1 3 3 b と 1 4 2 b の推力を挙げるにより、航空機 1 0 0 は上方に向く。上部の 2 つのモータ 1 3 2 b および 1 4 3 b と下部の 2 つのモータ 1 3 3 b および 1 4 2 b との間の推力の差異は、水平飛行時における航空機 1 0 0 の上下の回転を制御するのに使用することができる。いくつかの実施例では、翼 1 2 0 上の操縦面 1 2 2、1 2 4 を、航空機 1 0 0 の上下の回転の制御を補うのに使用することができる。各ウイングレットによる上部と下部のモータの分離は、航空機 1 0 0 の上下への回転のモーメントを生成するのに必要となる。

40

【 0 0 4 0 】

水平飛行時に上部左舷モータ 1 3 2 b と下部右舷モータ 1 4 2 b の推力を上げて、上部右舷モータ 1 4 3 b と下部左舷モータ 1 3 3 b の推力を下げるにより、航空機 1 0 0 の背面から見て航空機 1 0 0 が時計回りに回転する。水平飛行時に上部左舷モータ 1 3 2 b と下部右舷モータ 1 4 2 b の推力をさげて、上部右舷モータ 1 4 3 b と下部左舷モータ 1 3 3 b の推力を挙げるにより、航空機 1 0 0 の背面から見て航空機 1 0 0 が反時計回りに回転する。上部左舷モータおよび下部右舷モータの推力と上部右舷モータおよび下部左舷モータの推力との間の差異は、水平飛行時における航空機 1 0 0 の回転を制御するのに使用することができる。いくつかの実施例では、翼 1 2 0 上の操縦面 1 2 2、1 2 4

50

を、航空機 100 の回転の制御を補うのに使用することができる。

【0041】

水平飛行時に、左舷の両方のモータ 132b と 133b の推力を上げて、右舷の両方のモータ 142b と 143b の推力を下げることで、航空機 100 は機首が右側に向く。水平飛行時に、左舷の両方のモータ 132b と 133b の推力を下げて、右舷の両方のモータ 142b と 143b の推力を上げることで、航空機 100 は機首が左側に向く。上下の右舷モータ 142b、143b の推力と上下の左舷モータ 132b、133b の推力の間の差異は、水平飛行における航空機 100 の機首方向を制御するのに使用することができる。

【0042】

いくつかの実施例では、モータ 132b、133b、142b、143b をそれぞれのポッド構造 132a、133a、142a、143a から取り外すことができ、損傷または欠陥のあるモータを迅速に交換することが可能である。他の実施例では、モータアセンブリ 130、140 を翼 120 の先端から取り外すことができ、着陸によるまたは飛行中の損傷などの損傷や欠陥があるモータ、ハウジングまたはウイングレットを迅速に交換することが可能である。強風のための大きな推力や長時間の任務のための高い効率性のように、所望の飛行任務に基づいて、モータ 132b、133b、142b、143b、ポッド構造 132a、133a、142a、143a および/またはモータアセンブリ 130、140 を他の構成要素と交換することができる。いくつかの実施例では、プロペラ 134、135、144、145 を、航空機 100 の重心 102 の前方に配置することができる。

【0043】

図 2 は、モータにより生成される推力を変化させることにより、垂直飛行から水平飛行に移行する例示的な VTOL 航空機 200 を示す。地面で第 1 の位置 201 にある航空機 200 は、垂直離陸の準備ができている。上部のプロペラ 212 に接続された上部のモータ 210 は、鉛直線から外向きに翼 230 から離れるように傾斜している。下部のプロペラ 222 に接続された下部のモータ 220 は、鉛直線から外向きに翼 230 から離れるように傾斜している。上部のモータ 210 と下部のモータ 220 は、航空機 200 の翼 230 の端部に配置されており、ウイングレットまたはスペーサにより翼 230 から離間させることができる。さらなる上部および下部のモータと、これに対応するプロペラが、図 1 に示すように、上部モータ 210 と下部モータ 220 の後ろに翼 230 の反対側の端部に配置することができる。

【0044】

プロセッサとアドレス可能メモリを有する搭載コントローラは、モータに信号を送信して、垂直離陸とこれに続く飛行時の推力の調整に必要な推力を生成することができる。飛行制御は、自律的なもの、予めプログラムされたものでもよく、および/または地上制御システムにおける外部のユーザによって制御されてもよい。上部のモータ 210 が上部の推力 214 を生成し、下部のモータが下部の推力 224 を生成する。垂直離陸時には、上部の推力 214 と下部の推力 224 をほぼ等しくしてもよい。上部の推力 214 と下部の推力 224 は、各モータ 210、220 とプロペラ 212、222 との角度に基づいて傾斜して描かれており、垂直成分および横方向成分の両方を有する。

【0045】

第 2 の位置 203 にある航空機 200 は、垂直飛行から水平飛行に移行している。航空機 200 は、上部のモータ 210 により生成する推力 216 を上げて、下部のモータ 220 により生成する推力 226 を下げることで、前方に回転する。推力の差異が航空機 200 の重心 202 の周りに正味のモーメント 204 を生成し、これが航空機 200 を前方に回転させる。横方向 217 における上部の推力 216 の成分は、下部の推力 226 からの反対向きの横方向の成分 219 よりも大きく、横方向の推力 217 が翼 230 により生成される揚力 236 に加わる。

【0046】

10

20

30

40

50

第 3 の位置 2 0 5 にある航空機 2 0 0 は、前進水平飛行中である。翼の揚力 2 3 8 が、航空機 2 0 0 の質量を運んでいる。上部の推力 2 1 8 と下部の推力 2 2 8 を調整することにより、航空機 2 0 0 を上下に回転させることができる。航空機 2 0 0 の翼 2 3 0 の反対側の端部のモータの推力を調整することで、右側と左側の間の推力の差異によって、航空機 2 0 0 を左または右側に機首を向けることができる。

【 0 0 4 7 】

図 3 A は、垂直飛行のために垂直に配置された例示的な V T O L 航空機 3 0 0 の概略の斜視図である。図 3 B は、図 3 A の例示的な V T O L 航空機 3 0 0 の概略の側面図を示す。航空機 3 0 0 は、中心線 3 1 0 上に重心 3 1 6 を有する。翼 3 2 1、3 2 3 およびウイングレット 3 3 8、3 3 9、3 4 8、3 4 9 は、実線で表されている。

10

【 0 0 4 8 】

下部の右舷モータポッド 3 3 2 が、ウイングレット 3 3 8 の端部に破線で表されている。モータポッド 3 3 2 は、ウイングレット 3 3 8、3 3 9 の上下に沿って延在して翼 3 2 1、3 2 3 に垂直である X - Z 1 平面中の鉛直線から、角度 3 9 2 で配置された回転軸を有する。角度 3 9 2 は、5 度から 3 5 度までの範囲とすることができる。いくつかの実施例では、角度 3 9 2 を 1 0 度または約 1 0 度とすることができる。モータポッド 3 3 2 はプロペラ 3 3 4 を含み、このプロペラは、図 3 A の航空機 3 0 0 の正面から見て反時計回りのトルクまたはモーメント 3 3 6 を航空機 3 0 0 に加える。プロペラ 3 3 4 により生成されて横方向成分 3 5 4 を有する推力 3 5 2 は、同様に、航空機 3 0 0 にトルクまたはモーメントを加える。

20

【 0 0 4 9 】

上部の右舷モータポッド 3 3 3 が、ウイングレット 3 3 9 の端部に破線で表されている。モータポッド 3 3 3 は、ウイングレット 3 3 8、3 3 9 の上下に沿って延在して翼 3 2 1、3 2 3 に垂直である X - Z 1 平面中の鉛直線から、角度 3 9 1 で配置された回転軸を有する。角度 3 9 1 は、5 度から 3 5 度までの範囲とすることができる。いくつかの実施例では、角度 3 9 1 を 1 0 度または約 1 0 度とすることができる。上部の右舷モータポッド 3 3 3 の角度 3 9 1 は、下部の右舷モータポッド 3 3 2 の角度 3 9 2 と同じにしてもよい。モータポッド 3 3 3 はプロペラ 3 3 5 を含み、このプロペラは、航空機 3 0 0 の正面から見て時計回りのトルクまたはモーメント 3 3 7 を航空機 3 0 0 に加える。プロペラ 3 3 5 により生成されて横方向成分 3 5 3 を有する推力 3 5 1 は、同様に、航空機 3 0 0 にトルクまたはモーメントを加える。横方向の推力 3 5 4 により生成されるモーメントは、横方向の推力 3 5 3 により生成されるモーメントの反対方向である。それぞれの推力 3 5 2、3 5 1 に応じて、横方向の推力 3 5 4 を横方向の推力 3 5 3 よりも大きくすることができる。

30

【 0 0 5 0 】

上部の左舷モータポッド 3 4 2 が、ウイングレット 3 4 8 の端部に破線で表されている。モータポッド 3 4 2 は、ウイングレット 3 4 8、3 4 9 の上下に沿って延在して翼 3 2 1、3 2 3 に垂直である X - Z 2 平面中の鉛直線から、角度 3 8 2 で配置された回転軸を有する。角度 3 8 2 は、5 度から 3 5 度までの範囲とすることができる。いくつかの実施例では、角度 3 8 2 を 1 0 度または約 1 0 度とすることができる。上部の左舷モータポッド 3 4 2 の角度 3 8 2 を、上部の右舷モータポッドの角度 3 9 1 と同じにして、および/または下部の右舷モータポッド 3 3 2 の角度 3 9 2 の反対の角度とすることができる。モータポッド 3 4 2 はプロペラ 3 4 4 を含み、このプロペラは、航空機 3 0 0 の正面から見て反時計回りのトルクまたはモーメント 3 4 6 を航空機 3 0 0 に加える。プロペラ 3 4 4 により生成されて横方向成分 3 6 4 を有する推力 3 6 2 は、同様に、航空機 3 0 0 にトルクまたはモーメントを加える。

40

【 0 0 5 1 】

下部の左舷モータポッド 3 4 3 が、ウイングレット 3 4 9 の端部に破線で表されている。モータポッド 3 4 3 は、ウイングレット 3 4 8、3 4 9 の上下に沿って延在して翼 3 2 1、3 2 3 に垂直である X - Z 2 平面中の鉛直線から、角度 3 8 1 で配置された回転軸を

50

有する。角度 3 8 1 は、5 度から 3 5 度までの範囲とすることができる。いくつかの実施例では、角度 3 8 1 を 1 0 度または約 1 0 度とすることができる。下部の左舷モータポッド 3 4 3 の角度 3 8 1 を、下部の右舷モータポッド 3 3 2 の角度 3 9 2 と同じにして、上部の左舷モータポッド 3 4 2 の角度 3 8 2 の反対の角度として、および/または上部の右舷モータポッドの角度 3 9 1 の反対の角度とすることができる。モータポッド 3 4 3 はプロペラ 3 4 5 を含み、このプロペラは、航空機 3 0 0 の正面から見て時計回りのトルクまたはモーメント 3 4 7 を航空機 3 0 0 に加える。プロペラ 3 4 5 により生成されて横方向成分 3 6 3 を有する推力 3 6 1 は、同様に、航空機にトルクまたはモーメントを加える。横方向の推力 3 6 4 により生成されるモーメントは、横方向の推力 3 6 3 により生成されるモーメントの反対方向である。それぞれの推力 3 6 1、3 6 2 に応じて、横方向の推力 3 6 3 を横方向の推力 3 6 4 よりも大きくすることができる。

10

【 0 0 5 2 】

図 3 B に示すように、横方向の推力成分 3 6 4 と横方向の推力成分 3 6 3 は、平面 X - Z 2 において反対方向を向いており、各プロペラ 3 4 4 と 3 4 5 が同じ推力 3 6 1 と 3 6 2 を生成するとき、例えばホバリングまたは安定状態の前進飛行時に、横方向の推力成分 3 6 3 と 3 6 4 が互いに打ち消しあって、航空機 3 0 0 に y 軸の周りに正味のモーメントまたはトルクを与えないようになっている。一方で、推力 3 6 1 と 3 6 2 のうちの一方が他方よりも大きい場合には、横方向成分 3 6 3 と 3 6 4 も異なることになり、正味の力が重心 3 1 6 の周りのモーメントアーム 3 9 0 に加えられてモーメントまたはトルク 3 9 3 が生成され、これが航空機 3 0 0 を対応する方向に上下に回転させることになる。構成のように、上下回転のモーメントは、プロペラ 3 4 4、3 4 5 により生成された x 方向の推力成分の差異によって生成される上下回転の力を補完する。同様に、図 3 A に示す右舷のモータポッドとプロペラの横方向の推力成分 3 5 3 と 3 5 4 にも、同じことがあてはまる。

20

【 0 0 5 3 】

図 4 は、例示的な V T O L 航空機 4 0 0 の概略の斜視図であり、各モータが航空機の中心線に向かってさらに角度がつけられている。プロペラまたはロータ 4 3 4、4 3 5、4 4 4、4 4 5 は、それぞれ、これらの推力が航空機 4 0 0 の中心線 4 1 0 または重心 4 1 6 に戻る直線と直交するように配置されているが、いずれのプロペラ 4 3 4、4 3 5、4 4 4、4 4 5 も他のプロペラ 4 3 4、4 3 5、4 4 4、4 4 5 と平行ではない。航空機 4 0 0 の構造は、翼 4 2 3 とウイングレット 4 3 8、4 3 9、4 4 8、4 4 9 を含む実線で表されている。線 4 0 1、4 0 2、4 0 3、4 0 4 はそれぞれ、それぞれのモータポッドと重心 4 1 6 との間に引かれ、中心/推力線および回転軸は、重心 4 1 6 へのそれぞれの直交線に平行な平面内にある。

30

【 0 0 5 4 】

下部の右舷モータポッド 4 3 2 は、x 方向の鉛直線から傾斜して配置されているが、航空機 4 0 0 の中心線 4 1 0 または重心 4 1 6 への直線 4 0 3 と直角 4 0 7 で直交している。モータポッド 4 3 2 の中心線と、モータおよびプロペラ 4 3 4 の回転軸は、線 4 0 3 と垂直な平面内に配置されている。このモータ 4 3 2 の配置は、x 方向の鉛直線から内向きの、負の y 方向の、傾き、傾斜または角度をもたらす。

40

【 0 0 5 5 】

上部の右舷モータポッド 4 3 3 は、x 方向の鉛直線から傾斜して配置されているが、航空機 4 0 0 の中心線 4 1 0 または重心 4 1 6 への直線 4 0 4 と直角 4 0 8 で直交している。モータポッド 4 3 3 の中心線と、モータおよびプロペラ 4 3 5 の回転軸は、線 4 0 4 と垂直な平面内に配置されている。このモータポッド 4 3 3 の配置は、x 方向の鉛直線から内向きの、負の y 方向の、傾き、傾斜または角度をもたらす。

【 0 0 5 6 】

上部の左舷モータポッド 4 4 2 は、x 方向の鉛直線から傾斜して配置されているが、航空機 4 0 0 の中心線 4 1 0 または重心 4 1 6 への直線 4 0 1 と直角 4 0 5 で直交している。モータポッド 4 4 2 の中心線と、モータおよびプロペラ 4 4 4 の回転軸は、線 4 0 1 と

50

垂直な平面内に配置されている。このモータポッド 4 4 2 の配置は、x 方向の鉛直線から内向きの、y 方向の、傾き、傾斜または角度をもたらす。

【 0 0 5 7 】

下部の左舷モータポッド 4 4 3 は、x 方向の鉛直線から傾斜して配置されているが、航空機 4 0 0 の中心線 4 1 0 または重心 4 1 6 への直線 4 0 2 と直角 4 0 6 で直交している。モータポッド 4 4 3 の中心線と、モータおよびプロペラ 4 4 5 の回転軸は、線 4 0 2 と垂直な平面内に配置されている。このモータポッド 4 4 3 の配置は、x 方向の鉛直線から内向きの、y 方向の、傾き、傾斜または角度をもたらす。

【 0 0 5 8 】

図 5 A は、例示的な V T O L 航空機 5 0 0 の斜視図であり、各ウイングレット 5 3 8、5 3 9、5 4 8、5 4 9 が、翼 5 2 0 の平面から鈍角 5 0 1、5 0 3、5 0 5、5 0 7 で配置されている。図 5 B は、図 5 A の例示的な V T O L 航空機 5 0 0 の正面図を示す。ウイングレット 5 3 8、5 3 9、5 4 8、5 4 9 は、翼 5 2 0 または翼の平面から各モータポッド 5 3 2、5 3 3、5 4 2、5 4 3 に向かって外側に傾斜している。このウイングレット 5 3 8、5 3 9、5 4 8、5 4 9 の傾斜は、翼端の渦の形成を抑制または防止し、この結果翼 5 2 0 の性能と効率が高められる。ウイングレット 5 3 8、5 3 9、5 4 8、5 4 9 を、ゼロでない迎角で配置して、または形成して、翼端の渦の影響を打ち消すようにしてもよい。

【 0 0 5 9 】

翼 5 2 0 上と航空機 5 0 0 の胴体 5 2 1 の周りの気流 5 2 6 の一部が、矢印で表されている。気流 5 2 6 a は、前方水平飛行または巡航飛行時に生じるように、翼に対してゼロの迎角またはほぼゼロの迎角である。気流 5 2 6 b は、上昇時、水平飛行へ / からの移行時、および / または低速飛行時のように、翼に対して（ゼロでない）迎角を示す。航空機 5 0 0 は、気流 5 2 6 を伴い水平飛行している際に翼 5 2 0 の近くにいくつかの乱流 5 2 7 a を発生させて、ここで翼 5 2 0 は典型例では一次揚力を提供している。航空機 5 0 0 は、飛行時に胴体 5 2 1 の近くに乱流 5 2 8 も発生させる。巡航水平飛行時のように、気流 5 2 6 a の迎角が小さいかゼロの場合、図 5 A に示すように、翼 5 2 0 からの乱流 5 2 7 a の影響は比較的小さく、翼 5 2 0 に近い。上昇操作時のように気流 5 2 6 b の迎角が大きい場合は、図 5 A に示すように、翼 5 2 0 からの乱流 5 2 7 b の影響は大きく、翼 5 2 0 からさらに遠くに移る。気流 5 2 6 a または 5 2 6 b と乱流 5 2 7 a または 5 2 7 b を伴う状況では、ウイングレット 5 3 8、5 3 9、5 4 8、5 4 9 は、翼 5 2 0 から発生する乱流 5 2 7 から離れた前方の乱れのない気流領域 5 2 2、5 2 3、5 2 4、5 2 5 に、モータと対応するプロペラとを配置することになる。ウイングレット 5 3 8、5 3 9、5 4 8、5 4 9 上のモータ 5 3 2、5 3 3、5 4 2、5 4 3 は、胴体の乱流 5 2 9 から十分に離れているので、モータのロータやプロペラが乱れた気流の領域にある可能性は少ない。さらに、モータとこれに対応するプロペラが乱流または乱れた気流の領域にある場合でも、乱流または乱れた空気の強度は、影響を受ける 1 以上のモータと対応するプロペラに到達するまでに、著しく低減することになる。

【 0 0 6 0 】

図 5 a と 5 b に示す航空機 5 0 0 の構成とは対照的に、図 7 に示す限定的な V T O L 航空機 7 0 0 は、胴体 7 1 0 の近くに配置されたモータ 7 0 2、7 0 4 を有しており、モータと各ロータ 7 0 6、7 0 8 が、翼の上および / または周りの気流によりもたらされる乱流領域 7 2 7 内にあり、かつ胴体 7 1 0 の上および / または周りの気流によりもたらされる乱流領域 7 2 9 内にあるようになっている。

【 0 0 6 1 】

モータの角度が、シャフトのトルクに必要な要件を軽減する。シャフトのトルクの要件を軽減させると、モータの重量の要件が軽減されて、水平プロペラの効率が上がることになる。モータの角度は、また、プロペラの後流を支持パイロンと一致するように維持する。

【 0 0 6 2 】

10

20

30

40

50

翼 5 2 0 の長さ と 上部のウイングレット 5 3 9、5 4 8 の長さの比は、約 1 . 0 4 : 0 . 1 6 とすることができる。翼 5 2 0 の長さ と 下部のウイングレット 5 3 8、5 4 9 の長さの比は、約 1 . 0 4 : 0 . 1 3 とすることができる。上部のウイングレット 5 3 9、5 4 8 の長さ と 下部のウイングレット 5 3 8、5 4 9 の長さとの比は、約 0 . 8 2 : 0 . 6 6 とすることができる。翼 5 2 0 への上部のモータの距離 と 翼 5 2 0 への下部のモータの距離との比は、約 0 . 7 5 : 0 . 5 7 とすることができる。翼 5 2 0 の長さ と 航空機 5 0 0 の長さとの比は、約 7 . 1 : 3 . 7 とすることができる。翼 5 2 0 の長さ と プロペラの長さとの比は、約 5 . 2 : 1 . 3 とすることができる。翼 5 2 0 の平面 と 平行な重心を通る平面 と 上部のモータの距離 と、翼の平面 と 平行な重心を通る平面 と 下部のモータの距離との比は、約 1 : 1 とすることができる。上部右舷モータから下部左舷モータまでの距離 と、下部右舷モータから上部左舷モータまでの距離は、約 1 : 1 とすることができる。

10

【 0 0 6 3 】

下部右舷モータ と 上部左舷モータ とを結ぶ直線の角度は、翼 5 2 0 の平面 と 平行な平面から約 1 3 度 とすることができる。下部左舷モータ と 上部右舷モータ とを結ぶ直線の角度は、翼 5 2 0 の平面 と 平行な平面から約 1 3 度 とすることができる。下部のウイングレット 5 3 8、5 4 9 の翼 5 2 0 の平面に対する角度 5 0 3、5 0 7 は、約 1 2 0 度 とすることができる。上部のウイングレット 5 3 9、5 4 8 の翼 5 2 0 の平面に対する角度 5 0 1、5 0 5 は、約 1 1 5 度 とすることができる。

【 0 0 6 4 】

図 6 A は、例示的な V T O L 航空機用の例示的なプロペラ 6 0 0 の正面図である。図 6 B は、図 6 A の例示的なプロペラ 6 0 0 の上面図である。図 6 C は、図 6 A の例示的なプロペラ 6 0 0 の斜視図である。本開示の V T O L 航空機に使用するプロペラ 6 0 0 のサイズは、既存のクワッドコプターおよび V T O L 航空機よりも大幅に小さい。プロペラ 6 0 0 の角度は、所望の動きのために追加的なトルクを提供して V T O L 航空機の操作性を高め、水平飛行時において効率性が悪い大きなプロペラを必要としない。プロペラ 6 0 0 は、垂直飛行に適応するように最適化されており、さらに水平飛行時の効率性も最大化する。ブレードの平面形状、ねじれ、および翼形は、専用の航空機プロペラの水平飛行効率に近い効率を維持するように調整されており、一方で、垂直飛行に必要なトルク要件を低減して、高い設計推力のマージンを維持する。

20

30

【 0 0 6 5 】

図 7 は、限定された垂直離着陸 (V T O L) 航空機 7 0 0 の正面図であり、胴体に近接して翼 7 1 2、7 1 4 の平面 と 平行な平面において傾斜したモータを有する。2 つのさらなるモータと、これに対応するプロペラが、航空機 7 0 0 の反対側に存在する。限定的な航空機 7 0 0 は、2 つのモータ 7 0 2、7 0 4 と、これに対応するプロペラ 7 0 6、7 0 8 を有しており、これらは翼 7 1 2、7 1 4 の平面 と 平行な平面においてのみ傾斜しており、すなわちモータ 7 0 2、7 0 4 の角度は、図 1 および 5 A - 5 B に記載されてるような本明細書の例示的な実施例で開示されたモータの角度と垂直である。限定的な航空機 7 0 0 は、翼幅に対して垂直ではなく、翼幅に沿った平面の方向において傾斜したモータ 7 0 2、7 0 4 を有する。限定的な航空機 7 0 0 の翼幅に沿った平面におけるモータ 7 0 2、7 0 4 の角度は、この方向におけるモーメントを伴う上下の回転を促進するものではない。さらに、プロペラのダウンウォッシュが、垂直飛行中に、支持パイロン / フィンに逆方向モーメントおよび追加のダウンフォースを生成する。

40

【 0 0 6 6 】

限定的な V T O L 航空機 7 0 0 は、また、モータ 7 0 2、7 0 4 を、重心の近くの胴体 7 1 0 に近接させて配置する。垂直飛行中に、横風により胴体 7 1 0 および / または翼 7 1 2、7 1 4 からの乱流 7 1 6 が増大する。縦方向への横風は、水平飛行からの移行時に失速空気を取り込むことになり、この場合に制御が最も重要になる。増大した乱流 7 1 6 は、胴体 7 1 0 に近接して配置されたモータ 7 0 2、7 0 4 に悪影響を与える。対照的に、本明細書に開示された例示的な実施例の航空機では、モータの両セットが、翼の端部の

50

近くに配置されている。乱れていない空気の領域 718、720 が、本明細書に開示の例示的な実施例の翼の端部の近くに存在しており、長いモーメントアームと横風からの乱流の軽減を実現する。本明細書に開示された例示的な実施例では、翼面に垂直で翼端の近くにあるモータの角度は、支持パイロン/フィンの迎角を生じさせず、ベクトル推力によって作成された制御権限を損なうことなく、飛行に必要な力を減らす。

【0067】

図8は、横風822において着陸801を行う例示的なVTOL航空機800の斜視図を示す。横風とは、航空機の移動方向に垂直な成分を有する風である。横風は、滑走路を使用する航空機の離着陸をより困難にする。VTOL航空機の垂直離陸時における横風の影響は、このような横風にさらされる翼と胴体の表面積が大きくなるために、拡大する。これらの表面は、プロペラの動作と効率に悪影響を与える乱流の領域を形成しうる。いくつかのVTOL航空機では、横風の影響に対抗するためにより大きなモータおよび/またはプロペラを必要としている。

10

【0068】

例示的なVTOL航空機800が、図8の軸に示すような負のx方向に着陸801を行っている。z方向および負のy方向の強い横風822が、航空機800を意図した着陸地点から離れるように促している。横風822が左翼804に衝突して、左翼804の下側に近接して乱流824の領域を生じさせる。横風822は胴体802にも衝突して、胴体802の底側に近接して乱流826の領域を生じさせる。横風822は右翼805にも衝突して、右翼805の下側に近接して乱流828の領域を生じさせる。

20

【0069】

プロペラ814、816、818、820が、対応するウイングレット806、808、810、812によって翼804、805から離して配置されている。ウイングレット806、808、810、812は、翼804、805に対して垂直に示されているが、図5A-5Bのように翼に対して角度をつけて配置することもできる。さらに、プロペラ814、816、818、820は、翼804、805の前縁より上に配置されている。したがって、横風822は、下部右舷プロペラ820に影響する乱流828の領域のみを形成し、他のプロペラ814、816、818は、翼804、805および/または胴体802から発生する乱流の影響を受けない。一方で、プロペラ820はウイングレット812により翼から離されて、翼805の前縁よりも上に配置されているため、乱流または乱れた気流828の強度は、下部右舷プロペラ820に届くまでに著しく減少している。プロペラ818、814、816は、乱れていない気流の領域にある。したがって、横風の影響は、プロペラ814、816、818、820を翼804、805および胴体802から離して配置することにより解消されるため、航空機800は小さなモータおよび/またはプロペラを使用することができる。

30

【0070】

上述の実施例の特定の特徴と態様の様々な組合せ、およびまたはサブコンビネーションが形成されてもよく、それらは本発明の範囲内にあるものと考えられる。したがって、開示された実施例の様々な特徴と態様を組み合わせ、または互いに置き換えることで、開示した発明の様々な態様を形成できることを理解すべきである。さらに、本発明の範囲は例として本明細書に開示されたものであり、上述に記載の特定の開示した実施例に限定すべきではない。

40

【図 4】

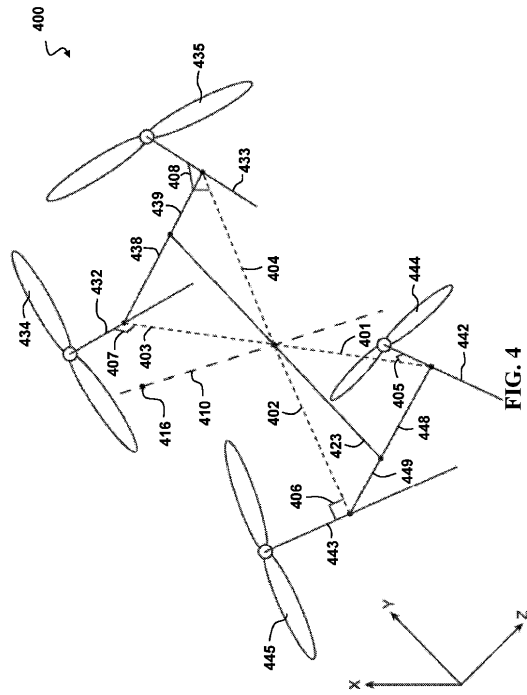


FIG. 4

【図 5 A】

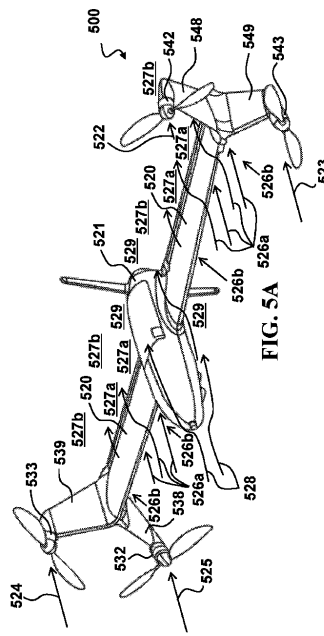


FIG. 5A

【図 5 B】

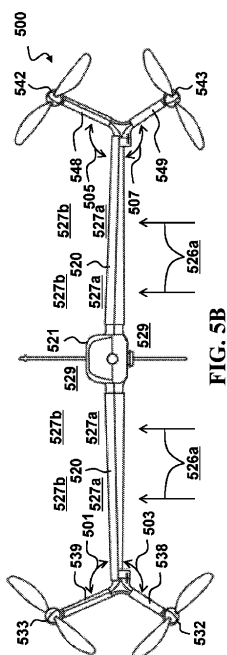


FIG. 5B

【図 6 B】

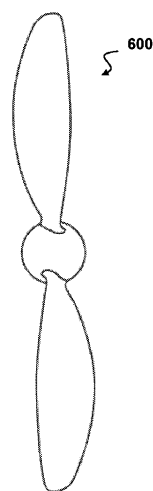


FIG. 6B

【図 6 C】

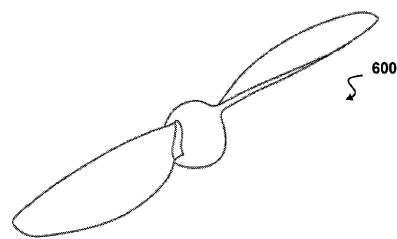


FIG. 6C

【図 6 A】

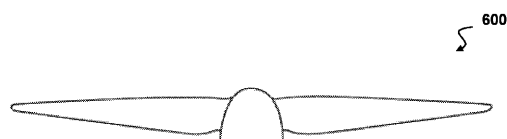
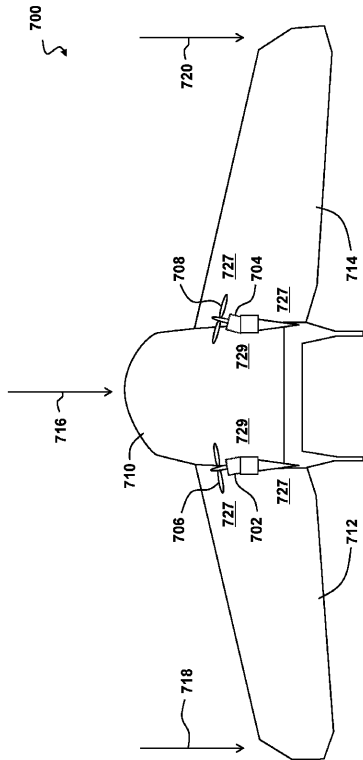


FIG. 6A

【図 7】



【図 8】

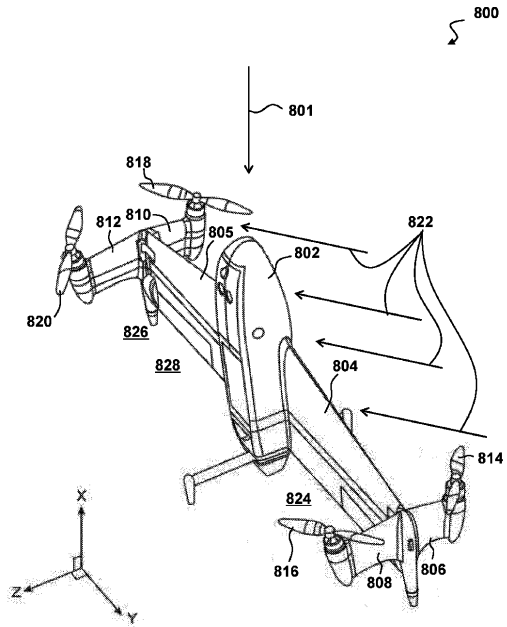


FIG. 8

フロントページの続き

(72)発明者 リンジー , クエンティン

アメリカ合衆国 カリフォルニア州 91016 , モンロビア , ロイヤルオークスドライブ 80
0 , スイート 210

審査官 塚本 英隆

(56)参考文献 米国特許出願公開第2005/0178879 (US , A1)

米国特許第07159817 (US , B2)

米国特許出願公開第2015/0102157 (US , A1)

米国特許出願公開第2016/0144957 (US , A1)

(58)調査した分野(Int.Cl. , DB名)

B64C 29/02