

(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2021-532011

(P2021-532011A)

(43) 公表日 令和3年11月25日(2021.11.25)

(51) Int.Cl.
B64C 27/18 (2006.01)

F I
B64C 27/18

テーマコード (参考)

審査請求 未請求 予備審査請求 未請求 (全 53 頁)

(21) 出願番号 特願2021-502713 (P2021-502713)
 (86) (22) 出願日 平成31年3月27日 (2019. 3. 27)
 (85) 翻訳文提出日 令和2年9月28日 (2020. 9. 28)
 (86) 国際出願番号 PCT/US2019/024294
 (87) 国際公開番号 W02019/191240
 (87) 国際公開日 令和1年10月3日 (2019. 10. 3)
 (31) 優先権主張番号 62/649, 334
 (32) 優先日 平成30年3月28日 (2018. 3. 28)
 (33) 優先権主張国・地域又は機関
 米国 (US)
 (31) 優先権主張番号 62/702, 618
 (32) 優先日 平成30年7月24日 (2018. 7. 24)
 (33) 優先権主張国・地域又は機関
 米国 (US)

(71) 出願人 521148511
 スラスト ドライブ エルエルシー
 アメリカ合衆国 テキサス州 77008
 -5024, ヒューストン, 1441 シ
 ーミスト ドライブ
 (74) 代理人 110000659
 特許業務法人広江アソシエイツ特許事務所
 (72) 発明者
 ピープルズ, ダニエル ケコア
 アメリカ合衆国 テキサス州 77433
 , サイプレス, 8514 スイートストー
 ン フィールド コート

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機推進およびトルク緩和技術

(57) 【要約】

航空機用の航空機推進およびトルク緩和技術を説明する。実施形態において、開示されている技術は、垂直揚力航空機のロータブレードを回転させるための回転トルクの提供を可能にすると共に、逆トルク方法ならびにテールロータおよび逆回転ブレードなどの装置の必要性を緩和するかまたは排除させる。

【選択図】 図 1

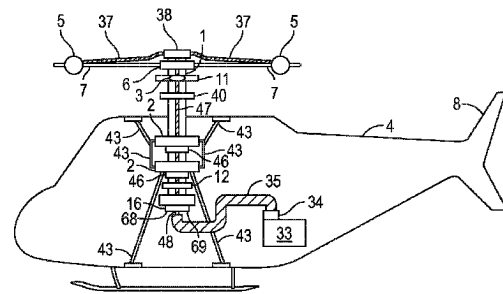


FIG. 1

【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

航空機であって、
胴体と、

前記胴体に連結された支持ベアリングと、

支持ベアリングによって胴体に取り付けられたロータシャフトであって、前記ロータシャフトは前記ロータシャフトを通して伸びている第 1 軸のまわりを回転することができ、前記支持ベアリングは常に前記ロータシャフトが前記第 1 軸のまわりを前記胴体に対して回転することを可能にする、ロータシャフトと、

前記ロータシャフトに連結されたロータブレードであって、前記ロータシャフトの回転は前記ロータブレードに第 1 軸のまわりを回転させる、ロータブレードと、

前記ロータシャフトに連結された推力支持構造物と、

前記胴体または前記推力支持構造物に連結されたエンジンと、を含み、
作動中に、

前記エンジンは前記推力支持構造物に前記第 1 軸のまわりを回転させ、

前記推力支持構造物の回転は前記ロータシャフトに前記第 1 軸のまわりを回転させ、それは次に前記ロータブレードに前記第 1 軸のまわりを回転させ、

前記支持ベアリングは前記胴体を少なくとも前記ロータブレードの回転によって生成したトルクから分離する、

航空機。

【請求項 2】

前記ロータシャフトに連結されたクラッチまたは前記ロータシャフトに連結されたロータハブをさらに含み、前記クラッチには係合状態および分離状態がある、請求項 1 に記載の航空機。

【請求項 3】

作動中に、前記エンジンは前記推力支持構造物に前記ロータシャフトの第 2 回転速度以上である第 1 回転速度で前記第 1 軸のまわりを回転させ、前記クラッチに前記係合状態に入らせて前記ロータシャフトを把持させ、前記第 1 回転速度が前記第 2 回転速度未満であるときに、前記クラッチが前記分離状態に入るかまたは前記分離状態である、請求項 2 に記載の航空機。

【請求項 4】

前記クラッチがクラッチ外側ケース、前記ロータシャフトに連結されたクラッチ内側レースおよびクラッチ可動ベアリングを含み、

前記クラッチ外側ケースは傾斜および空洞を含み、

前記係合状態において、前記クラッチ可動ベアリングは、前記傾斜および前記クラッチ内側レースの両方の間に配置されて接触し、それにより、前記クラッチ外側ケースと前記クラッチ内側レースを係合し、

前記分離状態において、前記クラッチ可動ベアリングは、前記空洞内に配置されており、前記クラッチ外側ケースと接触しているだけである、

請求項 2 に記載の航空機。

【請求項 5】

前記支持ベアリングが、内側および外側レースケージを有するベアリングハウジングと内側および外側レースケージの間の少なくとも 1 つのベアリングとを含み、

前記ロータシャフトが、前記胴体の中に、そして、前記支持ベアリングの中に伸びている、

請求項 1 に記載の航空機。

【請求項 6】

ベアリング支持構造をさらに含み、

前記支持ベアリングが前記ベアリング支持構造に連結され、前記ベアリング支持構造が前記胴体に連結されており、

10

20

30

40

50

前記ロータシャフトが前記支持ベアリングおよび前記ベアリング支持構造のみによって前記胴体に連結されている、
請求項 5 に記載の航空機。

【請求項 7】

前記エンジンが前記推力支持構造物に連結されており、前記推力支持構造物は前記ロータシャフトに連結された近位部分および前記エンジンに連結された遠位部分を含む、請求項 1 に記載の航空機。

【請求項 8】

前記エンジンによって生成される空気流の形の推力が前記ロータブレードの上に、前記ロータブレードの下に、または、前記ロータブレードの上下に水平に伸びている推力線に全般的に沿って方向を定められる、請求項 1 に記載の航空機。

10

【請求項 9】

方位制御装置をさらに含む、請求項 1 に記載の航空機。

【請求項 10】

前記方位制御装置がモータシャフトを含む電動可逆モータを含み、
前記モータシャフトは前記ロータシャフトである、
請求項 9 に記載の航空機。

【請求項 11】

前記方位制御装置がロータおよびステータを含み、前記ステータが通電されると、力が前記回転マグネットに印加され、それは次に、前記胴体を前記第 1 軸のまわりに回転させる力を前記胴体に与える、請求項 10 に記載の航空機。

20

【請求項 12】

前記方位制御装置が前記ロータシャフトに連結されているスペーサを含み、
前記回転マグネットが前記スペーサに連結されており、
前記ステータが前記胴体に連結されている、
請求項 11 に記載の航空機。

【請求項 13】

テールが無い、請求項 10 に記載の航空機。

【請求項 14】

前記ロータシャフトが前記胴体に対して第 1 位置と第 2 位置の間で移動可能であり、
前記第 1 位置の前記ロータシャフトと前記第 2 位置の前記ロータシャフトの間の角度が定められ、前記角度は約 90 度以下である、
請求項 1 に記載の航空機。

30

【請求項 15】

前記胴体に連結されたピボットをさらに含み、前記ロータシャフトが前記ピボットに連結されており、
前記ピボットが第 2 軸のまわりを回転可能であり、
前記第 2 軸のまわりの前記ピボットの回転は、前記ロータシャフトに前記第 1 位置と前記第 2 位置の間で移動させる、
請求項 14 に記載の航空機。

40

【請求項 16】

前記胴体の前記外側に連結されたフレームレールガイドと、
前記フレームレールガイドに連結されたロータシステムカートハウジングと
をさらに含み、
前記ロータシャフトが前記ロータシステムカートハウジングに連結されており、
前記ロータシステムカートハウジングは、前記ロータシャフトに前記第 1 位置から前記第 2 位置へ移動するようにさせるために、前記フレームレールガイドに沿って移動するように構成されており、逆もまた同じである、
請求項 14 に記載の航空機。

【請求項 17】

50

前記胴体が内部体積を定めて、少なくとも1つの胴体構造部材を含み、
 前記航空機が、前記支持ベアリングと前記胴体構造部材の間に減衰要素をさらに含み、
 前記減衰要素は、能動的減衰要素であるかまたは受動的減衰要素である、
 請求項2に記載の航空機。

【請求項18】

前記減衰要素が受動的減衰要素であり、前記受動的減衰要素はガス緩衝器、液体緩衝器、
 機械的緩衝器またはそれらの組み合わせである、請求項17に記載の航空機。

【請求項19】

前記ロータブレードが固定長または可変長を有する、請求項1に記載の航空機。

【請求項20】

前記ロータブレードが可変長を有し、前記航空機がモータを含むブレードグリップをさら
 に含み、

前記ブレードグリップは前記ロータブレードに連結されており、

前記モータの動作は前記ロータブレードの長さを変化させる、

請求項19に記載の航空機。

【請求項21】

前記推力支持構造物が少なくとも1つのダクトおよび開口部を含む遠位端を含み、

前記少なくとも1つのダクトは前記エンジンによって生成される推力空気流を受けて、
 前記空気流を前記開口部に伝達するようになっており、

前記推力空気流は第1温度 T_1 を有し、

前記エンジンは第2温度 T_2 を有するコンプレッサブリード空気流を作り出すようにさら
 に構成されており、 T_2 は T_1 未満である、

請求項1に記載の航空機。

【請求項22】

作動中に、

前記少なくとも1つのダクトは前記コンプレッサブリード空気流を受けるようにさらに
 構成されており、その結果作動中に、前記コンプレッサブリード空気流は前記推力空気流
 に注入されて温度 T_3 を有する混合空気流を作り出すか、または、

前記少なくとも1つのダクトは前記コンプレッサブリード空気流を受けるようにさらに
 構成されており、その結果作動中に、前記コンプレッサブリード空気流は、前記推力空気
 流の周りに方向を定められる、

請求項21に記載の航空機。

【請求項23】

前記推力支持構造物が、第1開口部を含む遠位端および少なくとも1つのダクトを含み
 、

前記エンジンが前記推力支持構造物に連結されるかまたは組み込まれており、

作動中に、前記エンジンによって生成された空気流は、前記少なくとも1つのダクトを
 通って、そして、前記推力支持構造物の前記第1開口部を通して導かれる、

請求項1に記載の航空機。

前記航空機は、前記第1開口部と流体連通しているノズルをさらに含み、前記ノズルは
 、前記第1開口部を通過している前記空気流を受けてリダイレクトするように構成されて
 いる。

【請求項24】

前記ロータシャフトは第1シャフトおよび第2シャフトを含み、前記第1シャフトは前
 記第2シャフトのルーメン内に配置され、

前記推力支持構造物が、前記第1シャフトに連結されており、

前記航空機は、前記第2シャフトが前記第1シャフトに連結されている係合状態と、前
 記第2シャフトが前記第1シャフトから切り離されている分離状態とを有するクラッチを
 さらに含み、

作動中に、前記第1軸のまわりの前記推力支持構造物の回転が前記クラッチを前記係合

10

20

30

40

50

状態に入らせ、それは次に前記第 2 シャフトおよび前記ロータブレードを第 1 軸のまわりで回転させる、
請求項 1 に記載の航空機。

【請求項 2 5】

第 3 シャフトをさらに含み、

前記第 2 シャフトが前記第 3 シャフトのルーメン内に配置されており、

前記第 3 シャフトは前記胴体に連結されており回転せず、

少なくとも 1 つの同心のベアリングが前記第 2 シャフトと前記第 3 シャフトの間に配置されており、前記第 2 シャフトを前記第 3 シャフトから分離している、
請求項 2 4 に記載の航空機。

10

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本開示は、概して航空機用の、そして特に垂直揚力航空機用の航空機推進およびトルク緩和技術に関する。より詳しくは、本開示は、航空機のロータブレードを回転させるために回転トルクを提供すると共に、逆トルク方法ならびにテールロータおよび逆回転ブレードなどの装置の必要性を緩和するかまたは排除さえする技術に関する。

【背景技術】

【0002】

垂直揚力航空機、例えばヘリコプタのロータブレードを回転させるための様々な方法が存在する。1 つのアプローチでは、ロータブレードに接続しているロータシャフトを利用し、ここで、ロータシャフトはエンジンおよび航空機の胴体に機械的に接続している。そのアプローチではエンジンが使用可能であるときに、ロータブレードを回転させるために生成されるトルクは、反対方向に航空機のボディ（胴体）上の対向するトルクも発生させる。打ち消されない場合、対向するトルクによって航空機のボディがロータシャフトの軸のまわりを回転することがあり得て、航空機が制御を失って回転する可能性がある。そのために、航空機のボディにかかる対向するトルクを緩和するかまたは排除する逆トルク機構が開発されて、それによって制御された飛行を容易にしている。

20

【0003】

トルクを打ち消す 1 つの方法は、航空機の胴体に接続されるエンジンによるメインロータの回転によってできるトルクの反対側の方向にトルクを発生させる、テールロータを航空機に取り付けることである。テールロータおよびその関連したアセンブリは、多くの場合、主エンジン、ギアボックス、テールブームドライブシャフト、テールロータの伝動装置、テールロータ自体および関連した構造部材へのリンク機構を含む。このようなコンポーネントによって、航空機には相当な重量、電力消費、複雑さ、初期製造コストおよび継続的な保守コストが追加となる。テールロータ（および/または関連したコンポーネント）が機械的故障を有するか、損傷を受けるか、または失われる場合、航空機は制御を失って回転し、クラッシュすることが多い。テールロータの使用はまた、航空機への設計、音響及び操作上の課題を与えており、例えば、限定するものではないが、重量の増加、ノイズ発生量の増加、振動の増加、着陸場所および駐機場所の増大などがある。また、作動中に回転するテールロータは、航空機の外側にいる人間に対する安全上の問題を呈する。

30

40

【0004】

垂直揚力航空機のトルクを打ち消す別の方法は、逆回転方向に回転するロータブレードを航空機に取り付けることが必要である。このような逆回転ロータブレードは、メインロータ翼と同軸とすることができ、または、メインロータ翼とは異なる軸上にあることも可能である。トルクを打ち消すさらに別の方法は、垂直揚力航空機上の複数の回転プロペラを利用する。テールロータと同様に、このような方法は、複雑さの増加、効率の損失、重量の増加および、航空機に対する保守および製造コストの追加という代償を伴う。逆回転翼機械要素またはプロペラの故障は、自動回転の能力を損なうかまたはなくすことがあり得て、航空機の制御の喪失につながる可能性がある。複数の回転プロペラシステムはまた

50

、単一のロータ垂直揚力システムより効率的でないことが多く、現在利用できるバッテリー技術によって電力を供給される電気エンジンを含む場合があり、それはエネルギーソースとして液体燃料を使用することと比較して、電池エネルギー密度制限および付加重量のため飛行時間を短縮することになり得る。

【発明の概要】

【0005】

過去において、垂直揚力航空機上の逆トルク機構の必要性を排除する技術を開発する努力がなされてきた。このような努力は、逆トルク機構を排除する2つの方法の開発につながっており、すなわちそれらは、(1) S. Heller, Jr. に対する、1956年9月4日付の米国特許第2,761,635号にて開示されている、ロータ翼自体の先端に載置されるエンジン、および、(2) ロータブレード自体に沿っているか、またはそれ自体の中にある管またはダクトであって、それによってエンジンからの推力がこのような管またはダクトを通してロータブレードの外側の先端に送達されてそれらを回転させる、管またはダクトである。それらの方法の両方とも、飛行のために必要なトルクを発生させる手段として、ロータブレードそれ自体を用いることによって(すなわち、ロータブレード上で、その中で、それに直接接続して、そしてそれと同一平面にある、推力装置を利用することによって)、航空機のボディ上にトルクを作り出すことなくロータブレードの回転を提供する。しかしながら、それらの方法は、例えば航空機のメインロータブレードに対する重量および不安定性の増加、寄生抗力の増加および過剰なノイズなどの様々な課題を伴う。第1の方法は、航空機が自動回転する能力も損なう。その結果として、それらの2つの方法は、広く使われていなかった。

10

20

【0006】

したがって、垂直揚力航空機分野では、エンジンによって航空機のボディへのトルク伝達を減らすかまたはなくし、こうして逆トルク機構の使用の必要性を緩和するかまたはなくしさえする、他の方法と装置の必要性が残っている。本開示の技術は、その必要性に対処して、実施形態において、トルク伝達およびその関連した課題を減らすかまたはなくすための有効な機構を提供すると共に、航空機が自動回転する能力を維持する。

【0007】

請求された主題の実施形態の特徴および効果は、以下の発明を実施するための形態に進むにつれて、そして、同様の数字が同様の部分を示している図面を参照すると、明らかになる。

30

【図面の簡単な説明】

【0008】

【図1】明瞭にするために従来のヘリコプタのいくつかの機械要素を図から省略して、回転トルクがどのように胴体から分離されているか、そしてロータブレードが回転推力支持構造物の下のどこにあるかの概要を示している、本開示の実施形態の概略側面図である。

【図2】図1の上面図である。

【図3】推力支持構造物の外側の先端への通路に沿った推力送達を示している、本開示の実施形態の側面概略図である。

【図4】図3の上面図である。

40

【図5】ロータブレードの上に取り付けられたエンジンおよび推力支持構造物の概略側面図であり、エンジンが推力支持構造物に沿って長手方向に推力を送達するものである。

【図6】図5の上面図である。

【図7】推力支持構造物に垂直に、そしてその上部に取り付けられて推力を生じ、このような推力をこのような推力支持構造物の外側の先端に送達しているエンジンを示す、概略側面図である。

【図8】図7の上面図である。

【図9】ギアボックスおよびドライブシャフトを備え、推力支持構造物の上部に、そしてそれに垂直に取り付けられているエンジンを示す概略側面図であり、動力をドライブシャフトを介してこのような構造の先端にある推進手段に送達し、このような構造がロータブ

50

レードの上にあるものである。

【図 1 0】図 9 の上面図である。

【図 1 1】推力をマニホールドに送達するエンジンを示す概略側面図であり、マニホールドは推力送達構造の通路を通してこのような構造の外端に推力を送達し、次いでこの構造が回転してトルクをロータシャフトに提供し、ロータブレードはこのような推力送達構造の上にあるものである。

【図 1 2】図 1 1 の上面図である。

【図 1 3】ロータブレードが推力支持構造物の上にあるように図 1 に示されるコンポーネントを配置している実施形態の概略側面図である。

【図 1 4】図 1 3 の上面図である。

10

【図 1 5】推力支持構造物がロータブレードの上にある図 1 に示した実施形態のための本開示のコンポーネントの拡大断面図である。

【図 1 6】推力支持構造物がロータブレードの下にある図 1 3 に示した実施形態のための本開示のコンポーネントの拡大断面図である。

【図 1 7】係合位置にある 1 つのタイプのクラッチを示している概略断面側面図である。

【図 1 8】分離位置にある 1 つのタイプのクラッチの概略側面図である。

【図 1 9】係合位置にある 1 つのタイプのクラッチを示している概略端面図である。

【図 2 0】分離位置にある 1 つのタイプのクラッチの概略端面図である。

【図 2 1】エンジンがロータシャフトの基部に固定されて、エンジンドライブシャフトがロータシャフトの内部を通してギアボックスに伸び、他のドライブシャフトが推力支持構造物に沿ってその先端のドライブ推進手段に伸びている、本開示の実施形態を示している概略側面図である。

20

【図 2 2】図 2 1 の上面図である。

【図 2 3】1 つのタイプの方角制御装置の分解図である。

【図 2 4】この実施形態が図 2 3 に示されるような方角制御装置を含むことを除いては、図 1 に示されるものと同じ航空機の概略側面図である。

【図 2 5】図 2 4 の上面図である。

【図 2 6】胴体から分離されており、したがってテールロータなどの逆トルク機構の必要性をなくすトルクを例示している、本開示の実施形態の概略側面図である。

【図 2 7】胴体へ伝達されており、したがって逆トルク機構、この場合はテールロータ、を必要としているトルクを例示している、従来のヘリコプタの概略側面図である。

30

【図 2 8】方角制御のために方角制御装置およびテールラダーの両方を含んでいる、本開示の実施形態を例示している概略側面図である。

【図 2 9】方角制御のためにテールラダーのみを含んでいる、本開示の実施形態を例示している概略側面図である。

【図 3 0】テールラダーがなく、方角制御装置が方角制御を提供する、本開示の実施形態を例示している概略側面図である。

【図 3 1】通常条件下での従来のヘリコプタの空気流を例示する。

【図 3 2】渦の環状態での従来のヘリコプタの空気流を例示する。

【図 3 3】通常条件下での空気流を示している本発明の実施形態を例示する。

40

【図 3 4】乱れた渦の環状態を示している本発明の実施形態を例示する。

【図 3 5】本開示と整合した回転ユニオンの 1 つの実施例を表す。

【図 3 6】1 つ以上のエンジンが推力支持構造物に直接組み込まれている、本開示と整合した一実施形態の側断面図である。

【図 3 7】1 つ以上のエンジンが推力支持構造物に直接組み込まれている、本開示と整合した一実施形態の上面図である。

【図 3 8】1 つ以上のエンジンが、ロータシャフトに直結されている推力支持構造物に直接組み込まれている、本開示と整合した実施形態の側断面図である。

【図 3 9】1 つ以上のエンジンが、ロータシャフトに直結されている推力支持構造物に直接組み込まれている、本開示と整合した一実施形態の上面図である。

50

【図 4 0】モータ付テールブレード 7 7 またはテールファン 7 8 アセンブリのいずれかを方向（方位）制御のために利用する、本開示と整合した航空機の概略図である。

【図 4 1】同心の内側および外側シャフトを用いて航空機の各種コンポーネントを支持し、および / または分離する、本開示の実施形態を例示している概略側面図である。

【図 4 2】本開示と整合した、垂直方向と水平方向の間で移動することができる推進機械要素を含む航空機の 1 つの実施例を例示する概略側面図である。

【図 4 3】本開示と整合した 1 つ以上の減衰要素を含む航空機推進システムの 1 つの実施例の概略側面図である。

【図 4 4】本開示と整合したパルスジェットエンジンを含む航空機の概略側面図である。

【図 4 5】本開示と整合した方位制御装置の実施例を表す。

【図 4 6】本開示と整合した可変ロータブレードを含む推進システムの 1 つの実施例の概略図である。

【図 4 7】様々なコンポーネントが空気流によって冷却される、本開示と整合した推進システムの 1 つの実施例の概略図である。

【図 4 8】本開示と整合した、整流板を含む推力支持構造物の 1 つの実施例の側面および縦断面図を表す。

【図 4 9】本開示と整合した、推力支持構造物およびロータブレードがクラッチを用いずにロータシャフトに接続されている推進システムの実施形態を例示する。

【図 5 0】本開示と整合した、スライド式レールシステムを含む航空機推進システムの実施形態を例示する。

【図 5 1】1 つ以上の関節動作式ノズルを含む推力支持構造物を含んでいる推進システムの 1 つの実施例の側面図である。

【図 5 2】本開示と整合した、単一の推力支持構造物によって駆動される複数セットのロータブレードを含む推進システムの 1 つの実施例を表す。

【図 5 3】複合ヘリコプタの環境における本開示の技術の使用の 1 つの実施例を表す。

【図 5 4】複合ヘリコプタの環境における本開示の技術の使用の別の実施例を表す。

【図 5 5】本開示と整合した推進システムの 1 つの実施例の上面および側面図を表し、推進システムはクラッチを含まず、同一平面にある推力支持構造物およびロータブレードを含むものである。

【図 5 6】1 つまたは複数のファンユニットがエンジンによって駆動されて固定であるか可変的な方向に向けることができる空気流を生じさせる、本開示の一実施形態を表す。

【図 5 7】1 つまたは複数のファンユニットがエンジンによって駆動されて固定であるか可変的な方向に向けることができる空気流を生じさせる、本開示の別の実施例を表す。

【図 5 8】本開示の別の例示の実施形態の側面図であり、別個のシャフトが航空機推進システムの異なるコンポーネントのために利用されるものである。

【図 5 9】本開示の別の例示の実施形態の側面図であり、燃料タンク、バッテリーおよびエンジンが推力支持構造物に連結されているものである。

【図 6 0】本開示と整合した推進システムを含む航空機の別の実施形態の概略側断面図である。

【図 6 1】本開示と整合した推進システムの 1 つの実施例の上面および側面図を表し、推進システムが航空機用のロータブレードとして機能するように構成されている推力支持構造物を含むものである。

【図 6 2】本開示の一実施形態を表し、本開示と整合した推力支持構造物が航空機用のロータブレードとして機能するように構成され、そして 1 つ以上のエンジンによって生じる空気流が固定であるか可変的な方向に向けられるものである。

【図 6 3】本開示と整合した推進システムを含む航空機の別の実施形態の概略側断面図であり、推進システムが航空機のロータブレードとして機能するように構成されている推力支持構造物を含むものである。

【図 6 4】本開示と整合した推進システムを含む航空機の別の実施形態の概略側断面図であり、推進システムが航空機のロータブレードとして機能するように構成されている推力

10

20

30

40

50

支持構造物を含み、1つ以上の関節動作式ノズルを含むものである。

【図65A】本開示と整合した推進システムを含む航空機の別の実施形態の概略側断面図であり、1つ以上の胴体搭載のエンジンからの空気流が一对の逆回転ロータブレードの中の配管に向けられるものである。

【図65B】本開示と整合した推進システムを含む航空機の別の実施形態の概略側断面図であり、1つ以上の胴体搭載エンジンからの空気流の一部が航空機の後方に向かって方向を定められるものである。

【図66】本開示と整合した航空機の別の実施形態の概略側断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0009】

本開示の態様は、垂直揚力航空機などの航空機のトルク伝達を減らすかまたは排除するシステム、装置および方法に関する。実施形態において、本開示の態様は、航空機の胴体4に対して1つ以上のエンジン5によって生じるトルクの伝達が、例えば、1つ以上の支持ベアリング2によって減らされるかまたは、排除さえされる、方法と装置を含む。いくつかの例において、1つ以上のエンジン5によって生じるトルクの量は、エンジン5、ロータシャフト1およびその関連するコンポーネントを胴体4から分離することから、支持ベアリング2の能力を上回らない。航空機の胴体4に対するトルク伝達の緩和/排除は、テールロータまたは逆回転ブレードなどの逆トルク機構の必要性を減らすかまたは排除する。特に、本明細書において説明されている技術は、エンジン5からの回転推力の喪失が生じた場合、航空機が自動回転する能力を維持する。

10

20

【0010】

航空機のボディは、限定するものではないが、例えば、胴体4、貨物ボックス、カメラおよび監視パッケージ、兵器、航空機上部構造ならびに航空および制御装置などの、1つ以上の移動可能なユニットを含むことができるかまたはそれに連結することができる。一実施形態において、本開示の技術は、推力を支持構造物7に提供することができるエンジン5を使用する。推力支持構造物7は、ロータブレード3と同一平面ではなく、ロータシャフト1のいずれの側にも同軸でありかつそこに伸びている。エンジン5によって印加される推力に応じて、推力支持構造物7は、ロータシャフト1の軸のまわりを回転する。このような回転は、クラッチ6（支持構造物7を押すために接続されている）をロータシャフト1に係合させて、ロータシャフト1を回転させる。ロータシャフト1の回転が、次にロータハブ11および取り付けられたロータブレード3を回転させる。

30

【0011】

推力支持構造物7がエンジン5から推力を受けていないとき、クラッチ6はロータシャフト1から推力支持構造物7を分離する。その状態において、ロータシャフト1、ロータハブ11およびロータブレード3は、自由に回転することができる。実施形態において、ロータシャフト1は、常にロータシャフト1（および、付属のロータブレード3）が胴体4に関して自由に回転することができる1つまたは複数の支持ベアリング2だけによって、胴体4に接続される。いくつかの実施形態では、本明細書において説明されている技術は、空気流（例えば、エンジン5によって生成される）を推力支持構造物7の外側の先端へ供給するように構成される管/ダクトを含む。このような管/ダクトは、例えば、推力支持構造物7の内側または外側の1つ以上のチャネルまたは空洞を介して、推力支持構造物7の外側または内部に含まれるか、連結されるか、あるいは空気流を供給することができる。実施形態において、管/ダクトの端部は、推力支持構造物7の先端からの出口に配置される。したがって、管/ダクトを通る空気流によって、ロータシャフト1の軸周辺で、推力支持構造物7の回転が生じ得る。推力支持構造物7の回転は次にクラッチ6をロータシャフト1に係合させ、したがってロータハブ11および付属のロータブレード3の回転を引き起こす。前述のように、エンジン5が推力を推力支持構造物7へ供給していないときは、クラッチ6はロータシャフト1から推力支持構造物7を分離して、ロータシャフト1および付属のロータブレード3が自由に自動回転するのを可能にする。

40

【0012】

50

支持ベアリング 2 は、エンジン 5 によって生じるトルクおよび / または上述機械要素の回転を胴体 4 から分離するように一般に機能する。実施形態において、エンジン 5 および / または上述のコンポーネントの回転によって生じるトルクは、このようなトルクを胴体 4 から分離する支持ベアリング 2 の能力を上回らない。このような分離のため、逆トルク装置は必要とされず、航空機設計から排除することができる。より具体的には、本明細書において説明されている技術は、テールロータまたは逆回転翼などの逆トルク装置の必要性、およびすべてのそれらの関連コスト、電力消費、重量、保守および安全問題を排除することができる。

【 0 0 1 3 】

本発明のさらに別の実施形態では、本明細書において説明されている技術は、推力支持構造物 7 に対して様々な位置に置かれるエンジン 5 を利用する。さらに、推力支持構造物 7 は、航空機の他のコンポーネントに対して、様々な位置に配置することができる。例えば、推力支持構造物 7 は、ロータブレード 3 と同軸でかつロータシャフト 1 に対して垂直であってもよく、そしてロータブレード 3 の上に、下に、または、上下に配置されてもよい。2 つ以上の支持構造物 7 が存在し得て、すべてが同一平面上にあるか、あるいはロータシャフト 1 と同軸である異なる平面上にあるかのいずれかであることに留意する必要がある。例えば、実施形態において、第 1 推力支持構造物 7 はロータブレード 3 と同軸でかつその上に配置することができ、第 2 推力支持構造物 7 はロータブレード 3 と同軸でかつその下に配置することができ、第 1 および第 2 推力支持構造物 7 はそれぞれ 1 つ以上のエンジン 5 に連結されている。

【 0 0 1 4 】

本開示の技術は、特に逆トルク回転ソリューションと比較すると、多数の利点を提供することができる。このような利点には、限定されるものではないが、以下のものが含まれる。(1) テールロータおよび逆回転翼のような反トルク機構の排除、(2) 方位制御は、方位制御装置 1 2 または、方位制御装置 1 2 が回転力を方向制御および安定化のために胴体に課すような同じ機能を実行する類似の装置によって提供でき、または、方位制御はテールラダー 8 によって提供でき、または、方位制御はテールラダー 8 および方位制御装置 1 2 の組合せによって提供できるので、航空機は全くテールを有する必要がない、(3) テールロータおよびその拡張テールブームがもはや必要ないので、ブーム打撃のリスクは排除することができる、(4) 電力容量などのための送達可能なペイロードは、テールロータ、ブーム、ギアボックスおよび関連した構造的コンポーネントの重量および抗力が排除されるため増加させることができる、(5) テールロータが要求されないため、テールロータ騒音が排除される、(6) テールロータが排除されるため、周期的トリムによってテールロータ推力を相殺する必要なしに航空機が離陸、着陸およびホバリングすることができるので、ディスク傾斜は排除される、(7) テールロータまたはロータブレードの第 2 のセットを駆動する必要性の排除に起因して、および / または推力支持構造物 7 およびその付属物の追加的な慣性に起因して、自動回転性能は改善することができる、(8) 製造および保守コストを低減することができる、(9) 回転テールロータと関連した危険性は排除することができる、(10) テールロータならびにその構造および動作コンポーネントにとっての損失、故障または損傷による制御の喪失と関連した危険は、低減することができるかまたは排除することさえできる、(11) 離陸、着陸および駐機設置面積は低減することができる、(12) 現在利用できる地上設備、すでに訓練されているパイロットおよびパイロット訓練手順、連邦、州および地域管理規則、増加した胴体容量および増加した安全性の追加的利点を備えた既存の製造およびテスト技術を利用する能力、(13) より小さいドローンから大型の一般用および軍用航空機までの様々な航空機サイズ用としての技術の容易な適合性、(14) 多種多様なエンジンを利用する能力、(15) 本発明の強化された自動回転能力は、他によって提案されている多数の複数ロータデザインを上回る膨大な安全上の利点を提供する、(16) エンジン 5 の推力線による渦の環状態緩和はロータブレード 3 の上に水平に扇形に広がる高速度空気流を作り出し、結果としてロータブレード 3 の上に低圧領域が形成されてさらに揚力を改善する、などである

。このような利点は例のために列挙されており、他の利点は当業者にとって明らかである。

【0015】

図1は、本開示の一実施形態の代表的な側面図であり、本発明の航空機が、テールロータまたは逆回転ロータブレードなどの逆トルク装置なしで作動することを可能にするコンポーネントを示す。図2は、同じ実施形態の上面図である。示すように、図1では、ロータシャフト1およびすべてのその付属物は、支持ベアリング2、ベアリング支持体46およびベアリング支持構造43から成るアセンブリによって支持されている。結果として得られるアセンブリは、ロータシャフト1およびその付属物の胴体との唯一の接点がベアリング支持構造43および支持ベアリング2であるように、胴体4に取り付けられる。ロータシャフト1およびその付属物によって発揮されるトルクは、胴体4を前記トルクから分離する支持ベアリング2の能力を上回らない。トルクが胴体へ伝達されないため、従来のヘリコプタにおいて用いられる逆トルク装置の要件は排除することができる。

10

【0016】

回転推力支持構造物

図1、2および15に例示するように、エンジン5によって生じたトルクは、推力支持構造物7の回転によって、ロータシャフト1に送達される。推力支持構造物7は、その外端に配置されるエンジン5をサポートする構造部材である。例示の実施形態において、推力支持構造物7は、ロータシャフト1に対して同軸でかつ垂直であり、ロータブレード3とは異なる平面に（例えば、ロータブレード3の上に）位置する。しかしながら、推力支持構造物7およびロータブレード3は、後述するように共通平面にあってもよい。いずれにせよ、エンジン5が使用可能であるときに、推力支持構造物7はロータシャフト1のまわりを回転する。

20

【0017】

クラッチ

図15は、推力支持構造物7がロータブレード3の上にある図1の実施形態のための本開示のコンポーネントの部分断面図である。示すように、その外端にエンジン5が接続された推力支持構造物7は、ロータシャフト1と同軸であり、ロータブレード3の上に配置されている。推力支持構造物7は、係合状態および分離状態を有するクラッチ6に接続されている。エンジン5が使用可能であるときに、それらによって推力支持構造物7の回転が生じ、そして、回転トルクを引き起こす。このようなトルクにより、取付けられたクラッチ6が係合状態になってロータシャフト1をきつく締め付け、そしてロータシャフト1が回転させられて、それにより次にロータハブ11および付属のロータブレード3が回転することになる。クラッチ6は、一方向ベアリングまたは同じ機能を実行するいかなる好適な装置でもあることができる。様々な方法でこの機能を実行する多数の装置が、当業者には公知である。

30

【0018】

使用することができる1つのタイプのクラッチが、図17、18、19および20においてさらに詳細に例示される。図17および19は、係合状態でロータシャフト1を確実に把持しているクラッチ6を例示する。図18および20は、エンジン5が使用可能でない分離状態であって推力支持構造物7の回転速度がロータシャフト1の回転速度未満である、クラッチ6を例示する。それにより、クラッチ6およびその付属の推力支持構造物7は自動的にロータシャフト1から分離し、ロータシャフト1が自由に回転することができるようになり、それはロータシャフト1に取り付けられたロータブレード3が自動回転するのを可能にする。

40

【0019】

クラッチ6の1つの例の動作を、ここで図17、18、19および20に関連して説明する。図19は、係合位置にあるクラッチ6の概略図である。クラッチ外側ケース58の回転移動によって、クラッチ可動ベアリング52が傾斜に沿ってクラッチベアリング空洞64内の示される位置へ動かされる。クラッチ可動ベアリング52がこの位置にあるとき

50

に、クラッチ外側ケース 5 8 がクラッチ外側ケース 5 8 およびクラッチ内側レース 1 1 4 の両方に接触させられる。その位置において、クラッチ可動ベアリング 5 2 は、クラッチ内側レース 1 1 4 (ロータシャフト 1 に直接接続される) を確実に把持して、ロータシャフト 1 をクラッチ外側ケース 5 8 と同じ方向に回転させる。図 1 7 は、係合位置にある図 1 9 に示されるクラッチ 6 のタイプの断面概略側面図である。推力ベアリングアセンブリ 5 7 は、ロータシャフト 1 上のその位置に適切にクラッチ 6 を保持するファスナ 5 4 によってロータシャフト 1 に取り付けられると共に、クラッチ 6 がロータシャフト 1 を係合するかまたはロータシャフト 1 を分離することを可能にする。図 1 7 に示すように、クラッチ可動ベアリング 5 2 は、ロータシャフト 1 に対してしっかりと係合することができ、したがってクラッチ 6 およびロータシャフト 1 を同時に一緒に回転させることができる。

10

【0020】

ここで図 2 0 を参照すると、これは分離位置にあるクラッチ 6 の概略図である。クラッチ外側ケース 5 8 の回転運動量が存在しないか、または減少していると、クラッチ外側ケース 5 8 はロータシャフト 1 に対するその関係において減速し始める。クラッチ可動ベアリング 5 2 は、それらの運動量および遠心力のため、クラッチ内側レース 1 1 4 (繰り返すが、ロータシャフト 1 に取り付けられている) から遠ざかりその把持を緩め、したがってロータシャフト 1 をクラッチ外側ケース 5 8 から切り離して、ロータシャフト 1 がクラッチ 6 に関して自由に回転することを可能にする。また、ロータシャフト 1 の速度がクラッチ 6 の回転速度より大きいときに、クラッチ 6 はロータシャフト 1 から分離される。クラッチ 6 の分離状態によって、ロータシャフト 1 が自由に回転することができ、推力支持構造物 7 および動力システムからのいかなる誘導抗力もなく自動回転することができる。また、自動回転の間、ロータシャフト 1 の速度がクラッチ 6 の回転速度以下であるいかなる時も、動力システムの保存された慣性は、ロータシャフト 1 へ伝達される。この状態が存在している間、この動力システム慣性伝達は、航空機の自動回転のために必要とされる安全な角度まで総体的な傾斜を下げるためにより多くの時間を提供する。

20

【0021】

図 3 8 はクラッチ 6 の別の実施形態を示し、それはこの場合ロータハブ 1 1 に直結されている。この構成によって、ロータブレード 3 がロータシャフト 1 および他の全ての駆動システムコンポーネントから独立して回転することができる。エンジン 5 は、直結されている推力支持構造物 7 に組み込まれて、ロータシャフト 1 を駆動する。ロータシャフト 1 上のその位置に関するこの構成は、ロータブレード 3 と同一平面の上に、下に、および/または中に位置する推力支持構造物 7 によって適用することができる。

30

【0022】

燃料、電力、データ送達システム

図 1 および 2 は、下部燃料ライン 3 5 に接続している燃料タンク 3 3 および燃料ポンプ 3 4 を示す。図 1 および 1 5 は、下部回転ユニオン 1 6 に接続されている燃料ラインシャフト 4 8 に接続している下部燃料ライン 3 5 を示す。下部回転ユニオン 1 6 は、図 3 5 にさらに詳細に示されている。実施形態において、下部回転ユニオン 1 6 および上部回転ユニオン 3 8 は、異なる配向を有する同じ装置でもよい。図 3 5 および図 1 5 に示すように、下部回転ユニオン 1 6 は、下部燃料ライン 3 5 から来ている燃料入力、データ配線 6 8 から来ているデータ入力および電源配線 6 9 から来ている電源入力を有する。図 1 5 は、データ配線 6 8 が下部回転ユニオン 1 6 から上へロータシャフト 1 を通して上部回転ユニオン 3 8 に伸びるデータ導管 6 6 を示す。図 3 5 は、燃料、データおよび電力がどのように下部回転ユニオン 1 6 および上部回転ユニオン 3 8 を通して伝達されるかについて示す。図 1 5 の実施形態において、上部回転ユニオン 3 8 を出た後に、データ配線 6 8 は、適切な防護遮へい体を通して、推力支持構造物 7 に沿って、またはそれを通してエンジン 5 に、または、データを必要としているそのような他の装置に向かう。電源配線 6 9 は、別個の電力導管 7 2 を通してであることを除けば、データ配線と同様の方法で、ロータシャフト 1 の最下部からロータシャフト 1 の最上部まで、エンジン 5 または他の電力を必要としている装置に向かう。図 3 5 はまた、下部回転ユニオン 1 6 および上部回転ユニオン 3

40

50

8の詳細を、それらが異なる配向を有する同じ装置のものであるので、示している。

【0023】

燃料は、下部回転ユニオン16を通して、ロータシャフト1と同調して回転するロータシャフト内部燃料ライン47に、ポンプ圧送することができる。図15は、燃料が、上部回転ユニオン38にロータシャフト1の内部を通して上へ伸びているロータシャフト内部燃料ライン47を通してどのようにポンプ圧送されるかについて示している。図35の実施形態において、回転ユニオンシール49は、下部回転ユニオン16および上部回転ユニオン38がロータシャフト1によって回転する際に、燃料漏れを防止する。回転ユニオンベアリング50によって、ロータシャフト1に取り付けられている下部回転ユニオン16および上部回転ユニオン38は、ロータシャフト1の下端および上端で燃料ラインシャフト48に関して自由に回転することができる。それから、燃料は、ロータシャフト1の上端の燃料ラインシャフト48から上部燃料ライン37を通して、エンジン5まで送達される。図15において、上部燃料ライン37は、推力支持構造物7に固定されているか、またはその内側に収容されている。ヘリコプタ航空機用の燃料輸送および送達のこれらの方法は、米国特許第2,761,635号(Hillier)に開示される手段と類似の機能を実行する。電力、空気圧およびデータなどの他の要素もまた、類似の回転ユニオンまたはスリップリングタイプの装置によって、ロータシャフト1の下部からロータシャフト1の上部まで送達することが可能である。様々な図は、使用可能なすべての従来のヘリコプタの運転および制御装置を示すというわけではなく、図1及び15の代表的な形に示される回転斜板40をこのような装置の例として示す。

10

20

【0024】

図35は、ロータシャフト1との間で燃料、電流およびデータを送達する機能を実行する回転ユニオンの1つの例を表す。回転ユニオンは、互いに対して異なる速度で回転している可能性があるコンポーネントを接続すると共に、それらの接続の連続性を保証する、単純な方法を提供する。回転ユニオンの主要構造は、回転ユニオンハウジング63が回転ユニオンシャフト55に関して自由に回転することを可能にしている回転ユニオンベアリング50を含む、回転ユニオンハウジング63からなる。

【0025】

下部燃料ライン35は、燃料が回転ユニオンシャフト55のボディに転送されることを可能にしているねじ接続によって、回転ユニオンシャフト55に接続されている。回転シャフト内部燃料ライン47は、回転ユニオンハウジング63にねじ切りされて、回転ユニオンシール49に対して上へ押圧して、回転シャフト1を通して燃料の転送を可能にしている。データ線68および電力線69は、回転ユニオンシャフト55内の機械加工した通路を通過する。これらの配線は、ベアリング支持体46の中に含まれるブラシ67へのこれらの接続の連続性を可能にする接点70に接続している。配線は、続けてブラシ67から回転ユニオンハウジング63内の通路を通過して出て、ロータシャフト1の内部に沿って走っている導管(図示せず)に入る。

30

【0026】

実施形態において、回転ユニオンの主要構造は、回転ユニオンハウジング63が回転ユニオンシャフト55に関して自由に回転することを可能にしている回転ユニオンベアリング50含む回転ユニオンハウジング63を含む。下部燃料ライン35は、燃料が回転ユニオンシャフト55のボディに転送されることを可能にするように、任意の適切な手段(例えば、ねじ接続)によって、回転ユニオンシャフト55に接続されている。例えば回転シャフト内部燃料ライン47は、回転ユニオンハウジング63にねじ切りされてもよく、回転ユニオンシール49に対して上へ押圧して、回転シャフト1を通して燃料の転送を可能にしている。データ線68および電力線69は、回転ユニオンシャフト55内の機械加工した通路を通過する。このような配線は、ベアリング支持体46の中に含まれるブラシ67へのこれらの接続の連続性を可能にする接点70に接続している。配線は、続けてブラシ67から回転ユニオンハウジング63内の通路を通過して出て、ロータシャフト1の内部に沿って走っている導管(図示せず)に入る。

40

50

【0027】

方位制御装置

方位制御装置12は、図1および15の代表的な形で、そして、図23の分解立体図の形で示され、このようなアセンブリをどのように航空機の方位制御のために用いることができるかについて説明する。本実施形態において、方位制御装置12は電動可逆モータであり、モータのシャフトはロータシャフト1である。方位制御が要求されると、モータは瞬間的に通電され胴体に回転力を生じさせる。ロータシャフト1およびその補助的コンポーネントの大量の回転速度のため、通電されているステータ18の正味効果によって、方位制御装置スペーサ44を通してスペーサ19に取り付けられている回転マグネット17に対して反力を引き起こして、スペーサ19がキーおよびキー溝23によってロータシャフト1に取り付けられる。方位制御装置12のシャフトでもあるロータシャフト1は、方位制御モータベアリング21によってモータボディ支持板20から分離される。方位制御モータベアリング21は、ロータシャフト1に付けられているシャフトクランプ22によって留められる。モータボディ支持板20およびステータ18の全ては方位制御装置ステータ保持孔51を通してファスナ54（例えば、ボルト）と一緒に連結されて、それによりステータ18およびモータボディ支持板20アセンブリが胴体構造部材56によって胴体4に取り付けられる。ステータモータ巻線73が通電されると、それらは付属のステータ18および接続コンポーネントそして胴体4を回転させる。方位制御装置12が基本的に可逆モータであるので、方位制御装置12に通電することによって作り出される効果は、航空機の時計回りであるか反時計回りの偏揺れを引き起こすことができる。ステータモータ巻線73およびマグネットロータ17上のマグネットのロータシャフト1の中心からの距離を増やすことが、方位制御装置12のより多くのトルクおよび効率を提供する点に留意する必要がある。この設計の軸方向磁束モータは、電動およびハイブリッド車で利用されるものと類似している。

10

20

【0028】

本開示は方位を制御するための他の機構も提供しており、そのいくつかは図28、29および30に例示される。図28は、方位制御のためにテールラダー8および方位制御装置12を使用している航空機の代表的な側面図である。図29は、方位制御のためにテールラダー8のみを使用している航空機の代表的な側面図である。図30は、方位制御のために方位制御装置12のみを利用している航空機の代表的な側面図である。

30

【0029】

反トルク機構との比較

図27は、エンジン5ならびにロータシャフト1およびロータブレード3などの他の回転コンポーネントが、堅く接続された支持機構62によって胴体4にかけられる回転トルクをどのように作り出すかについて示している、従来のヘリコプタの側面概略図である。胴体4にかけられるこのようなトルクが胴体4から分離されないため、それが打ち消されない限り、それによって胴体4はロータシャフト1の軸のまわりを回転する。従来のヘリコプタは、現場の方向に相殺トルクを作り出して航空機が制御できずにスピンすることのないように保つ逆回転（反トルク）機構を使用する。この概念の1つの例は図27に示されており、それは反トルク機構としてテールロータ59およびテールブームを有する航空機を示す。対照的に、図26は本開示の実施形態を表しており、ここではロータシャフト1およびその付属物によってかけられるトルクは胴体4から分離されて、その結果胴体4はロータシャフト1のまわりを回転させられることがなく、テールロータなどの逆トルク装置の必要性が排除されている。

40

【0030】

渦の環状態の緩和

従来のヘリコプタは、渦の環状態と呼ばれる危険な現象の影響を受ける。これは、航空機がそれ自身の吹き降ろしの中でとどまっているためメインロータの先端渦が成長し、これが先端渦を作り上げ、サイズおよび強さにおいて増幅することを許すときに作り出される、空力条件である。航空機がその吹き降ろしから出て、より新しい乱されていない空気

50

の中に移動しない場合、渦の環状態は、ロータの上で形成されている正の空気圧力波のため、メインロータによって発生される揚力の量を減らし得る。これは、結果として、クラッシュに至ることになり得る、突然かつ制御できない高度の低下になる可能性がある。

【0031】

本開示の技術は、ロータブレードの上の渦および空気圧の形成を阻害することができるかまたは抑止することができる、空気の強い向流をもたらすことができる。いくつかの実施形態では、向流は、渦が形をなす経路にエンジン5の推力線を直接置くことによって生成される。エンジン5の推力線は、ロータブレード3の上/下で水平に、そして、概してロータブレード3と同一平面で扇形に広がる、高速度空気流を作り出す。高速度空気流は、エンジン5のすぐ後ろで、そして、ロータブレード3の上に低圧領域を形成させることもでき、さらに揚力を改善して渦の環状態の影響を緩和する。従来航空機および本開示の航空機上の渦の環状態による通常の空気流および乱された空気流の関係は、図31、32、33、34に例示される。

10

【0032】

追加の実施形態

前記説明は、航空機の推進システムの機械要素（例えば、ロータシャフト1、ロータブレード、推力支持構造物7など）が航空機の胴体4に対して実質的に同じ配向のままである実施形態に焦点を当てているが、このような構成が必須というわけではない。実際、本開示は、航空機の推進システムの様々な機械要素の配向が変化することができる実施形態を含みかつ想定している。このような実施形態は、例えば、傾斜ロータ、垂直離着陸（VTOL）、短距離離着陸（STOL）ならびに短距離離陸および垂直離着陸（STOVL）航空機に役立ち得る。その点で、図42を参照すると、それは航空機推進システムの機械要素が胴体4に対して複数の配向の間で移行することができる1つの例示的航空機構成を示す。より具体的には、図42は、ロータシャフト1、ロータブレード3、胴体4、エンジン5、クラッチ6、推力支持構造物7、テールラダー8およびロータハブ11を含む航空機の1つの例を表し、このような機械要素は図42で示す垂直配向から水平配向に移行することができる。垂直配向と水平配向の間の（および、逆もまた同じ）このようなコンポーネントの移動は、ピボット15を用いて達成される。本実施形態において、ピボット15は約90度の可動域を可能にするが、ピボット15はいかなる所望の可動域も提供するように構成することができる。さらに、実施形態において、ピボット15は、図42に示される垂直および水平配向の間のいかなる位置でも推進システムの上記の機械要素の安定した保持を可能にするように構成される。したがって、例えば、ピボット15が90度の可動域を可能にしている場合、それは、胴体4に対して、約0度と約90度の間のいかなる角度配向でも安定して推進システムの機械要素を保持するように構成することができる。

20

30

【0033】

図42のロータシャフト1、ロータブレード3、エンジン5、クラッチ6、推力支持構造物7およびロータハブ11の性質と機能は、上記説明と同一であり、簡潔にするため繰り返さない。そして、前記説明と整合して、このような機械要素の配置は、図42に示される配置に限られてはいない。例えば、推力支持構造物7およびエンジン5は、ロータブレード3の上に、ロータブレード3の下に、ロータブレード3と同一平面に、またはそれらの組み合わせで配置することができる。単一のエンジン5または複数のエンジン5からの推力は、任意の好適な方法で推力支持構造物7に印加することができる。例えば、エンジン5は推力支持構造物7に直接連結することができ、および/または、エンジン5からの推力はダクト流によって推力支持構造物7の外端に印加することができる。複数の再配置可能な推進ユニット（それぞれがロータシャフト、ロータブレード、エンジン、クラッチ、推力支持構造物、ロータハブなどを含む）も航空機で使用することができ、そのことは当業者によって理解される。そのうえ、そして、図42において示すように、翼28および1つ以上の水平安定板92は、航空機上の適切な位置に配置することができ、例えば、揚力、制御および/または安定化を提供する。使用の際には、翼28および/または水

40

50

平安定板 9 2 はまた、複数の位置（例えば水平および垂直配向）の間で再適合されてもよい。その目的のために、翼 2 8 および / または水平安定板 9 2 を再適合させるための 1 つ以上のピボットまたは他の制御機構が、航空機に含まれることも可能である。最後に、図 4 2 はロータブレード 3 および関連する駆動要素の単一セットを使用した実施形態を表しているが、ロータブレード 3 および関連する駆動要素の複数の（例えば、2、3、4 またはそれ以上の）セットも使用することができる。

【0034】

胴体 4 または他のコンポーネントの振動、調和運動、発振、不安定性などは、本明細書において説明されている航空機の各種要素に対する機械的であるか他の応力を与えることがある。例えば従来の伝動装置がロータシャフトを回転航空機の胴体に相互接続するために用いられると、ロータブレードからの振動、調和運動および / または応力は伝動装置を通して胴体に伝達され得る。これは、航空機および / またはパイロットにとって望ましくない動作条件を生じさせる場合がある。特に、従来の伝動装置のサイズおよび位置は、ロータブレードから航空機の胴体への振動および / または調和運動の伝達を緩和するための特定のオプションの使用を妨害するかまたは妨げることさえあり得る。

10

【0035】

それを念頭に置いて、本明細書において説明されている推進システムは、上述のように、ロータシャフトを胴体と相互接続するために従来の伝動装置を使用することを必要としない。むしろ、本明細書において説明されている推進システムはクラッチ 6 を使用し、それは胴体 4 の外部に配置することができる。その結果、従来の伝動装置によって占有されることがあり得た胴体 4 の中の容積は、本開示の航空機の他の用途に利用可能となり得る。例えば、このような容積は 1 つ以上の減衰要素を収容するために用いることができ、減衰要素はロータブレード 1 から胴体 4（またはその中の機械要素）への振動および / または調和運動の伝達を緩和するか妨げさえするように構成される。

20

【0036】

このような問題に対処するために、1 つ以上の減衰要素を利用して、望ましくない力 / 応力を弱めるかまたは緩和することができる。その点について、図 4 3 を参照すると、それは、本開示と整合した 1 つ以上の能動的および / または受動的減衰要素を含む航空機推進システムの 1 つの実施例の概略側面図である。

30

【0037】

この実施形態では、胴体 4 は内部容積を含むかまたは画定して、その中に胴体構造部材 5 6 が配置されている。ロータシャフト 1 は、クラッチ 6 およびロータブレード 3 に連結されて、胴体 4 の中に達する。複数の減衰要素が胴体 4 の中に含まれて、ロータブレード 3 から胴体 4 への振動および / または望ましくない（例えば、調和）動作の伝達を緩和するか、減衰させるかまたは、妨げさえする。

【0038】

より具体的には、図 4 3 は、緩衝器 8 2 が支持ベアリング 2 と胴体構造部材 5 6 の間に配置されている例示の実施形態を表す。一般に、緩衝器 8 2 はロータシャフト 1（および / またはロータブレード 3）から胴体 4 への、そしてその逆の向きの、機械的および他の力（例えば、振動、調和運動、不安定性などに起因する）の伝達を弱めるかまたは緩和するように構成されている。実施形態において、緩衝器 8 2 は、ガス、液体または機械的緩衝器（例えば、ガス / 液体ストラット、1 つ以上の減衰ばね、それらの組み合わせなど）のような受動的減衰要素の形とすることができる。例えば、いくつかの実施形態では、緩衝器 8 2 は振動または他の望ましくない動作を吸収することができるかまたは緩和することができるハウジング（例えば、金属体）および弾性物質（例えば、ゴムなどのポリマー）を含み、したがってロータシャフト 1 から胴体構造部材 5 6 へのこのような力の伝達を制限するか妨げる。

40

【0039】

1 つ以上の能動的減衰要素を用いて、ロータシャフト 3 から胴体 4 への振動または他の望ましくない力の伝達を緩和するか妨げることにもできる。この概念は図 4 3 に示され、そ

50

れは振動低減アクチュエータ106が利用される例示の実施形態を表す。一般に、振動低減アクチュエータ106は、適切な力の印加によって振動をキャンセルするかまたは弱めるために作用する能動的減衰要素である。例えば、振動低減アクチュエータ106は、ロータブレード3または支持構造物7から来ている調和振動数または振動を適合させて、および/または相殺し、それにより、胴体4へのそれらの伝達を緩和するかまたは排除させるように構成することができる。実施形態において、振動低減アクチュエータ106は外側の(例えば、銅)コイルを含み、内側要素(例えば鉄のロッドまたは管)はコイルの開口中心の中に配置される。コイルに対する電気エネルギーの適切な印加は、結果として内側要素の位置を変化させる電磁界の生成になり得る。内側要素の移動は、当業者によって理解されるように、入って来る振動、調和振動数などをキャンセルするかまたは緩和するような方法で、コイルに電気エネルギーを印加することによって制御することができる。

10

【0040】

図43は単一の振動低減アクチュエータ106と組み合わせた単一の緩衝器82の使用を表すが、このような構成が必須というわけではない。いかなる数の緩衝器82および振動低減アクチュエータ106も使うことができ、このような機械要素が互いと独立して用いられ得ることを理解すべきである。さらに、このような機械要素の位置および構成は、図43に示される位置に限られてはいない。

【0041】

様々なタイプのエンジンが、エンジン5として用いられてもよい。エンジンとして用いることができる適切なエンジンの非限定的な例には、往復(ピストン)エンジンおよびタービンエンジンなどのシャフトエンジン、ジェットエンジン、パルスジェットエンジン、ターボファンエンジンおよびロケットエンジンなどの反動エンジン、バンケルエンジン、ディーゼルエンジン、電気エンジン、それらの組み合わせなどが含まれる。いくつかの実施形態では、エンジン5は、パルスジェットエンジンでもよい。例えば、図44の実施形態では、エンジン5は、パルスジェットエンジンの形である。本実施形態において、エンジン5のそれぞれは、シェル84によって囲まれて、垂直空気取入口88を含む。限定されるものではないが、実施形態において、シェル84および垂直空気取入口88は、周囲環境に、そして、特に、地上および/または胴体4の方へエンジンから音が漏れるのを制限するか、減衰させるかまたは、防止させるように構成されている。この例では、エンジン5からの推力は空気ギャップ83を通して方向を定められた後に入力配管10に入り、これが空気ギャップ83から追加の空気を巻き込んでエンジン出力を高める推力増大器として作用する。それから、推力は配管10の先端から排出され、推力支持構造物を回転させる。明らかのように、シェル84および配管10の使用は音波が環境に漏れるのを制限するか防止することができ、そして、航空機の動作の間に生じるノイズの量を減らす。

20

30

【0042】

上記のように、様々な機構を利用して、方位制御を本開示と整合した航空機に提供することができる。それを念頭に置いて、図45は、本開示と整合した方位制御装置の別の例を表す。上記の方位制御装置12と同様に、図45は電動可逆モータの形である方位制御装置の実施形態を表しており、モータのシャフトはロータシャフト1である。しかしながら、この場合、モータは回転マグネット17および回転マグネットサポート87を含む可逆モータであり、その両方はロータシャフト1に連結されている。ステータ18は、胴体構造部材56によって航空機の胴体4に連結されている。1つの方向又は別の方向にモータを作動させることによって、反力がステータ18に伝達されることができ、それによって(それが胴体4に取り付けられているので)力が方位制御のために胴体4に加えられる。

40

【0043】

前述の説明は、ロータブレード3が固定長である実施形態に焦点を当てている。しかしながら、このような構成が必須というわけではなく、いかなる固定または可変長のロータブレードもロータブレード3として用いることができる。実施形態において、ロータブレ

50

ード3は可変長であり、航空機によって生成される推力を調整および/または増大するように構成することができる。例えばロータ機の動推力を改善するために、可変長ロータブレード3を使用することができて、この場合、ロータブレード3の長さは、より速い前進飛行のために垂直揚力から水平推力に移行するときに減らされてもよい。その点について、図46を参照すると、それは、本開示と整合した可変ロータブレードを含むシステムの1つの実施例の概略図である。示すように、システムは、ロータブレード3のそれぞれ(この場合、すぐ近くのロータシャフト1)の1つの(最初の)端部に接続されるブレードグリップ121を含む。各ブレードグリップ121は、親ねじ119に連結されたモータ91(例えば、リニア電気または油圧モータ)を含み、それは次に各ロータブレード3に連結され(例えば、ねじ込まれ)ている。モータ91の動作は親ねじを回転させる場合があり、結果としてロータブレード3の拡張または収縮になる。実施形態において、対向するブレードグリップ94上のモータ91は、共通シャフト(例えば、共通の親ねじ)にリンクされて、対向するロータブレードの線形位置決めを提供することができる。勿論、ロータブレード3を拡張および収縮させるための他の任意の適切な機構を使用することもできる。

10

20

30

40

50

【0044】

作動中に、エンジン5は熱および1つ以上の排気流を生じ、それは航空機の赤外線シグネチャを変換することがあり得る。エンジン5の動作および推力支持構造物7の回転は、推力支持構造物7の温度に上昇させる場合がある。これは、いくつかの用途、特に航空機の赤外線シグネチャが重要である軍の用途では望ましくないものであり得る。それを念頭に置いて、本開示のいくつかの態様は、本開示と整合した推力支持構造物の温度を調整するためのシステム及び方法に関する。その点で、図47を参照すると、それは本開示と整合した推進システムの1つの実施例を表し、各種コンポーネントは空気流によって冷却される。例示された実施形態において、エンジン5は、推力支持構造物7の中で配管10に推力の方向を定めるジェットエンジンの形である。コンプレッサブリード空気85(すなわち、ジェットエンジンの燃料燃焼セクションのコンプレッサ段の奥からとられる空気)は、推力の周辺に向けられるかまたは中に注入される。コンプレッサブリード空気85が推力より冷たいので、コンプレッサブリード空気85の推力との混合は配管10を冷やして、したがって、推力支持構造物7を冷やす。この技術は、他のタイプのエンジン5で同じように適用することができる。前述の説明は、多くの場合推力支持構造物7の全体または一部が外部環境にさらされる実施形態に焦点を当てている。このような実施形態が有用である一方で、推力支持構造物7自体の空気力学はいくつかの用途にとっては理想的でない場合がある。例えば、推力支持構造物7の形状は、飛行中の航空機の抗力係数および効率に影響を与え得る。例えば、推力支持構造物7の形状が球形である場合、抗力係数は、ホバリングの間の、または、前進飛行中の航空機姿勢に関係なく同一である。球形の形状の推力支持構造物は航空機設計を単純化することができるが、それは所望の抗力係数を提供することができない。例えば、より小さい抗力係数は、球体とは対照的に、エアfoil形状を用いて得ることができる。

【0045】

それを念頭に置いて、本開示の態様は、推力支持構造物の空力調整ができるようにする推進システムに関する。その点について、図48を参照すると、それは本開示と整合した整流板を含む推力支持構造物7の1つの実施例の側面および縦断面図を表す。例示された実施形態において、推力支持構造物7は、エアfoil形状の整流板89によって囲まれている。従来技術において理解されているように、接近する空気に対するエアfoilの角度はその抗力プロフィールに影響を与える。したがって、エアfoil形状の整流板89が常にロータシャフト1と垂直で、ロータシャフト1が前進飛行中に前方に傾けられる場合、航空機移動方向はエアfoil形状の整流板89ともはや平行でなく、結果として不必要な抗力になることがあり得る。この問題に対処するための1つのオプションは、エアfoil形状の整流板89が推力支持構造物に沿って回転して航空機の姿勢または動きに関係なく低い抗力係数を維持することを可能にするベアリングと一緒に、推力支持構

造物を含むエアfoil形状のシェルを使用することである。このようにして、エアfoil形状の整流板89は、推力支持構造物7が遭遇する支配的な空気流に「風向計的に動く」ことを可能にする。モータを使用して、あり得るセンサ入力に基づいて自動的にエアfoilを移動してその角度を最適化することもでき、あるいは、モータをパイロットが手動で制御して航空機の全体の揚力を改善するかまたは必要に応じて空力ブレーキ効果を作成することができる。

【0046】

したがって、実施形態において、整流板89は、推力支持構造物の空気力学が推力支持構造物7の周囲を動く優勢な空気流に対して流線形となることができるように構成される。その目的のために、整流板支持ベアリング90は整流板89の各先端に配置されて、整流板89が推力支持構造物7およびエンジン5に関して自由に移動することを可能にする。1つ以上の位置決めモータ91は、推力支持構造物7に含まれて、ロータシャフト1に比較的近くに配置することができる。このようなモータ91は、能動的に整流板89及び推力支持構造物7の方向（そして、したがって、空気力学）を変更するために通電することができる。整流板89（そして、したがって、推力支持構造物7）の位置の適切な制御を行うことによって、この構造が、空気流に対する推力支持構造物の方向における変更に関係なく、推力支持構造物7の周囲を動く空気流に空気力学的に流線形となることができる。

10

【0047】

前述の説明は、多くの場合推力支持構造物7およびロータブレード3がクラッチ6を有するロータシャフト1に接続している実施形態に焦点を当てている。クラッチ6は前述したように多数の利点を提供することができるが、その使用は必須というわけではない。例えば、図49は、推力支持構造物7およびロータブレード3がクラッチ6を用いずにロータシャフト1に接続されている（例えば、堅く接続されている）推進システムの実施形態を例示する。この例示した実施形態は他の説明されている実施形態の利点を提供できないが、それは、このような利点が求められない場合では興味深いものである。例えば、このような構成は、無人航空機などの特殊目的航空機のために使用することができる。

20

【0048】

図42に関して前述したように、本開示と整合した推進システムの配向は、垂直配向から水平配向に移行することができて、逆もまた同じである。このような実施形態では、推進システムを配向するいかなる適切な機構も使用することができる。その点で、図50を参照すると、それは、スライド式レールシステムが垂直配向と水平配向の間の推進システムの全体または一部の再配向を容易にする、航空機推進システムの実施形態を例示する。本実施形態において、フレームレールガイド93は、航空機の胴体4の外側に沿って配置されている。フレームレールガイドはいかなる適切な位置にも配置することができるが、実施形態では、それは胴体4の中央に沿って位置決めされる。加えて、ロータシステムカートハウジング95は航空機の推進システムのベースに連結されており、そのためロータシステムカートハウジングが胴体と推進システムの間にある。フレームレールガイド93は、示すように、推進システムが垂直および水平の配向間で移行するにつれて、ロータシステム自動車のハウジング95に連結されたローラ94（または他のガイド機械要素）をガイドするように構成されている。ローラ94（または他のガイド機械要素）は、垂直揚力のための所望の推力線または前進飛行のための水平推力に応じて垂直または水平配向にロータシステムカートハウジング95を移動するために、直接または間接的に（例えば、電気または油圧モータを用いて）動かすことができる。翼28および水平安定板92は、ロータブレードに対して比較的垂直なままであるように配向して、前進飛行の間、揚力および安定性を提供することができる。

30

40

【0049】

推力支持構造物に直接組み込まれるエンジン5を含む推進システムの様々な実施形態は、上で説明してきた。例えば、図47は、1つ以上のジェットエンジンが推力支持構造物7に組み込まれて、配管10を通して推力を提供して推力支持構造物に回転させる実施形

50

態を表す。このようなエンジンによって生成される推力が（例えば、固定ノズルを通して）固定方向に定められてもよいが、いくつかの例では、推力支持構造物 7 から出る推力の方向を制御することが望ましい場合もある。その点で、図 5 1 を参照すると、これは、方向推力制御ができるようにする 1 つ以上の関節動作式ノズルを含む推力支持構造物を含んでいる推進システムの 1 つの実施例の側面図である。示すように、関節動作式ノズル 9 6 は、推力支持構造物 7 の対応する先端に連結されて、配管 1 0 から推力を受け取るように構成されている。ノズル 9 6 は、推力が流れる出口（別個にラベル付けしていない）をそれぞれ含む。ノズル 9 6 はそれらのそれぞれの出口を移動するかまたは再適合させるように（例えば、1 つ以上の駆動モータによって）関節接続することができ、したがって、推力支持構造物 7 から出る推力線の直接制御を可能にしている。図 3 6 および図 3 7 は、エンジン 5 が推力支持構造物 7 に直接組み込まれて、クラッチ 6 からすぐ外側に配置されている別の実施形態を示す。エンジン 5 は、ギアボックス 2 6 に接続されていて 1 つ以上のダクト付きファンまたはプロペラ 2 4 を駆動するドライブシャフト 2 7 に動力を供給する。図 3 8 および 3 9 の実施形態において、エンジン 5 は、ロータシャフト 1 に直結されている推力支持構造物 7 に、直接組み込まれている。エンジン 5 は、ダクト付きファンまたはプロペラ 2 4 を駆動するためにギアボックス 2 6 に接続されているドライブシャフト 2 7 に動力を供給する。クラッチ 6 はロータハブ 1 1 に組み込まれており、それにより、ロータブレード 3 は、クラッチが分離状態であるときドライブシステムコンポーネントから独立して回転することができる。

10

【0050】

20

本開示の多くは、ロータブレードの単一のセットが利用される実施形態に焦点を当てている。このような構成が必須というわけではなく、任意の適切な数のロータブレードを使用してもよい。例えば、1、2、3、4 セットまたはそれ以上のセットのロータブレードが、本明細書において説明されている航空機推進システムで利用されてもよい。その概念を例示するために、図 5 2 を参照すると、それは、本開示と整合した、単一の推力支持構造物によって駆動される複数セットのロータブレードを含む推進システムの 1 つの実施例を表す。本実施形態において、推力支持構造物 7 は、内側シャフト 8 1 を通してトルクを提供する。トルクはクラッチ 6 を介して内側シャフト 8 1 によって外側シャフト 8 0 に伝達されて、それぞれが外側シャフト 8 0 に接続されているロータブレード 3 の複数のセットを駆動する。ロータブレードの各セットの位置は変化することができ、所望の飛行特性を達成するために設定することができる。図 5 2 の実施形態において、例えば、ロータブレード 3 の 2 つのセットは、互いに平行であるが同じ軸上からはずれて（例えば、約 1 度 ~ 約 1 0 度）取り付けることができ、例えば、空力および音響性能を高めることができる。このような配置は、ロータ 3 の下部のセットがロータ 3 の上部のセットの伴流を捉えることを可能にすることによって、より大きな揚力を生じさせることもできる。さらに、ロータの両方のセットを同じ方向に駆動して、逆回転ブレードによって生成される伴流干渉問題を回避することができる。そして、ロータ 3 の複数のセットの使用によって、ロータブレード 3 の単一のセットと同等な量でありながらより小さい設置面積の中で揚力を生成することを可能にすることができる。

30

【0051】

40

本明細書において説明されている技術は、多種多様な航空機設計で実施することができ、図の多くに例示されているものなどの比較的従来型のヘリコプタ設計での使用に限られてはいない。実際、本明細書において説明されている技術は、それらの使用から利益を得ることができるあらゆるタイプの航空機設計において有用性がある。例えば、本開示の技術は、いずれもヘリブレンと呼ばれることがある、複合ヘリコプタ、複合ジャイロブレンなどのハイブリッド航空機で用いることができる。このような航空機揚力において、ヘリコプタと同様のロータシステムは、離着陸中に使用することができ、二次推進システム（例えば、プッシュまたはプルプロペラ、1 つ以上のジェットエンジン、1 つ以上のターボファンエンジンなど）を用いて飛行中に水平（前方および/または後方）推力を提供する。揚力は全身/逆進飛行中に翼によって生成されることもでき、ヘリコプタと同

50

様のロータブレードの速度を減じることができる。

【0052】

図53は、複合ヘリコプタの環境における本開示の技術の使用の1つの実施例を表す。例示された実施形態において、航空機は、推力支持構造物7（エンジン5および配管10を含む）によって駆動される複数セットの同軸ロータブレード3を含む複合ヘリコプタである。航空機はスラスト97をさらに含んで、飛行中に前進推力を提供する。本実施形態において、スラスト97は単一のプッシュプロペラであるが、いかなる適切なタイプおよび数のスラストも使用できることを理解すべきである。例えば、スラスト97は、1つ以上のジェットエンジン、ターボファンエンジン、ロケットエンジン、ファン、プロペラ、それらの組み合わせなどでもよい。

10

【0053】

作動中に、同軸ロータブレード3は揚力のために使用することができて、スラスト97は、航空機を所望の飛行条件に応じて加速するか、減速するか、または静止状態に保つために使用することができる。航空機が前進飛行であるときに、揚力は翼28によって与えることもできる。このような実施形態では、前進飛行においてロータ3によって直接与えられる揚力の必要性が減っているため、ロータ3の速度は、例えば、エンジン5の速度を落して、および/または、一時的にそれらをシャットダウンすることによって、減速することができる。このような例において、方位制御のためのホバリングにおいて使われるモータ（図示せず）は、ロータシャフト1（図53においてラベル付けされず）へ一定の低動力を供給して安定性と制御を維持するために、再度タスクを与えられてもよい。このよ

20

【0054】

図54は、複合ヘリコプタの環境における本開示の技術の使用の別の実施例を表す。本実施例は、図53の実施形態で使われた複数の同軸ロータブレードの代わりに、ロータブレード3の単一のセットが使われていることを除いて、図53の実施形態と実質的に類似している。図54の機械要素の性質および機能が図53に関して上に示して説明したものと同じであるので、それらは簡潔にするためにここでは繰り返さない。

【0055】

前述の実施形態の多くは、クラッチ6、推力支持構造物7およびロータブレード3の1つ以上のセットを含む推進システムを利用して、ここでは、推力支持構造物7およびロータブレード3は互いに連結されて、ロータシャフト1に沿って互いから垂直に中心を外れている。このような構成が必須というわけではなく、本開示は、クラッチ6が用いられない、および/または、ロータブレード3および推力支持構造物がロータシャフト1に連結されて、同一平面に位置決めされている実施形態を含む。この概念の1つの実施例は図55に示されて、これは、本開示と整合した推進システムの1つの実施例の上面および側面図を表し、推進システムはクラッチ6を含まないが、同一平面にある推力支持構造物7およびロータブレード3を含む。より詳しくは、本実施形態では、推力支持構造物7およびロータブレード3が共通構造ハブ98に一体化されているか連結されており、これが次にロータシャフト1に一体化されているか連結されている。共通構造ハブ98は、1つ以上のファスナ、機械的干渉ジョイント、溶接、接着、それらの組み合わせなどを介するなどして、任意の適切な手段によってロータシャフト1に一体化されるかあるいは固定して取り付けられている。より詳しくは、共通構造ハブはロータシャフト1に一体化されるかまたは連結されて、そのためその位置はロータシャフト1の位置に対して固定されたままである（すなわち、共通構造ハブ98は、ロータシャフト1と独立して回転はしない）。同様に、推力支持構造物7およびロータブレード3は、1つ以上のファスナ、機械的干渉ジョイント、溶接、接着、それらの組み合わせなどを介するなどして、任意の適切な手段によって共通構造98に一体化されるかあるいは連結されてもよい。作動中に、エンジン5は推力支持構造物7を回転させる。結果として得られるトルクは推力支持構造物7から共通構造ハブ98へ、そして、次にロータシャフト1に伝達されて、ロータシャフト1を回

30

40

50

転させる。共通構造ハブ 98 がロータシャフト 1 に固定して取り付けられるので、ロータシャフト 1 の回転が最終的にロータブレードを回転させる。

【0056】

ジェットまたは他のエンジンが、推力支持構造物に連結されるかまたは一体化されており、配管を通して方向を定められている空気流の形で推力を発生させて推力支持構造物を回転させるように動作可能である、様々な実施形態を上記で説明してきた。このような実施形態が役立つ一方で、推力支持構造物を通るダクトで送られた空気流の使用が必須というわけではなく、他の構成が使用されてもよい。例えば、推力支持構造物に連結されるかまたは一体化されている 1 つ以上のエンジンは、1 つ以上のドライブシャフトに連結することができ、それが次に 1 つ以上のファンに連結されてもよい。動作において、エンジンはドライブシャフトにファンを駆動して空気流を生じさせることができ、それは固定であるか可変的な方向に放出されて、推力支持構造物を回転させることができる。

10

【0057】

図 56 は、1 つまたは複数のファンがモータによって駆動されて固定であるか可変的な方向に向けることができる空気流を生じさせる、本開示の一実施形態を表す。より具体的には、図 56 は、複数のエンジン 5 が推力支持構造物 7 の近位端に連結されるかまたは一体化されており、ロータハブ 1 に近接して配置されている実施形態を表す。ドライブシャフト 27 の第 1 の（近位）端部は、各エンジン 5 に連結されている。各ドライブシャフト 27 は、推力支持構造物 7 の外部に配置されてもよく、または推力支持構造物 7 の中のチャンネルを通り抜けてもよい。いずれの場合でも、各ドライブシャフト 27 の第 2 の（遠位）端部は、推力支持構造物 7 の遠位端にあるファンユニット 99 に連結されている。動作において、エンジン 5 は、ドライブシャフト 27 がファンユニットに空気流を生じさせるようにする。各ファンユニット 99 は、推力支持構造物 7 と同一であるか実質的に同一の平面にある空気流を作り出すように配向される。そうすることによって、推力支持構造物 7 が動いている一方で、各ファンユニットのファンブレードおよびファンブレードハブ（図示せず）上の負荷さえ容易にすることができる。

20

【0058】

本実施形態において、空気流ガイドベーンノズル 100 は、各ファンユニット 99 に連結されて、各ファンユニット 99 によってできる空気流の方向を定めるように構成されている。例示された実施形態において、空気流ガイドベーンノズル 100 は、ファンユニット 99 からの空気流を、この場合推力支持構造物 7 の平面に対しておよそ 90 度である、所望の出口角へリダイレクトするように構成されている静的ノズルである。例示した構成は例としてのためだけのもので、ガイドベーンノズル 100 は、ファンユニット 99 によってできる空気流をいかなる所望の出口角にもリダイレクトするように構成することができる。そして、実施形態では、ガイドベーンノズル 100 および/またはその出口は、（例えば、図示していないが、1 つ以上のモータによって）関節接続することができ、それにより、空気流出口角の動的制御を可能にする。出口角の制御を行って、空気流を望ましい角度にリダイレクトして、推力支持構造物 7 およびクラッチ 6 を動かすために推力を発生させることができる。例えば、ガイドベーンノズル 100 の使用によって、ファンユニット 99 によってできる空気流を、推力支持構造物の平面に対して 0 度から 180 度以上

30

40

【0059】

推力支持構造物 7 の遠位端の近くのロータシャフト 1 およびファンユニット 99 に近接してエンジン 5 を位置決めする 1 つの利点は、推力支持構造物 7 が動いている間に加えられる向心力が、ファンユニット 99 による推力の生成から作り出されるブレード負荷によって部分的に相殺され得るということである。このようなブレード負荷は、ドライブシャフト 27 およびエンジン 5 の方へファンユニット 99 のファンブレードを引き戻すことができる。さらに、ドライブシャフト 27 が推力支持構造物 7 より非常に薄くてもよいので、図 56 の構成は、配管 10 を含む推力支持構造物 7 の部分に対して、推力支持構造物 7 のより薄い中間部を使用可能にすることができる。

50

【 0 0 6 0 】

図 5 7 は、推力支持構造物 7 の遠位端に位置するか近接して位置する 1 つ以上のファンユニットを利用して、推力を発生させて推力支持構造物を回転させる、本開示の別の実施例を表す。本実施形態において、ファンユニット 9 9 は、遠心送風機 1 0 1 の形である。ファンユニット 9 9 と同様に、遠心送風機 1 0 1 はドライブシャフト 2 7 によって駆動され、それは次に 1 つ以上のエンジン 5 によって駆動される。動作において、各遠心送風機 1 0 1 は、ドライブシャフト 2 7 によって駆動されて、トルクを作り出して推力支持構造物 7 を駆動して、次に、ロータブレード 3 を回転させる空気流を生じさせる。遠心送風機 1 0 1 の配向は、所望の空力条件を達成するように設定することができる。例えば、そして、図 5 7 に示すように、遠心送風機 1 0 1 は、第 1 軸に沿って比較的長いが、第 1 軸に対して直角である第 2 軸に沿って比較的薄くてもよい。このような例において、遠心送風機 1 0 1 は、それらの長寸（第 1 軸に沿った）が推力支持構造物 7 に沿って伸びている軸に対して直角（例えば、垂直であるか実質的に垂直）であるように、配向することができる。対照的に、遠心送風機 1 0 1 の短寸は、推力支持構造物 7 に沿って伸びている軸と平行であるかまたは実質的に平行であるように配向することができる。このような構成において、遠心送風機 1 0 1 の比較的薄い寸法は推力支持構造物 7 の回転の方向に示され、それは遠心送風機 1 0 1 によって作成される誘導抵抗を推力支持構造物 7 が回転するにつれて低減するかまたは最小化することができる。

10

【 0 0 6 1 】

図 5 6 と同様に、図 5 7 の実施形態は、ドライブシャフト 2 7 を使用できるようにし、配管 1 0 を含む推力支持構造物の形状に対して、より薄型形状の推力支持構造物 7 の使用を可能にする。そして、ガイドベーンノズル 1 0 0 と同様に、遠心送風機 1 0 1 の配向は、固定することができるかまたは関節接続することができる。後者の例では、遠心送風機 1 0 1 の関節は、それらが発生させる空気流の出口角の動的制御を可能にすることができる。

20

【 0 0 6 2 】

図 4 1 は、本開示による別の実施形態を表して、ここでは、同心シャフトを用いて航空機の各種コンポーネントを支持し、分離する。示すように、外側シャフト 8 0 は、ロータブレード 3 に直結にされて、支持ベアリング 2 によって支持されて、胴体から分離される。内側シャフト 8 1 は外側シャフト 8 0 の中に配置されており、推力支持構造物 7 に直結されて、それが次にエンジン 5 に接続されている。内側シャフト 8 1 は、同心のシャフトベアリング 7 9 によって外側シャフト 8 0 から支持されて分離され、それは外側シャフト 8 0 の内部表面と内側シャフト 8 1 の外部表面の間に配置されている。クラッチ 6 は、内側シャフト 8 1 および / または外側シャフト 8 0 を係合するかまたは分離するように構成されており、任意の適切な位置に配置することができる。例えば、そして、図 4 1 に示すように、クラッチ 6 は、外側シャフト 8 0 内に（すなわち、外側シャフト 8 0 と内側シャフト 8 1 の間に）配置することができて、内側シャフト 8 1 と係合し分離するように構成することができる。図 4 1 は、推力支持構造物 7 が内側シャフト 8 1 に連結され、ロータブレード 3 が外側シャフト 8 0 に連結されている実施形態を表しているが、このような構成が必須というわけではなく、推力支持構造物およびロータブレード 3 がそれぞれ内側シャフト 8 1 または外側シャフト 8 0 に連結できることを理解すべきである。

30

40

【 0 0 6 3 】

図 5 8 は本開示の別の実施形態の側面図であり、別個のシャフトが、制御システム、ロータシステムおよび駆動システムなどの航空機推進システムの異なるコンポーネントのために利用されている。図 5 8 の機械要素の多くのものの性質および機能は、他の実施形態に関連して上記で説明したものの同一であり、簡潔にするために繰り返さない。本実施形態において、例示した推進システムは、外側シャフト 8 0、内側シャフト 8 1 および中間シャフト 1 0 2 を含む。中間シャフト 1 0 2 は、外側シャフト 8 0 と内側シャフト 8 1 の間に配置されている。外側シャフト 8 0 は、それが回転しないように、胴体構造部材 5 6 に（例えば、シャフトマウント 1 0 3 によって）固定される。ピッチ制御ロッド 4 1 は、口

50

ータブレード3にリンクされてロータ制御を提供する回転斜板40に接続している。中間シャフト102は、同心のベアリング79によって外側シャフト80から分離されている。ロータハブ11およびロータブレード3は、中間シャフト102に直結していて、それによって支持されている。内側シャフト81は同心のシャフトベアリング79によって中間シャフト102から分離されて、推力支持構造物7からのトルクおよびファンユニット99を駆動しているエンジン5が推力を発生させるときに、クラッチ6によって中間シャフト102に接続しているだけであり、内側シャフト81および中間シャフト102を同時に回転させる。この配置は、強力な支持システムを推進システムの様々なコンポーネントに提供して、このようなコンポーネントの直接の交換またはサービス作業を可能にする。これによって、航空機の改良または任務が変化するにつれて、コンポーネントが独立してモジュール型でアップグレードされることも可能である。燃料タンク33およびバッテリー74は、下部回転ユニオン16および内側シャフト81の内部に沿って走る接続を通してエンジン5に接続されている。図58に示される他のコンポーネントは、他の実施形態で説明されており、単に複数のシャフトが用いられ得る完全な実施形態を例証するために示されている。勿論、複数のシャフトは、同様に他の実施形態で用いることができる。複数のシャフトを使用する1つの利点は、それによって推進システムのコンポーネントがモジュール式であり、独立して、または、ユニットとしてアップグレード可能とすることができるということである。

10

【0064】

上記実施形態の多くにおいて、燃料タンクおよびバッテリーなどのエネルギーソースは、航空機の胴体の中に置かれて、胴体ビザ燃料ライン、ワイヤなどの外部にあるコンポーネントに連結されている。このような構成が必須というわけではなく、バッテリー、燃料タンクなどのエネルギーソースは他の位置に置いてよい。その点で、図59を参照すると、これは燃料タンクおよびバッテリーなどのエネルギーソースが推力支持構造物に一体化されているかまたは連結されている航空機推進システムの1つの実施例の側面図を表す。外側シャフト80に接続されているロータブレード3および回転斜板40は、胴体構造部材56に接続されている支持ベアリング2の別個のセットによって支持されている。燃料タンク33、バッテリー74およびエンジン5の全ては推力支持構造物7に取り付けられており、電力線、燃料ラインなどを内側シャフト81に通す必要性を排除する。加えて、無線コントロール/テレメトリモジュール105は、エンジン5に対する通信およびデータのシグナリングを可能にしている。したがって、内側シャフト81は、燃料ライン、電力ケーブル、制御線など、そうしなければその中を経由する可能性があるものを取り除いたり移動する必要なしに、修理点検することができる。例えば、内側シャフト81は、支持ベアリング2、同心のシャフトベアリング79およびクラッチ6で接続を分離することによって、胴体4から取り除くことができる。このような構成は、シャフト間に燃料ライン、制御線、電力線などを経路設定するために用いることができる軸封装置および/またはスリップリングの必要性も排除することができる。図60は、本開示と整合した推進システムを含む航空機の別の実施形態の概略側断面図である。本実施形態において、ロータシャフト1は胴体4の中に伸び、そしてベアリング支持構造43および推力ベアリングアセンブリ57の中の1つ以上の支持ベアリング2によって支持されている。本実施形態において、支持ベアリング2は、ベアリングハウジング107の中に配置されており、内側および外側レースケージの間にあるボールベアリングを含む。いずれ場合でも、内側および外側レースの支持ベアリング2は、ロータシャフト1の負荷を支持するように構成されている。

20

30

40

【0065】

支持ベアリング2は、任意の適切な手段によって、例えば、ベアリング支持構造43に（例えば、溶接、機械的ファスナなどによって）取り付けられているベアリングハウジング107によって、ベアリング支持構造43に連結されている。実施形態において、ベアリング支持構造43は、ロータシャフト1から支持ベアリング2へ伝達される負荷を支持するのに十分な強さおよび特性を有する、金属、合金、複合材料または他の適切な材料な

50

どの任意の適切な材料から形成されている、中空管状フレームの形である。ベアリング支持構造 4 3 は、任意の適切な方法で（例えば、溶接、機械的ファスナ等によって）、胴体 4 に取り付けられる。

【 0 0 6 6 】

実施形態において、支持ベアリング 2 の外側レースは、ベアリングハウジング 1 0 7 を介してベアリング支持構造 4 3 に連結されており、支持ベアリング 2 の内側レースはロータシャフト 1 の外部表面に（例えば、機械的ファスナ、溶接または他の適切な固定手段を介して）連結されている。このような実施形態では、ロータシャフト 1 の回転によって生じた回転トルクは、胴体 4 をこのようなトルクから分離する支持ベアリング 2 の能力を上回らない。

10

【 0 0 6 7 】

図 6 0 の実施形態は、回転マグネット 1 7 およびステータ 1 8 をさらに含む。回転マグネット 1 7 は、ロータシャフト 1 にそのハブで連結されるディスク形構造上に配置され、そのためディスク形構造およびロータシャフトが同時に一緒に回転することができる。本実施形態におけるステータ 1 8 は一対の（例えば、金属）プレートおよび金属（例えば、銅）コイルの形であり、それは回転マグネット 1 7 の上下に配置されて、支持構造物 4 3 を露出することによって胴体 4 に連結されている。勿論、ステータ 1 8 は例示した構成に限られておらず、航空機のために必要とされる方位制御の量に応じて、1 対または 2 対以上のプレートおよびコイルを含むことができる。

20

【 0 0 6 8 】

本実施形態において、ロータブレード 3 はロータハブ 1 1 に連結されており、それは次にロータシャフト 1 に連結されている。したがって、ロータシャフト 1 の回転は、ロータブレード 3 を回転させる。例示の実施形態は下部シャフトフランジカラー 1 0 8 および上部シャフトフランジカラー 1 0 9 も含み、それらはロータシャフト 1 にその上端の近くで連結されている。本実施形態において、下部シャフトフランジカラー 1 0 8 および上部シャフトフランジカラー 1 0 9 は、ロータブレード 3 の上にあり、クラッチ 6 のロータシャフト 1 への取り付けポイントを提供する。

30

【 0 0 6 9 】

クラッチ 6 は、ロータシャフト 1 を推力支持構造 7 と係合して / 分離するように構成されている。上記のように、クラッチ 6 は、2 つの回転構造部材を係合および分離することができる一方向ベアリングまたは他の類似の装置であることができる。クラッチ 6 の内側レースは、例えば、機械的ファスナを介して、または、他の手段を通して、下部シャフトフランジカラー 1 0 8 と上部シャフトフランジカラー 1 0 9 の間に連結され、そのためにそれが上部フレームレールフランジ 1 1 0 および下部フレームレールフランジ 1 1 6 に取り付けられて、ロータシャフト 1 によって回転することができる。

40

【 0 0 7 0 】

図 6 0 の実施形態において、推力支持構造物 7 は、上部フレームレールフランジ 1 0 0 、下部フレームレールフランジ 1 1 6 、フレームレール 1 1 2 、横材 1 1 1 、エンジンマウント 1 1 3 、エンジン 5 、配管フランジ 1 1 5 および配管 1 0 を含む。推力支持構造物 7 の中心線は、ロータシャフト 1 に垂直に伸びて、1 8 0 度離れている。上部フレームレールフランジ 1 1 0 および下部フレームレールフランジ 1 1 6 は、1 つ以上の金属、合金、複合材料などの任意の適切な材料から造ることができる。上部フレームレールフランジ 1 1 0 および下部フレームレールフランジ 1 1 6 は、任意の適切な方法で、例えば溶接、機械的ファスナなどを介して、クラッチ 6 の外側レースに連結される。

40

【 0 0 7 1 】

一般に、フレームレール 1 1 2 は構造支持を提供し、エンジンマウント 1 1 3 に連結され、これが任意の適切な方法でフレームレール 1 1 3 に固定される。実施形態において、フレームレール 1 1 2 は、任意の適切な数の強化横材 1 1 1 を含む 1 つまたは複数の構造レールから形成されている。エンジン 5 は、長手方向にフレームレール 1 1 2 の間に載置されている。例えば、エンジン 5 は、その（例えば、それらの吸入および排気部に近い）

50

両辺上に締め具取付け位置を含むことができ、このような締め具取付け位置を介してフレームレール 1 1 2 の間に載置することができる。フレームレール 1 1 2 は、配管フランジ 1 1 5 にも連結されている。配管フランジ 1 1 5 はエンジン 5 の排気通路を取り囲み、それらの推力が配管 1 0 へ伝達されるのを可能にする。配管 1 0 は、空気流を引き込んで、熱および向心力に対して構造的完全性を維持するのに十分である金属または合成材料または他の材料でできている、単純な、丸いか、卵円であるか、流線形の形の中空管とすることができる。実施形態において、配管 1 0 は、エンジン 5 の排気通路の近くの配管フランジ 1 1 5 から適切な長さまで、エンジン 5 から発生している高速度空気流が配管 1 0 の外端で推力を提供するのを可能にするために伸びて、ロータブレード 3 に動力を与えるのに必要な回転トルクを発生させて、飛行に十分な揚力を提供する。

10

【 0 0 7 2 】

本開示と整合した推力支持構造物の回転は、航空機の飛行を促進し、推力支持構造物とは別個のロータブレードの必要性を減らすかまたは排除さえするために利用することができる揚力を、それ自体の中でそれ自身で提供することができる。言い換えると、本開示と整合した推力支持構造物は、航空機用のロータブレードとして役立つように構成することができる。このような構成は、航空機胴体の上の構造と関連した抗力を排除するか、低減するかまたは、最適化することを含むがこれに限らず、様々な利点を提供することができる。例えば、推力支持構造物が航空機用のロータブレードとして機能するときに、別個のロータブレードの必要性は減らすことができるかまたは排除されることさえでき、別個のロータブレードの使用に起因している抗力および他の非効率性を制限するかまたは排除させる。別個のロータブレードの排除はまた、クラッチがロータシャフトからロータブレードを係合して分離する必要性を減らすかまたは排除することもでき、クラッチの使用に関連した機械的複雑さおよび効率上の考慮事項を回避することができる。したがって、本開示の実施形態は航空機用の推進システムに関するものであり、推力支持構造物はロータブレードとして機能するように構成されている。

20

【 0 0 7 3 】

その概念の実施例は図 6 1 ~ 6 4 に示され、それらは本開示と整合した推進システムの様々な実施形態を表し、推進システムはロータブレードとして機能するように構成された推力支持構造物 7 を含む。このような実施形態において、推進システムは、前に説明しているように、ロータハブ 1 1 または共通構造ハブ 9 8 を含む。エンジン 5 は、ロータハブ 1 1 または共通構造ハブ 9 8 に連結されており、そのため、近位端がロータハブ 1 1 または共通構造ハブ 9 8 の近くに（すなわち、近接して）配置されている。したがって、エンジン 5 の少なくとも一部が完全に、または、部分的に共通構造ハブ 9 8 / ロータハブ 1 1 によって支持されていることを理解すべきである。エンジン 5 は、配管 1 0 にも連結されている。あるいは、エンジン 5 は、ロータハブ 1 1 または共通構造ハブ 9 8 と一体化され（例えば中に収容され）ていてもよい。

30

【 0 0 7 4 】

配管 1 0 はその中に 1 つ以上のチャンネル 1 0 ' を含む。示すように、配管 1 0 の近位端は、遠位端エンジン 5 に連結されている。説明のために、図 6 1 ~ 6 4 の実施形態は、エンジン 5 が配管 1 0 および共通構造ハブ 9 8 / ロータハブ 1 1 と同一平面に配置されており、そのため配管 1 0 の近位端がエンジン 5 の遠位端に直接連結されていることを示す。その構成が必須というわけではなく、エンジン 5 および配管 1 0 はいかなる適切な方法でも配置することができる。例えば、エンジン 5 は、ロータハブ 1 1 / 共有構造ハブ 9 8 の上か下か側部に中心を外れていてもよく、そして配管 1 0 は、そこにチャンネル 1 0 ' に流動的に連結することができる 1 つ以上のチャンネルを含む接続部材によって連結されてもよい。

40

【 0 0 7 5 】

さらに一般的に言えば、エンジン 5 は、任意の適切な方法で配管 1 0 に連結することができる。例えば、そして、図 6 1 ~ 6 4 に示すように、エンジン 5 は、示すように、カップラ 1 2 0 を介して配管 1 0 に連結することができる。一般に、カップラ 1 2 0 は、配管

50

10をエンジン5に、例えば、回転接合、ガスシールまたはブレードグリップを介して、流動的に連結するように機能する。どの場合でも、カップラ120は、エンジン5および配管10のチャンネル10'と流動的に連結するように構成された少なくとも1つのつながったチャンネル(図示せず)を含むことができる。したがって、エンジン5によって生成される推力は、カップラ120のつながったチャンネルを通してチャンネル10'の中に流れることができる。実施形態において、カップラ120は、エンジンによって生成される推力がチャンネル10'に伝達されるのを可能にするとともに、それでも配管10が、例えば関節動作可能なロータブレードと同じ方法で、軸の周りを旋回することができるようにする。その点で、カップラ120は、回転可能なジョイント、回転可能なガスシールまたは回転可能なブレードグリップの形であることができる。このような例では、配管10の配向は、示すように、コントロールアーム41または回転斜板40を介して制御することができる。

10

【0076】

配管10は、推力支持構造物が回転するにつれて、揚力を発生させることができるいかなる外部の形状も有することができる。説明を簡単かつ容易にするために、配管10は中空の楕円体の形で図61に例示されているが、当業者によって理解されるように、他のいかなる好適な形も用いることができる。実施形態において、配管10はその中に1つ以上のチャンネル10'を有するエアfoilの形であるが、あらゆる周知であるか今後開発されるロータブレード形状を使用することができる。実施形態において、配管10の外部の形状は、その部分が、推力支持構造物7がロータハブ11/共通構造ハブ98の軸の周りを回転するにつれて、大部分の揚力を生成するように構成されている。例えば、配管10の外部の形状は、配管10の外側の3分の1が揚力の大部分を提供するように構成することができる。このような実施形態では、配管の外部の形状は、先端ジェット駆動のSud-Ouest Djinnヘリコプタにおいて使用されるロータブレードの形状と同一であるか、類似していてもよい。

20

【0077】

いずれの場合も、推力(例えば、排気、コンプレッサブリード空気等の形で)がチャンネル10'を通して配管10の遠位端に向かって方向を定められるように、配管10はエンジン5に流動的に連結することができる。推力(空気流)は、推力支持構造物を回転させるような方法で、チャンネル10'から出る方向に向けることができる。例えば、そして、図62に示すように(および、上の図56の記述と整合して)、推進システムは、推力支持構造物7と同じかまたは実質的に同じ平面である空気流を生成するように構成することができる。その目的のために、そして、図62に示すように、実施形態で、推進システムは、配管10の遠位端に連結する空気流ガイドベーンノズル100を含む。図56の記述と整合して、空気流ガイドベーンノズル100は、エンジン5によって作られて、チャンネル10'の中を流れている空気流の方向を定めるように構成されている。図62の実施形態において、空気流ガイドベーンノズル100は、配管10'から、所望の、例えば、推力支持構造物7の平面に対して約90度の出口角へ空気流をリダイレクトする(向きを変える)ように構成されている静的ノズルである。例示した構成は例としてのためだけのものので、ガイドベーンノズル100は、エンジン5によってできる空気流をいかなる所望の出口角にもリダイレクトするように構成することができる。実施形態では、ガイドベーンノズル100および/またはその出口は、(例えば、図示していないが、1つ以上のモータによって)関節接続することができ、それにより、空気流出口角の動的制御を可能にする。出口角の制御を行って、空気流を望ましい角度にリダイレクトして、推力支持構造物7およびクラッチ6(用いられるとき)を動かすために推力を発生させることができる。例えば、ガイドベーンノズル100の使用によって、エンジン5によってできる空気流を、推力支持構造物7の平面に対して約0度から約180度以上までリダイレクトすることを可能にし得る。

30

40

【0078】

図63は、ロータブレードとして機能して、方向推力制御ができるようにする1つ以上

50

の関節動作式ノズルを含む推力支持構造物を含んでいる推進システムの1つの実施例の側面図である。示すように、関節動作式ノズル96は、配管10の対応する先端に連結されて、チャンネル10'から推力を受け取るように構成されている。ノズル96は、推力が流れる出口(別個にラベル付けしていない)をそれぞれ含む。ノズル96はそれらのそれぞれの出口を移動するかまたは再適合させるように(例えば、1つ以上の駆動モータによって)関節接続することができ、したがって、推力支持構造物7から出る空気の推力線(推力)の直接制御を可能にしている。図63に示される他のコンポーネントは、他の実施形態で説明されているので、簡潔にするためにここで再説明はしない。

【0079】

図64は、本開示と整合した、ロータブレードとして機能する推力支持構造物を含む推進システムの別の実施形態を表す。図64のコンポーネントの多くのものの性質および機能は、図60に関連して上で説明されているので、簡潔にするために表していない。しかしながら、図60の実施形態とは異なり、図64の実施形態には、別個のロータブレード3が無く、その代わりに、配管10(またはさらに一般的には、推力支持構造物7)をロータブレードとして利用する。図63および64の実施形態も、それらがクラッチ6を含むという点で、図61および62の実施形態と異なる。クラッチ6の使用の説明は、ロータブレードとして機能する推力支持構造物の環境におけるその使用を示すために設けられているが、図61および62に示すように必須というわけではない。

【0080】

本開示と整合した推進システムの別の実施形態は、それぞれがロータブレードとしての働きをする1つ以上の推力支持構造物を含み、1つ以上の胴体搭載のエンジンからの空気流はロータシャフトを通して、そして、ロータブレードのうち1つ以上の内部のダクトを通してリダイレクトされる。このようなシステムは、図63、64に示して上で説明されたように、配管に連結された1つ以上のエンジンを含んでいる推力支持構造物の有無にかかわらず、使用することができる。いずれの場合も、1つ以上の推力ダイバータは、胴体搭載のエンジンの排気流の中に位置することができ、このことにより生成される空気流のフローを制御するように構成されている。より具体的には、推力ダイバータは、ロータシャフトに方向を定められて(向けられて)、1つ以上のロータブレード内部の配管に分配された胴体搭載のエンジンによって生成される空気流の量を制御するように構成されている。

【0081】

垂直飛行の間、胴体搭載のエンジンによって生成される空気流のすべてまたは有意な部分は、推力ダイバータによってロータシャフトに向けられて、そして、(例えば、プレナムによって)1つ以上のロータブレードに方向を定めることができる。このように方向を定められた空気流は、その先端に近接した開口部を経てロータブレードを出ることができ、ロータの回転ブレードを加速するかまたは減速して、所望の量の揚力を生成する。前進飛行の間、推力ダイバータが作動して、空気流の相当量が推力ダイバータ(すなわち、ロータシャフトに変更されずに)の直接後方に出ることを可能にすることができ、そして、航空機の速度を上げる。特に、前進飛行の間、揚力のために必要とされるロータ電力はより少なく、エンジン推力の大部分を前方への推進のために利用することができる。

【0082】

この概念を例示するために、本開示と整合した航空機推進システムの1つの実施例を表す図65Aおよび65Bを参照すると、1つ以上の胴体搭載のエンジンからの空気流の全部または一部は、一对の逆回転ロータブレード中の配管に向けられる。このようなシステムは、本明細書において、反動駆動システムと呼んでもよい。図65Aおよび65Bの実施形態において、エンジン5は、航空機胴体4に埋め込まれるかまたは外部に取り付けることができる。いずれの場合でも、推力ダイバータ117は、エンジン5の下流に、そして、ダイバータマニホールド118の中に配置することができる。概して、推力ダイバータ117は、エンジン5によって生成される空気流をリダイレクトするように構成されている。推力ダイバータ117の位置は、ロータブレード3に方向を定められて揚力を作り

10

20

30

40

50

出し、および/または、ダイバータ 117 を過ぎて方向を定められて推進力を与える、エンジン 5 によって生成される空気流の相対量に影響を与えることができる。ロータブレード 3 に、または、それを過ぎて方向を定められる空気流の相対量は、垂直揚力生成、前進速度またはそれらの組み合わせを含む航空機の飛行特性に、直接影響を与えることができる。

【0083】

このような実施形態では、胴体の中の空気流配管 29 は、空気がロータシャフト 1 に進路変更され得るように構成されている。ロータシャフト 1 に入る空気流は、プレナム 14 に送られて、それからプレナム 14 によってロータブレード 3 の中の配管に分配される。実施形態において、プレナム 14 はこのような空気流を均一に分配するように構成されている。しかしながら、このような構成が必須というわけではなく、プレナム 14 は個々のロータブレードへの空気流の分配のよりきめ細かい制御を可能にするために個々に制御可能でもよい。ロータブレード 3 に入る空気流は、先端の近くのロータブレード 3 を出ることができ、上述のように推力を発生させてロータブレード 3 を回転させる。航空機が垂直飛行に携わるときには、システムは図 65 (A) に示すように構成することができて、エンジン 5 からの大量の空気流は、ロータブレード 3 に向けられて垂直揚力を生成する。航空機が前進飛行に移行するときには、推力ダイバータ 117 を作動させて、ロータブレード 3 に方向を定められる空気流の量を減少させて、図 65 (B) の実施例に示すように、航空機の後方に方向を定められる空気流の量を増加させることができる。言い換えると、航空機が前進飛行へ移行する際、ロータブレード 3 向けられる空気流の量が減少するにつれて、後方に向かう空気流の量は増加し得る。このような場合には、ロータブレード 3 に向かう空気流の量を（推力ダイバータ 117 の作動によって）調整して、航空機の揚力、安定性および操縦性を維持することができる。

【0084】

図 66 は、本開示と整合した航空機の別の実施形態を例示する。図 65 A および 65 B の航空機と同様で、図 66 の航空機は、エンジンから空気流を利用して、推力支持構造物（および、したがって、1 つ以上のロータブレード）を回転させる。例えば、図 66 の実施形態で、静止している（すなわち回転していない）ロータシャフト 1 は、近位端で 1 つ以上のエンジン 5 に連結されて、空気流を受けるための 1 つ以上のチャンネル（シャフトダクト）を含む。クラッチ 6（例えば、封止クラッチ）は、その遠位端の近くで、ロータシャフト 1 を連結する。外側シャフト 80 は、ロータシャフト 1 周辺に配置され、クラッチ 6 とロータシャフト 1 の近位端の間に位置する。

【0085】

係合状態において、クラッチ 6 は外側シャフト 80 に連結されるが、分離状態では、クラッチ 6 は外側シャフト 80 から切り離される。さらに示すように、推力支持構造物 7 は、クラッチ 6 を介してロータシャフト 1 に連結されている。ロータシャフト 1 と同様に、本実施形態における推力支持構造物 7 は、空気流を受けるための少なくとも 1 つのチャンネル（推力ダクト）を含む。加えて、推力支持構造物は、クラッチ 6 および/またはロータシャフト 1 の上方への伸張部に対してある角度（例えば、垂直な角度）で空気流の方向を定めるための少なくとも 1 つの出口（推力出口、ラベル表示無し）を含む。クラッチ 6 は、外側シャフト 80 を取り外し可能に係合する（および、分離する）ことができる、限定するものではないが、図 19 および 20 に関連して上で図と共に説明されているクラッチなどの、いかなる適切なクラッチであってもよい。勿論、他のクラッチのタイプおよび構造も用いることができる。

【0086】

理解を容易にするために、図 66 の航空機の動作をここで説明するが、クラッチ 6 は、図 19 および 20 に関連して上で図と共に説明したクラッチと同じであるか類似の構造を備えている。このような例では、エンジン 5 の動作は、ロータシャフト 1 の中の入口開口部に方向を定められた空気流（矢印によって示す）を生成する。入口開口部を通過している空気流は、ロータシャフト 1 の 1 つ以上のロータダクト内に流入してその遠位端へ向か

う。ロータシャフト 1 の遠位端に近接して、少なくとも空気流の一部は、ロータダクトから推力支持構造物 7 の中の 1 つ以上の入口開口部に流れる。例示された実施形態において、推力支持構造物 7 は少なくとも 2 つの入口開口部を含み、それぞれがその反対側の中の対応する推力チャンネルに通じている。

【 0 0 8 7 】

入口開口部を通過している空気流は、対応する推力チャンネル内に流入して推力支持構造物 7 の両側の遠位端に向かう。推力チャンネルの中の空気流は、示すように、1 つ以上の出口開口部を経て最終的に推力支持構造物 7 を出る。例示の実施形態において、推力支持構造物 7 はその 2 つの遠位端のそれぞれに単一の出口開口部を含むが、いかなる適切な数（例えば、2、3、4、5、10 など）の出口開口部も使うことができ、このような開口部が推力支持構造物 7 に沿ったいかなる適切な位置または位置の組合せにも置くことができることを理解すべきである。さらに、推力支持構造物 7 は、2 つの遠位端に限られておらず、いかなる適切な数（例えば、3、4、5、10 など）の遠位端も含むことができる。

10

【 0 0 8 8 】

いずれの場合も、出口開口部は、それが所望の出口角で推力支持構造物 7 を出るように空気流の方向を定めるように構成することができる。実施形態において、出口開口部は、出口角がクラッチ 6 および / またはロータシャフト 1 の上方への突出部分に対して垂直であるか実質的に垂直なように空気流の方向を定めるように構成されている。あるいは、または、加えて、実施形態において、出口開口部は、クラッチ 6 および / またはロータシャフト 1 の上方への伸張位置に対して、空気流出口が 0 度を超えて 180 度までの範囲の角度、例えば 0 を超えて 120 度まで、または 0 度を超えて 90 度までの範囲の角度でさえ、推力支持構造物 7 を出るように、構成されている。実施形態において、出口角は固定することができるが、他の実施形態では、出口角は可変的でもよい。後者の例では、出口開口部は、図 5 1、5 6、6 2、6 3 に関連して前に説明したように、空気流が望ましい角度で推力支持構造物 7 を出るように移動させることができる関節動作式ノズルの形であるかまたはそれらを含むことができる。

20

【 0 0 8 9 】

いずれの場合でも、少なくとも 1 つの出口開口部を通る空気流は、図 6 6 の曲がった矢印で示すように、推力支持構造物 7 を回転させる。推力支持構造物 7 の回転によって生成されるトルクはクラッチ 6 に伝えられて、クラッチ 6 を外側シャフト 8 0 に係合させる。例えば、クラッチ 6 に与えられるトルクは、クラッチ可動ベアリング 5 2 が、クラッチ外側ケースの傾斜に沿って、クラッチ可動ベアリング 5 2 が傾斜の表面およびクラッチ内側レース 1 1 4（前の実施形態の文脈における内側レース 1 1 4 のロータシャフト 1 との係合同様に外側シャフト 8 0 に連結されている - 図 1 9 及び 2 0 を参照）の表面に係合するまで、登らせることができる。クラッチ 6 がそのように係合するときに、推力支持構造物 7 の回転によって与えられるトルクは、外側シャフト 8 0 にクラッチ 6 を介して（または、より詳しくは、内側レース 1 1 4 を介して）伝えられて、図 6 6 に示すように外側シャフト 8 0 を回転させる。外側シャフト 8 0 の回転が次にロータブレード 3 の回転を引き起こす。他の実施形態に関連して上記のとおり、支持ベアリング 2 は、胴体 4 からロータブレード 3 および外側シャフト 8 0 の回転によって生成されるトルクを分離するように機能する。

30

40

【 0 0 9 0 】

クラッチ 6（または、より詳しくは外側ケース 5 8）の回転運動量が存在しないか、または減少していると、クラッチ外側ケース 5 8 は外側シャフト 8 0 に対するその関係において減速し始める。クラッチ可動ベアリング 5 2 は、それらの運動量および遠心力のため、クラッチ内側レース 1 1 4（繰り返すが、外側シャフト 8 0 に取り付けられている）から遠ざかりその把持を緩め、したがって外側シャフト 8 0 をクラッチ外側ケース 5 8 から切り離して、外側シャフト 8 0 がクラッチ 6 に関して自由に回転することを可能にする。また、外側シャフト 8 0 の速度がクラッチ 6 の回転速度より大きいときに、クラッチ 6 は

50

外側シャフト 80 から分離される。クラッチ 6 の分離状態によって、外側シャフト 80 が自由に回転することができ、推力支持構造物 7 および動力システムからのいかなる誘導抗力もなく自動回転することができる。また、自動回転の間、外側シャフト 80 の速度がクラッチ 6 の回転速度以下であるいかなる時も、動力システムの保存された慣性は、外側シャフト 80 へ伝達される。その状態において、動力システム慣性の伝達は、航空機の自動回転のために必要とされる安全な角度まで総体的な傾斜を下げるためにより多くの時間を提供することができる。

【実施例】

【0091】

以下の実施例は、本開示の追加の非限定的な実施形態である。

10

【0092】

実施例 1：本実施例によれば、胴体と、前記胴体に連結された支持ベアリングと、支持ベアリングによって胴体に取り付けられたロータシャフトであって、前記ロータシャフトは前記ロータシャフトを通して伸びている第 1 軸のまわりを回転することができ、前記支持ベアリングは常に前記ロータシャフトが前記第 1 軸のまわりを前記胴体に対して回転することを可能にする、ロータシャフトと、前記ロータシャフトに連結されたロータブレードであって、前記ロータシャフトの回転は前記ロータブレードに第 1 軸のまわりを回転させる、ロータブレードと、前記ロータシャフトに連結された推力支持構造物と、前記胴体または前記推力支持構造物に連結されたエンジンとを含み、作動中に、前記エンジンは前記推力支持構造物に前記第 1 軸のまわりを回転させ、前記推力支持構造物の回転は前記ロータシャフトに前記第 1 軸のまわりを回転させ、それは次に前記ロータブレードに前記第 1 軸のまわりを回転させ、前記支持ベアリングは前記胴体を少なくとも前記ロータブレードの回転によって生成したトルクから分離する、航空機が提供される。

20

【0093】

実施例 2：本実施例は、実施例 1 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、さらに前記ロータシャフトに連結されたクラッチまたは前記ロータシャフトに連結されたロータハブを含み、前記クラッチには係合状態および分離状態がある。

【0094】

実施例 3：本実施例は、実施例 2 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、作動中に、前記エンジンは前記推力支持構造物に前記ロータシャフトの第 2 回転速度以上である第 1 回転速度で前記第 1 軸のまわりを回転させ、前記クラッチに前記係合状態に入らせて前記ロータシャフトを把持させる。

30

【0095】

実施例 4：本実施例は、実施例 3 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記第 1 回転速度が前記第 2 回転速度未満であるときに、前記クラッチは前記分離状態に入るかまたは前記分離状態である。

【0096】

実施例 5：本実施例は、実施例 2 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記クラッチがクラッチ外側ケース、前記ロータシャフトに連結されたクラッチ内側レースおよびクラッチ可動ベアリングを含み、前記クラッチ外側ケースが傾斜および空洞を含み、前記係合状態において、前記クラッチ可動ベアリングは、前記傾斜および前記クラッチ内側レースの両方の間に配置されて接触し、それにより、前記クラッチ外側ケースと前記クラッチ内側レースを係合し、前記分離状態において、前記クラッチ可動ベアリングは、前記空洞内に配置されており、前記クラッチ外側ケースと接触しているだけである。

40

【0097】

実施例 6：本実施例は、実施例 2 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記クラッチが前記ロータシャフトに連結されている。

【0098】

実施例 7：本実施例は、実施例 2 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記クラッチが前記ロータハブに連結されている。

50

【 0 0 9 9 】

実施例 8：本実施例は、実施例 1 から 7 のいずれかの、いずれかまたはすべての前記機能を含み、前記支持ベアリングが、内側および外側レースケージを有するベアリングハウジングと内側および外側レースケージの間の少なくとも 1 つのベアリングとを含み、前記ロータシャフトが、前記胴体の中に、そして、前記支持ベアリングの中に伸びている。

【 0 1 0 0 】

実施例 9：本実施例は、実施例 8 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、さらにベアリング支持構造を含み、前記支持ベアリングは前記ベアリング支持構造に連結されており、前記ベアリング支持構造は前記胴体に連結されている。

【 0 1 0 1 】

実施例 10：本実施例は、実施例 9 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記ロータシャフトが前記支持ベアリングおよび前記ベアリング支持構造のみによって前記胴体に連結されている。

【 0 1 0 2 】

実施例 11：本実施例は、実施例 1 から 10 のいずれかの、いずれかまたはすべての前記機能を含み、前記エンジンが前記推力支持構造物に連結されている。

【 0 1 0 3 】

実施例 12：本実施例は、実施例 11 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記推力支持構造物が、前記ロータシャフトに連結された近位部分及び前記エンジンに連結された遠位部分を含む。

【 0 1 0 4 】

実施例 13：本実施例は、実施例 1 から 12 のいずれか 1 つの、いずれかまたはすべての機能を含み、前記エンジンによって生成される空気流の形（気流状、気流の形態）の推力は、ロータブレードの上に、ロータブレードの下に、または、ロータブレードの上下に水平に伸びている推力線に全般的に沿って方向を定められる。

【 0 1 0 5 】

実施例 14：本実施例は、実施例 13 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記空気流が前記ロータブレードの上の渦の前記形成を阻害する。

【 0 1 0 6 】

実施例 15：本実施例は、実施例 1 から 14 のいずれか 1 つの、いずれかまたはすべての前記機能を含み、さらに方位制御装置を含む。

【 0 1 0 7 】

実施例 16：本実施例は、実施例 15 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記方位制御装置がモータシャフトを含む電動可逆モータを含み、前記モータシャフトは前記ロータシャフトである。

【 0 1 0 8 】

実施例 17：本実施例は、実施例 16 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記方位制御装置がロータおよびステータを含み、前記ステータが通電されると、力が前記回転マグネットに印加され、それは次に、前記胴体を前記第 1 軸のまわりに回転させる力を前記胴体に与える。

【 0 1 0 9 】

実施例 18：本実施例は、実施例 17 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記方位制御装置が前記ロータシャフトに連結されているスペーサを含み、前記回転マグネットが前記スペーサに連結されており、前記ステータが前記胴体に連結されている。

【 0 1 1 0 】

実施例 19：本実施例は、実施例 15 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記方位制御装置がラダーを含む。

【 0 1 1 1 】

実施例 20：本実施例は、実施例 16 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記航空機にはテールが無い。

10

20

30

40

50

【 0 1 1 2 】

実施例 2 1 : 本実施例は、実施例 1 から 2 0 のいずれか 1 つの、いずれかまたはすべての前記機能を含み、前記ロータシャフトが前記胴体に対して第 1 位置と第 2 位置の間で移動可能である。

【 0 1 1 3 】

実施例 2 2 : 本実施例は、実施例 2 1 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記第 1 位置の前記ロータシャフトと前記第 2 位置の前記ロータシャフトの間の角度が定められ、前記角度は約 9 0 度以下である。

【 0 1 1 4 】

実施例 2 3 : 本実施例は、実施例 2 1 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記胴体に連結されたピボットをさらに含み、前記ロータシャフトが前記ピボットに連結されており、前記ピボットが第 2 軸のまわりを回転可能であり、前記第 2 軸のまわりの前記ピボットの回転は、前記ロータシャフトに前記第 1 位置と前記第 2 位置の間で移動させる。

10

【 0 1 1 5 】

実施例 2 4 : 本実施例は、実施例 2 3 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、角度は、前記ピボットに対して、前記第 1 位置の前記ロータシャフトおよび前記第 2 位置の前記ロータシャフトによって定められ、前記角度は約 9 0 度以下である。

【 0 1 1 6 】

実施例 2 5 : 本実施例は、実施例 2 1 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、さらに、前記胴体の前記外側に連結されたフレームレールガイドと、前記フレームレールガイドに連結されたロータシステムカートハウジングとを含み、前記ロータシャフトが前記ロータシステムカートハウジングに連結されており、前記ロータシステムカートハウジングは、前記ロータシャフトに前記第 1 位置から前記第 2 位置へ移動するようにさせるために、前記フレームレールガイドに沿って移動するように構成されており、逆もまた同じである。

20

【 0 1 1 7 】

実施例 2 6 : 本実施例は、実施例 2 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記胴体が内部体積を定めて、少なくとも 1 つの胴体構造部材を含み、前記航空機が、前記支持ベアリングと前記胴体構造部材の間に減衰要素をさらに含む。

【 0 1 1 8 】

実施例 2 7 : 本実施例は、実施例 2 6 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記減衰要素が能動的減衰要素または受動的減衰要素である。

30

【 0 1 1 9 】

実施例 2 8 : 本実施例は、実施例 2 7 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記減衰要素が受動的減衰要素であり、前記受動的減衰要素はガス緩衝器、液体緩衝器、機械的緩衝器またはそれらの組み合わせである。

【 0 1 2 0 】

実施例 2 9 : 本実施例は、実施例 2 8 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記減衰要素がガストラット、液体ストラット、減衰ばね、弾性物質またはそれらの組み合わせを含む。

40

【 0 1 2 1 】

実施例 3 0 : 本実施例は、実施例 2 7 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記減衰要素が能動的減衰要素である。

【 0 1 2 2 】

実施例 3 1 : 本実施例は、実施例 3 0 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記能動的減衰要素が、前記ロータブレード、前記推力支持構造物またはそれらの組み合わせによって生じる調和振動数または振動と一致するかまたは相殺するように構成されている。

【 0 1 2 3 】

実施例 3 2 : 本実施例は、実施例 1 から 3 1 のいずれか 1 つの、いずれかまたはすべて

50

の前記機能を含み、前記ロータブレードが固定長または可変長を有する。

【0124】

実施例33：本実施例は、実施例32のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記ロータブレードが可変長を有する。

【0125】

実施例34：本実施例は、実施例32のいずれかまたはすべての前記機能を含み、モータを含むブレードグリップをさらに含み、前記ブレードグリップは前記ロータブレードに連結されており、前記モータの動作は前記ロータブレードの長さを変化させる。

【0126】

実施例35：本実施例は、実施例1から34のいずれか1つの、いずれかまたはすべての前記機能を含み、前記推力支持構造物が少なくとも1つのダクトおよび開口部を含む遠位端を含み、前記少なくとも1つのダクトは前記エンジンによって生成される推力空気流を受けて、前記空気流を前記開口部に伝達するようになっている。

10

【0127】

実施例36：本実施例は、実施例35のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記推力空気流は、第1温度 T_1 を有し、前記エンジンは第2温度 T_2 を有するコンプレッサブリード空気流（圧縮されたブリード空気流）を作り出すようにさらに構成されており、 T_2 は T_1 未満であり、前記少なくとも1つのダクトは前記コンプレッサブリード空気流を受けるとともにさらに構成されており、その結果作動中に、前記コンプレッサブリード空気流は前記推力空気流に注入されて温度 T_3 を有する混合空気流を作り出し、 T_2 は T_1 未満である。

20

【0128】

実施例37：本実施例は、実施例35のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記推力空気流は、第1温度 T_1 を有し、前記エンジンは第2温度 T_2 を有するコンプレッサブリード空気流を作り出すようにさらに構成されており、 T_2 は T_1 未満であり、前記少なくとも1つのダクトは前記コンプレッサブリード空気流を受けるとともにさらに構成されており、その結果作動中に、前記コンプレッサブリード空気流は、前記推力空気流の周りに方向を定められる。

【0129】

実施例38：本実施例は、実施例1から37のいずれか1つの、いずれかまたはすべての前記機能を含み、前記推力支持構造物がエアfoil形状を有する。

30

【0130】

実施例39：本実施例は、実施例1から38のいずれか1つの、いずれかまたはすべての前記機能を含み、前記推力支持構造物の周りに配置されたエアfoil形状の整流板をさらに含む。

【0131】

実施例40：本実施例は、実施例39のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記エアfoil形状の整流板に連結された整流板位置決めモータをさらに含み、前記整流板位置決めモータは前記エアfoil形状の整流板の方向を変えるように動作可能である。

【0132】

実施例41：本実施例は、実施例1のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記推力支持構造物が、第1開口部を含む遠位端および少なくとも1つのダクトを含み、前記エンジンが前記推力支持構造物に連結されるかまたは組み込まれており、作動中に、前記エンジンによって生成された空気流は、前記少なくとも1つのダクトを通して、そして、前記推力支持構造物の前記第1開口部を通して導かれる。

40

【0133】

実施例42：本実施例は、実施例41のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記第1開口部と流体連通しているノズルをさらに含み、前記ノズルは第1開口部を通過している空気流を受けてリダイレクトするように構成されている。

【0134】

50

実施例 4 3 : 本実施例は、実施例 4 2 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記ノズルが出口を含み、前記第 1 開口部を通過している空気流は前記ノズルを通過して、そして、前記出口を通過して流れ、前記ノズルは、少なくとも第 1 ノズル位置および第 2 ノズル位置の間で関節動作するように構成されており、前記第 1 ノズル位置の前記出口の方向は前記第 2 ノズル位置の前記出口の方向とは異なる。

【 0 1 3 5 】

実施例 4 4 : 本実施例は、実施例 4 3 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記ノズルに連結された駆動モータをさらに含み、前記駆動モータは少なくとも前記第 1 ノズル位置および前記第 2 ノズル位置の間で前記ノズルを関節動作させるように動作可能である。

10

【 0 1 3 6 】

実施例 4 5 : 本実施例は、実施例 1 から 4 4 のいずれか 1 つの、いずれかまたはすべての前記機能を含み、前記ロータシャフトは第 1 シャフトおよび第 2 シャフトを含み、前記第 1 シャフトは前記第 2 シャフトのルーメン内に配置されており、前記推力支持構造物が、前記第 1 シャフトに連結されており、前記航空機は、前記第 2 シャフトが前記第 1 シャフトに連結されている係合状態と、前記第 2 シャフトが前記第 1 シャフトから切り離されている分離状態とを有するクラッチをさらに含み、作動中に、前記第 1 軸のまわりの前記推力支持構造物の回転が前記クラッチを前記係合状態に入らせ、それは次に前記第 2 シャフトおよび前記ロータブレードを第 1 軸のまわりで回転させる。

20

【 0 1 3 7 】

実施例 4 6 : 本実施例は、実施例 4 5 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記航空機は、前記第 2 シャフトに連結された第 1 ロータブレードおよび前記第 1 ロータブレードの上の前記第 2 シャフトに連結された第 2 ロータブレードを含み、前記第 1 および第 2 ロータブレードのそれぞれは前記第 1 軸のまわりを回転するように構成されており、作動中に、前記第 1 軸のまわりの前記推力支持構造物の回転は前記クラッチを前記係合状態に入らせ、それは次に前記第 2 シャフトならびに前記第 1 および 2 ロータブレードを前記第 1 軸のまわりに回転させる。

【 0 1 3 8 】

実施例 4 7 : 本実施例は、実施例 4 5 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、第 3 シャフトをさらに含み、前記第 2 シャフトが前記第 3 シャフトのルーメン内に配置されており、前記第 3 シャフトは前記胴体に連結されており回転せず、少なくとも 1 つの同心のベアリングが前記第 2 シャフトと前記第 3 シャフトの間に配置されており、前記第 2 シャフトを前記第 3 シャフトから分離している。

30

【 0 1 3 9 】

実施例 4 8 : 本実施例は、実施例 1 から 4 7 のいずれか 1 つの、いずれかまたはすべての前記機能を含み、前記航空機の飛行の間水平推力を提供するためのスラストをさらに含む。

【 0 1 4 0 】

実施例 4 9 : 本実施例は、実施例 4 8 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記スラストが、前記第 1 軸に対して直角である第 2 軸のまわりを回転するように構成されている第 2 ロータブレードを含む。

40

【 0 1 4 1 】

実施例 5 0 : 本実施例は、実施例 4 5 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記航空機の飛行の間水平推力を提供するためのスラストをさらに含んでいることをさらに含む。

【 0 1 4 2 】

実施例 5 1 : 本実施例は、実施例 5 0 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記スラストが、前記第 1 軸に対して直角である第 2 軸のまわりを回転するように構成されている第 3 ロータブレードを含む。

【 0 1 4 3 】

50

実施例 5 2 : 本実施例は、実施例 1 から 5 1 のいずれか 1 つの、いずれかまたはすべての前記機能を含み、前記推力支持構造物は前記ロータブレードの上または下の前記ロータシャフトに連結されている。

【 0 1 4 4 】

実施例 5 3 : 本実施例は、実施例 1 から 5 2 のいずれか 1 つの、いずれかまたはすべての前記機能を含み、前記推力支持構造物およびロータブレードは前記ロータシャフトに連結されており、実質上同じ平面に配置されている。

【 0 1 4 5 】

実施例 5 4 : 本実施例は、実施例 5 3 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記ロータシャフトに連結された共通構造ハブをさらに含み、前記推力支持構造物および前記ロータブレードが前記ロータシャフトに連結されており、実質上同じ平面に配置されている。

10

【 0 1 4 6 】

実施例 5 5 : 本実施例は、実施例 5 4 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記共通構造ハブが前記ロータシャフトの遠位端に連結されており、前記ロータシャフトの近位端は前記胴体内に配置されている。

【 0 1 4 7 】

実施例 5 6 : 本実施例は、実施例 1 から 5 5 のいずれか 1 つの、いずれかまたはすべての前記機能を含み、前記エンジンが前記推力支持構造物の遠位端に連結されているファンを含む。

20

【 0 1 4 8 】

実施例 5 7 : 本実施例によれば、胴体と、ロータシャフトと、前記ロータシャフトに連結されたロータハブと、前記ロータハブに連結されたエンジンと、前記エンジンの遠位端に連結された推力支持構造物とを含む航空機が提供され、前記推力支持構造物が前記航空機のロータブレードとして機能するように構成されており、前記推力支持構造物は、近位端、遠位端および少なくとも 1 つのチャンネルを有する配管を含み、前記少なくとも 1 つのチャンネルは、作動中に、前記エンジンによって生成される推力が前記チャンネルによって受け取られてリダイレクトされ、前記推力支持構造物を回転させるように、前記エンジンに流動的に連結されている。

【 0 1 4 9 】

30

実施例 5 8 : 本実施例は、実施例 5 7 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記航空機には前記推力支持構造物以外のロータブレードが無い。

【 0 1 5 0 】

実施例 5 9 : 本実施例は、実施例 5 7 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記胴体に連結された支持ベアリングをさらに含み、前記支持ベアリングは少なくとも前記推力支持構造物の回転によって生成されるトルクから前記胴体を分離する。

【 0 1 5 1 】

実施例 6 0 : 本実施例によれば、胴体と、前記胴体に載置されているエンジンと、前記エンジンに連結されているダイバータマニホールドと、前記ダイバータマニホールドに配置されている推力ダイバータと、前記エンジンに連結されたロータシャフトであって、前記ダイバータマニホールドと流体連通しているシャフトダクトを含むロータシャフトとを含む、航空機が提供され、動作において、前記エンジンは前記ダイバータマニホールドに方向を定められた空気流を生成し、前記推力ダイバータが前記シャフトダクトに方向を定められている前記ダイバータマニホールドの中で前記空気流の相対量を制御するように構成されている。

40

【 0 1 5 2 】

実施例 6 1 : 本実施例は、実施例 6 0 のいずれかまたはすべての前記機能を含み、さらに、前記ロータシャフトに連結されて前記シャフトダクトと流体連通しているプレナムと、前記プレナムに連結されたロータブレードであって、前記プレナムと流体連通しているブレードダクトを含み、さらに開口部を含んでいる、ロータブレードとを含み、前記プレ

50

ナムは、前記空気流の全体または一部が前記開口部を出るように、前記ロータダクトに向けられた前記空気流の少なくとも一部を前記ブレードダクトに方向を定めるように構成されている。

【0153】

実施例62：本実施例は、実施例60のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記エンジンが前記胴体上またはその中に配置されている。

【0154】

実施例63：本実施例は、実施例61のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記胴体に連結された支持ベアリングをさらに含み、前記支持ベアリングは少なくとも前記ロータブレードの回転によって生成されるトルクから前記胴体を分離する。

10

【0155】

実施例64：本実施例によれば、胴体と、エンジンと、前記胴体に連結された静止ロータシャフトであって、近位端、遠位端および前記近位端から前記遠位端まで伸びているシャフトダクトを含み、前記シャフトダクトが前記エンジンと流体連通している、静止ロータシャフトと、前記静止ロータシャフトに連結された推力支持構造物であって、前記ロータダクトと流体連通している入口開口部、出口開口部ならびに前記入口開口部および前記出口開口部と流体連通している推力ダクトを含む、推力支持構造物と、前記ロータシャフトの前記遠位端の少なくとも一部のまわりに配置された回転可能な外側シャフトと、前記静止ロータシャフトに連結されたクラッチであって、係合状態および分離状態を有するクラッチとを含む、航空機が提供され、動作において、エンジン5からの空気流は、前記ロータダクトを通して、前記入口開口部を通して、前記推力ダクトを通して、そして、前記出口開口部を通して導かれ、それにより、前記推力支持構造物を回転させ、前記推力支持構造物の回転は、前記クラッチに、それが前記外側シャフトに連結されている前記係合状態に入るようにさせて、その結果、前記推力支持構造物の回転によって生成されるトルクが前記外側シャフトに伝えられ、前記外側シャフトおよび前記ロータブレードを回転させる。

20

【0156】

実施例65：本実施例は、実施例64のいずれかまたはすべての前記機能を含み、さらに、前記静止ロータシャフトおよび前記外側シャフトに連結された支持ベアリングを含み、前記支持ベアリングは、少なくとも前記胴体を、前記外側シャフトおよび前記ロータブレードの回転によって生成されるトルクから分離する。。

30

【0157】

実施例66：本実施例は、実施例64のいずれかまたはすべての前記機能を含み、作動中に、前記エンジンは前記推力支持構造物に前記外側シャフトの第2回転速度以上である第1回転速度で第1軸のまわりを回転させ、前記クラッチに前記係合状態に入らせて前記外側シャフトを把持させる。

【0158】

実施例67：本実施例は、実施例66のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記第1回転速度が前記第2回転速度未満であるときに、前記クラッチは前記分離状態に入るかまたは前記分離状態である。

40

【0159】

実施例68：本実施例は、実施例64のいずれかまたはすべての前記機能を含み、前記クラッチがクラッチ外側ケース、前記外側シャフトに連結されたクラッチ内側レースおよびクラッチ可動ベアリングを含み、前記クラッチ外側ケースが傾斜および空洞を含み、前記係合状態において、前記クラッチ可動ベアリングは、前記傾斜および前記クラッチ内側レースの両方の間に配置されて接触し、それにより、前記クラッチ外側ケースと前記クラッチ内側レースを係合し、前記分離状態において、前記クラッチ可動ベアリングは、前記空洞内に配置されており、前記クラッチ外側ケースと接触しているだけである。

【0160】

実施例69：本実施例は、実施例1から67のいずれか1つの、いずれかまたはすべて

50

の前記機能を含み、前記航空機は逆トルク機構を含まない。

【 0 1 6 1 】

本開示の原理を本明細書において説明してきているが、この説明が例証として行われているだけであり、請求されている本発明の範囲に関して限定するものではないことは、当業者によってよく理解されるはずである。本明細書において開示される具体的な実施形態を参照して説明されている機能および態様は、本明細書において説明されている様々な他の実施形態との組合せおよび/または用途の余地がある。このような他の実施形態に対するこのような説明されている機能および態様のこのような組合せおよび/または用途は、本明細書において意図されている。修正および他の実施形態は本明細書において意図されており、本開示の範囲内である。

【 図 1 】

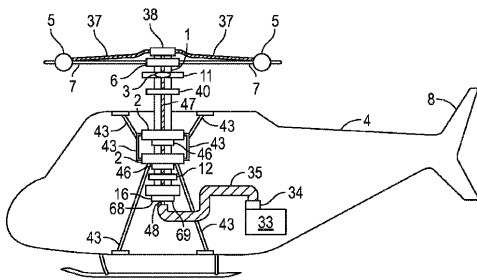


FIG. 1

【 図 3 】

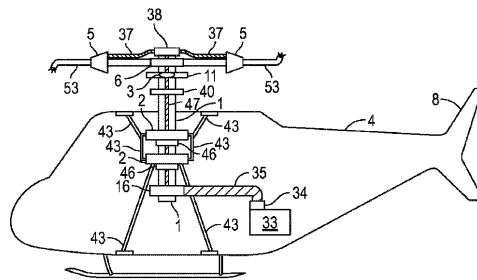


FIG. 3

【 図 2 】

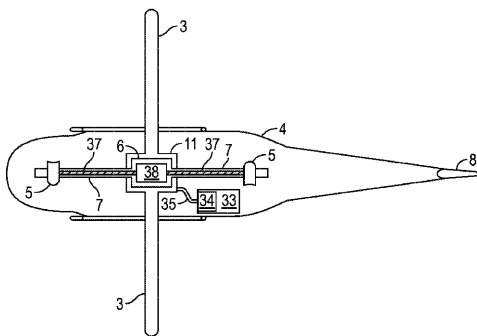


FIG. 2

【 図 4 】

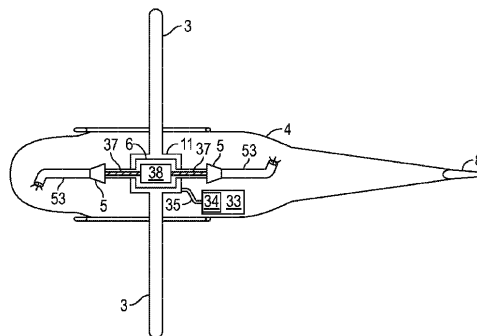


FIG. 4

【 図 5 】

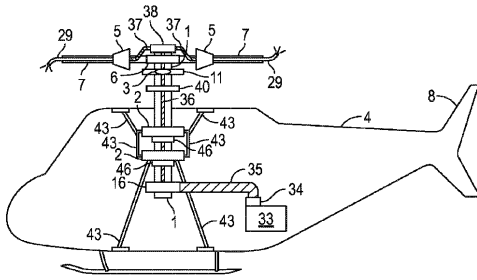


FIG. 5

【 図 7 】

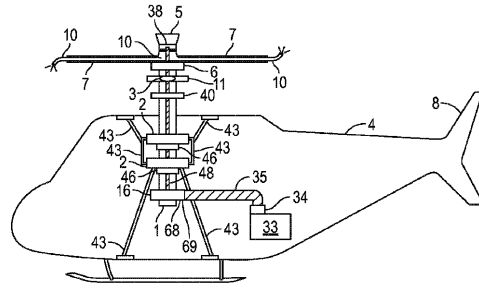


FIG. 7

【 図 6 】

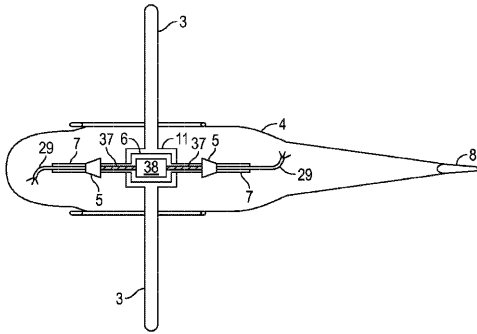


FIG. 6

【 図 8 】

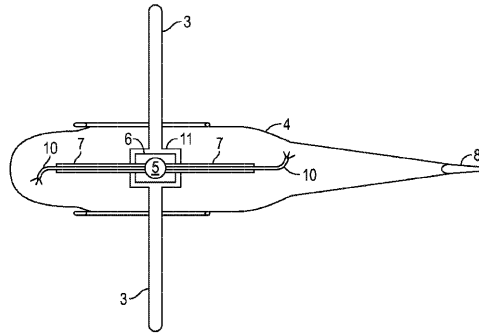


FIG. 8

【 図 9 】

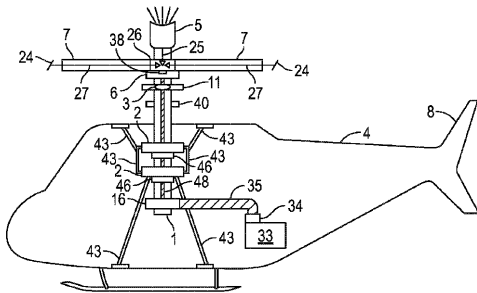


FIG. 9

【 図 11 】

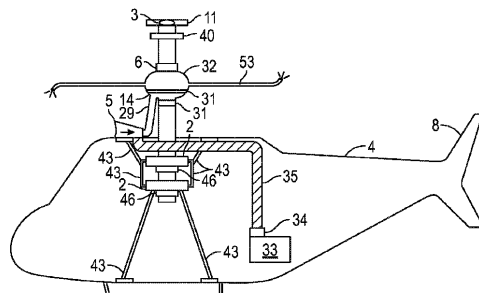


FIG. 11

【 図 10 】

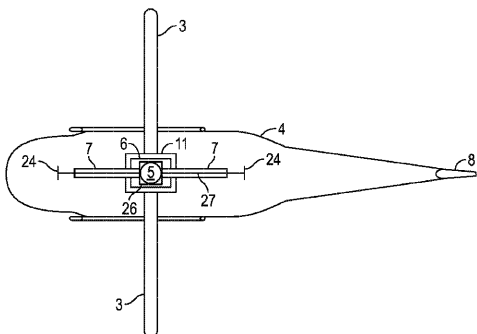


FIG. 10

【 図 12 】

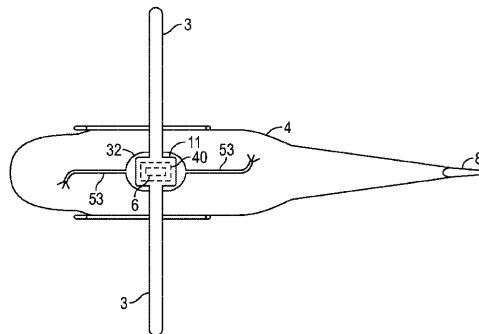


FIG. 12

【 図 1 3 】

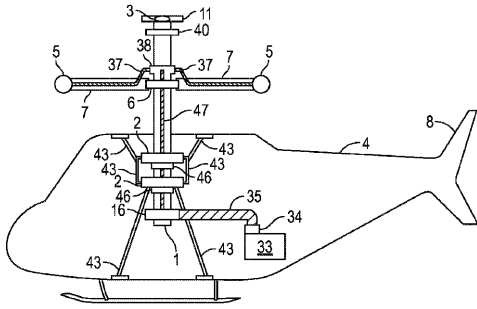


FIG. 13

【 図 1 4 】

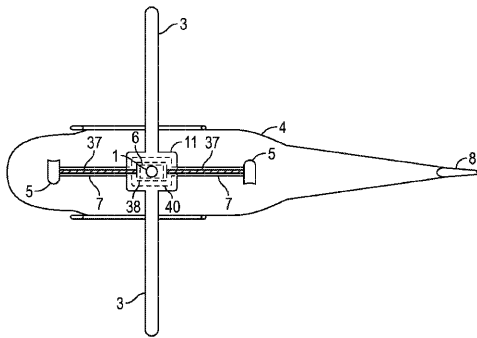


FIG. 14

【 図 1 5 】

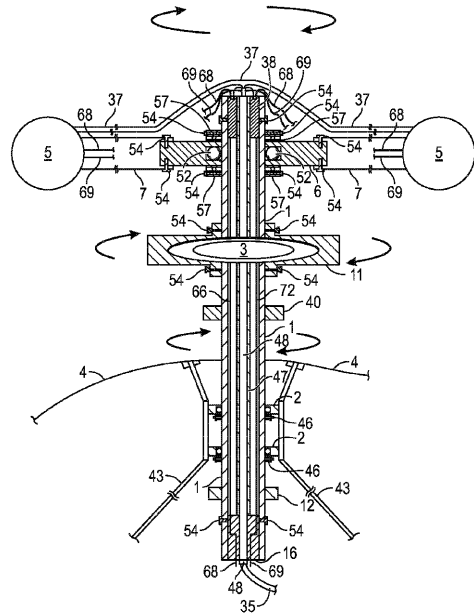


FIG. 15

【 図 1 6 】

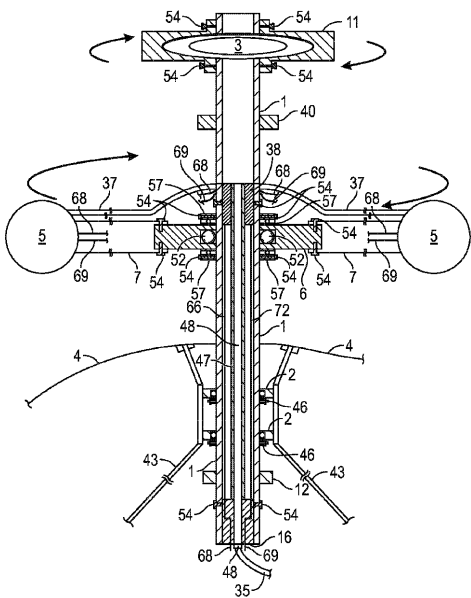


FIG. 16

【 図 1 7 】

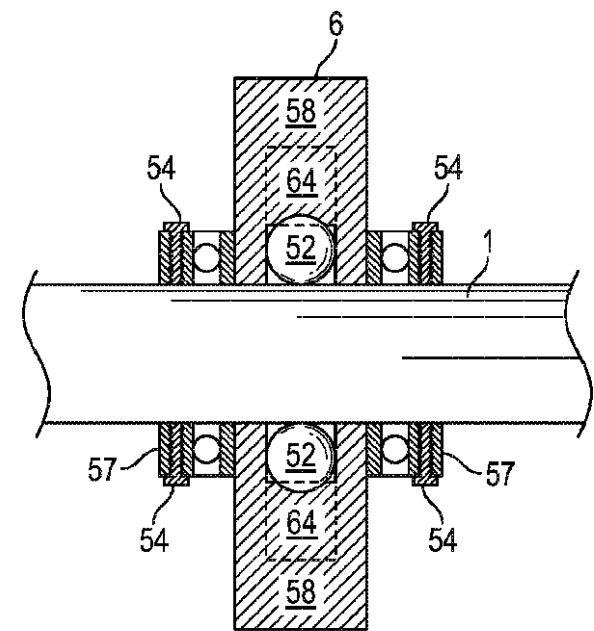


FIG. 17

【 図 1 8 】

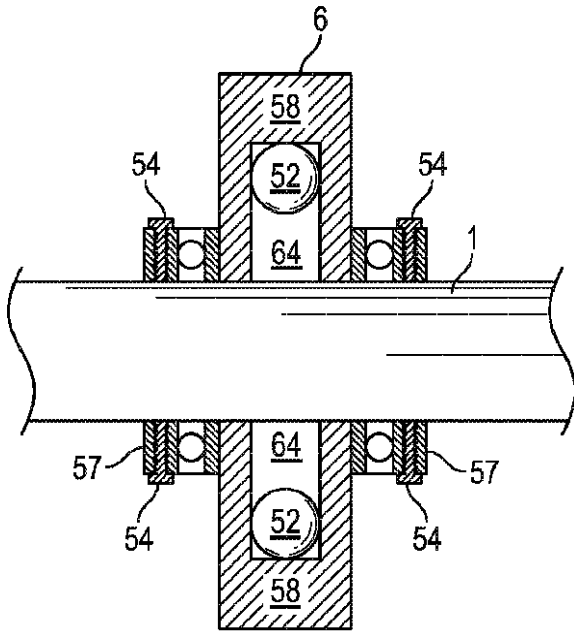


FIG. 18

【 図 1 9 】

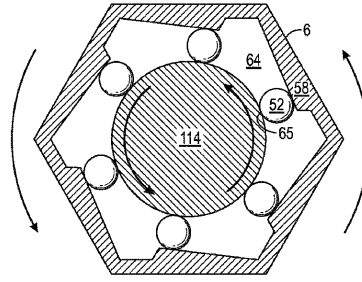


FIG. 19

【 図 2 0 】

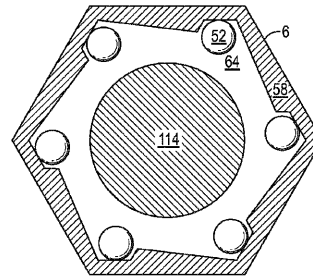


FIG. 20

【 図 2 1 】

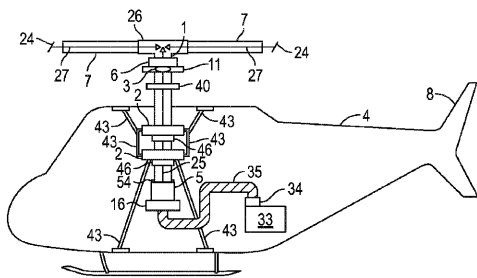


FIG. 21

【 図 2 2 】

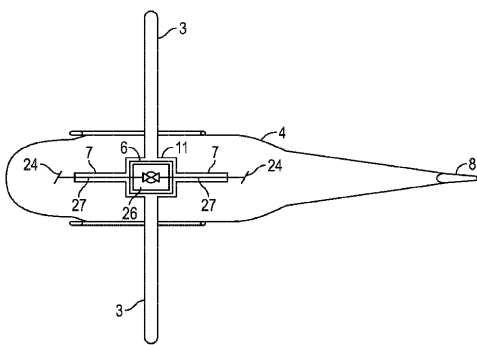


FIG. 22

【 図 2 3 】

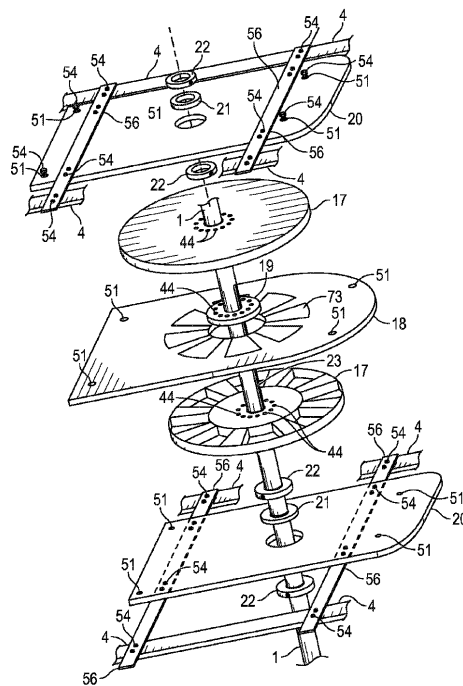


FIG. 23

【 図 2 4 】

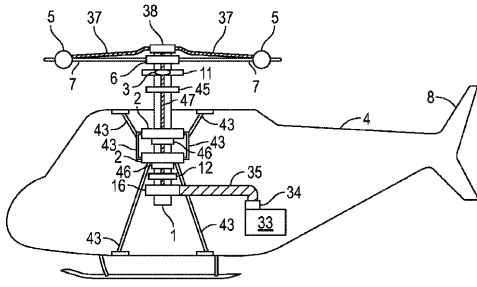


FIG. 24

【 図 2 6 】

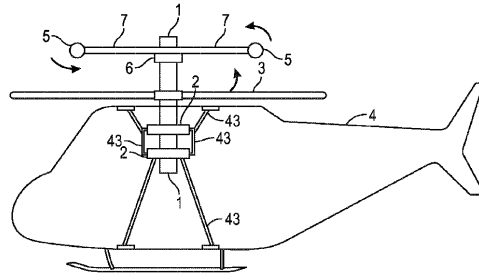


FIG. 26

【 図 2 5 】

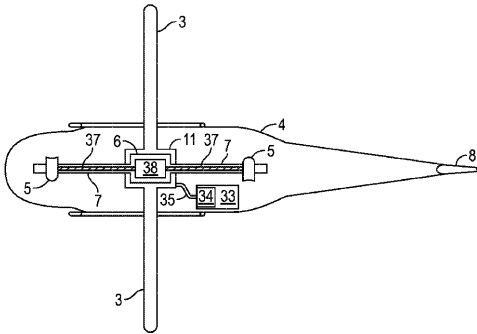


FIG. 25

【 図 2 7 】

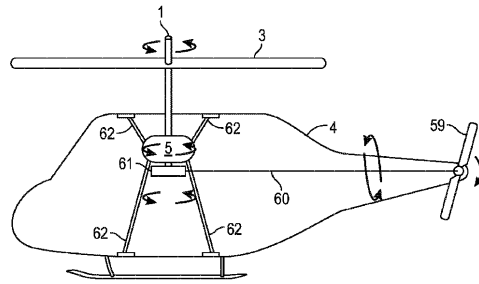


FIG. 27

【 図 2 8 】

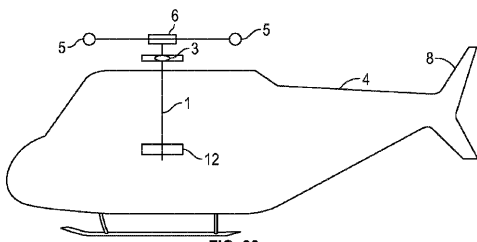


FIG. 28

【 図 3 0 】

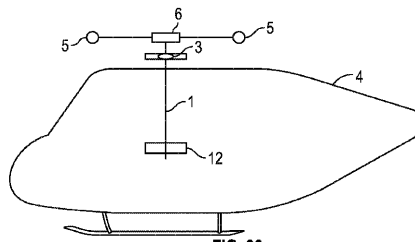


FIG. 30

【 図 2 9 】

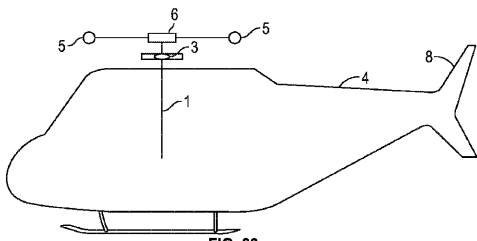
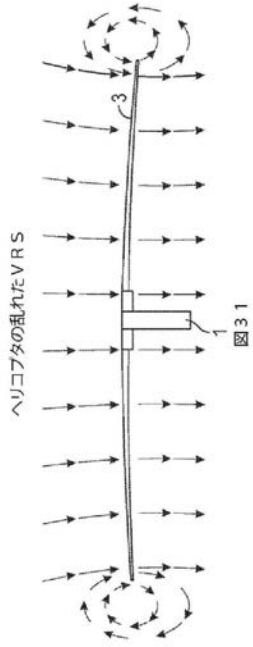
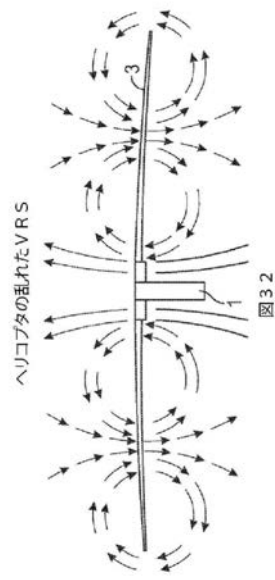


FIG. 29

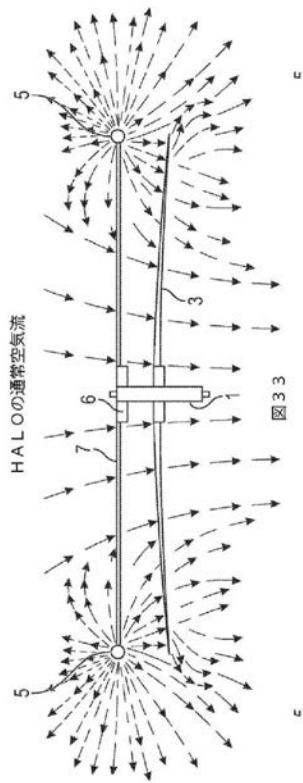
【 図 3 1 】



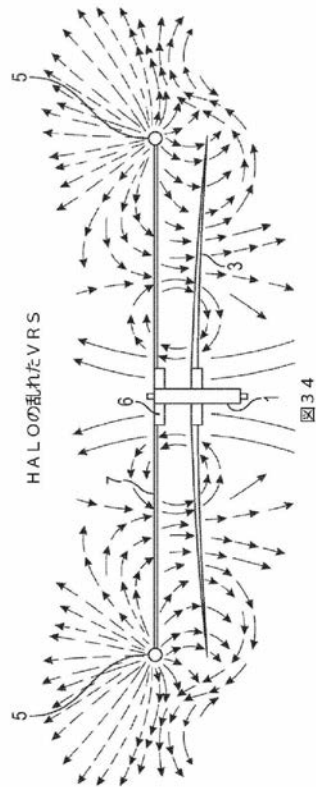
【 図 3 2 】



【 図 3 3 】



【 図 3 4 】



【 図 3 5 】

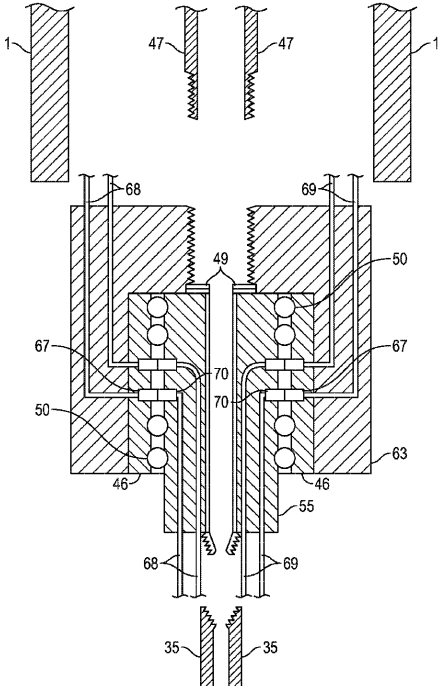


FIG. 35

【 図 3 6 】

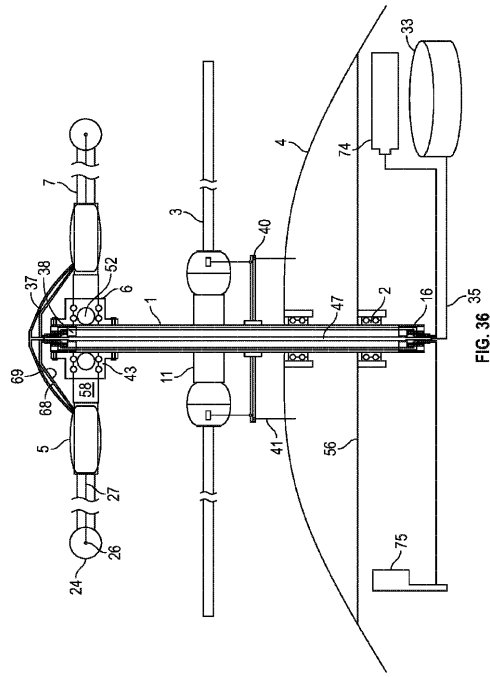


FIG. 36

【 図 3 7 】

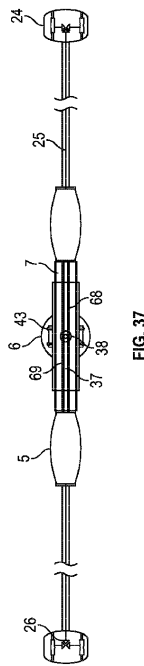


FIG. 37

【 図 3 8 】

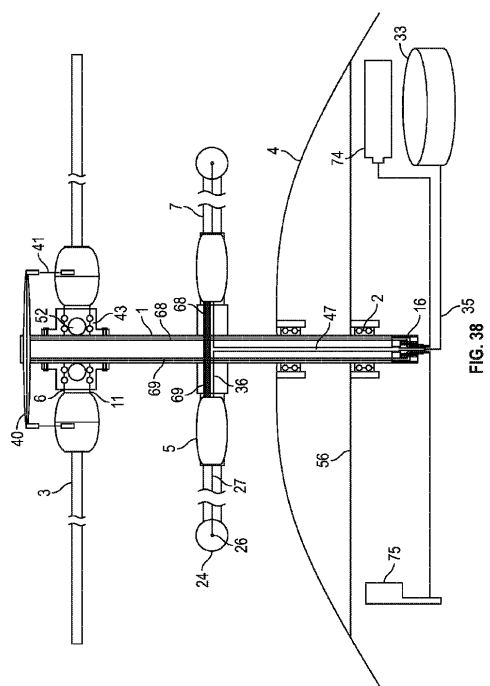


FIG. 38

【 図 3 9 】

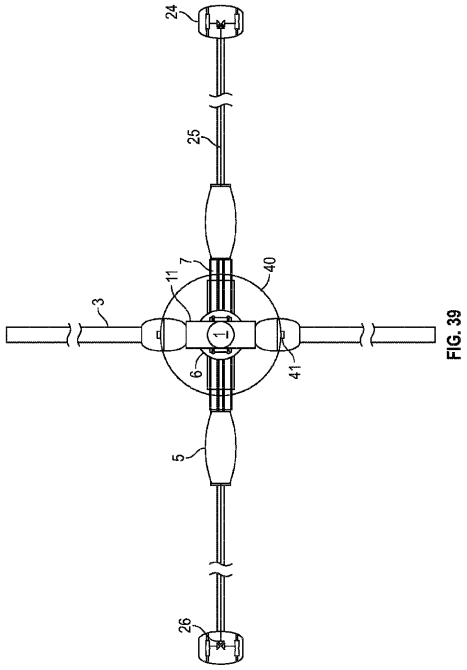


FIG. 39

【 図 4 0 】

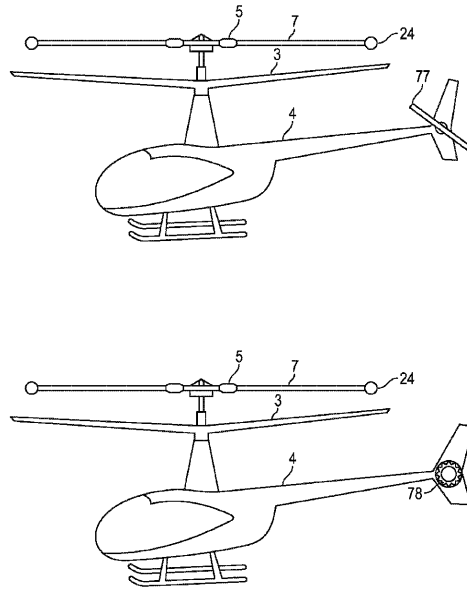


FIG. 40

【 図 4 1 】

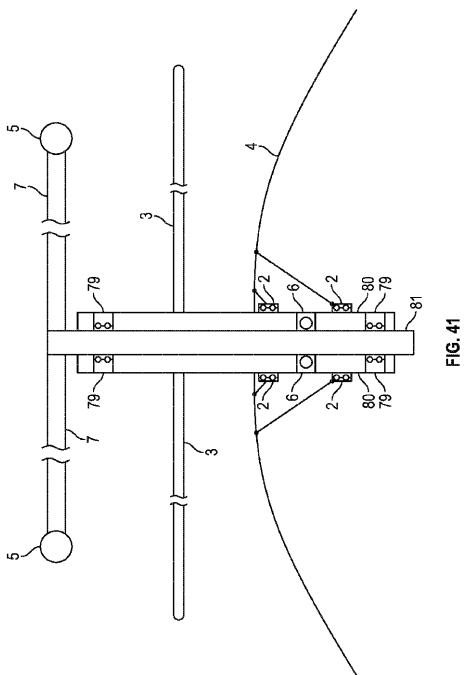


FIG. 41

【 図 4 2 】

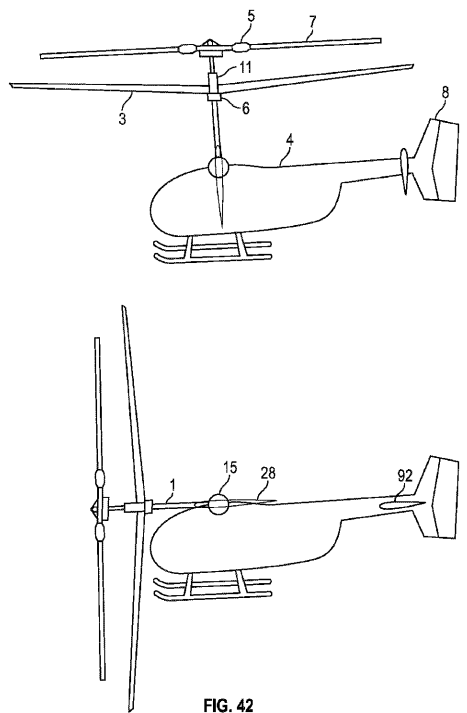


FIG. 42

【 図 4 3 】

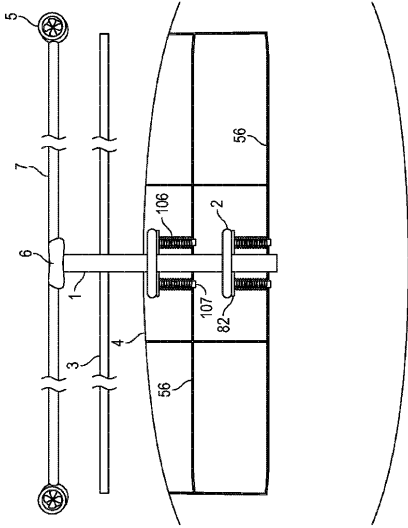


FIG. 43

【 図 4 4 】

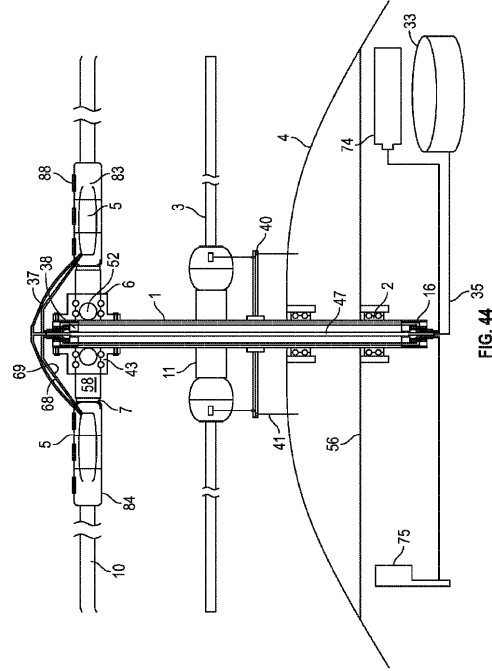


FIG. 44

【 図 4 5 】

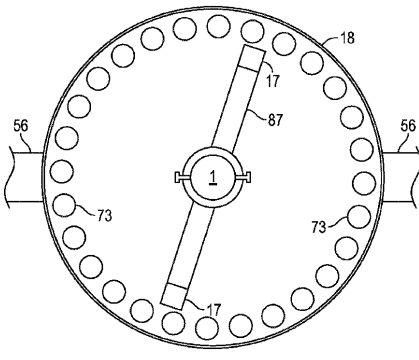


FIG. 45

【 図 4 6 】

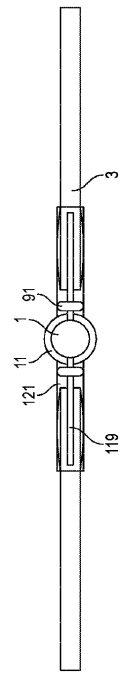


FIG. 46

【 図 4 7 】

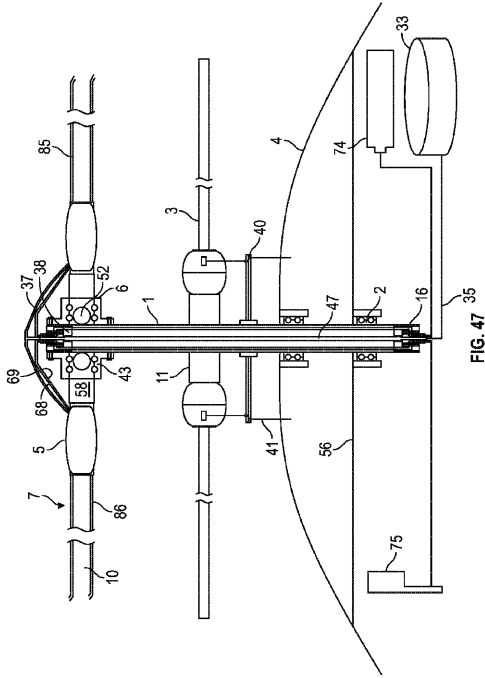


FIG. 47

【 図 4 8 】

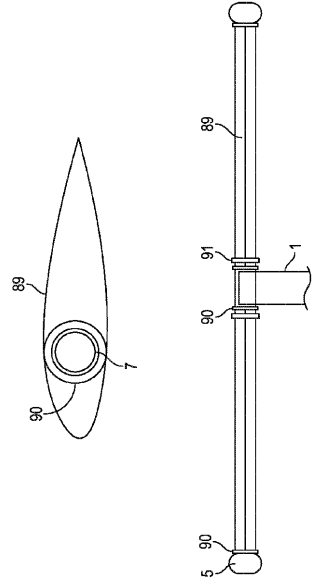


FIG. 48

【 図 4 9 】

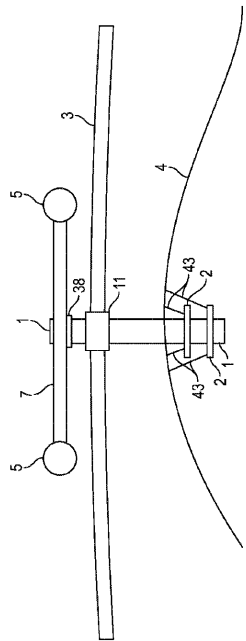


FIG. 49

【 図 5 0 】

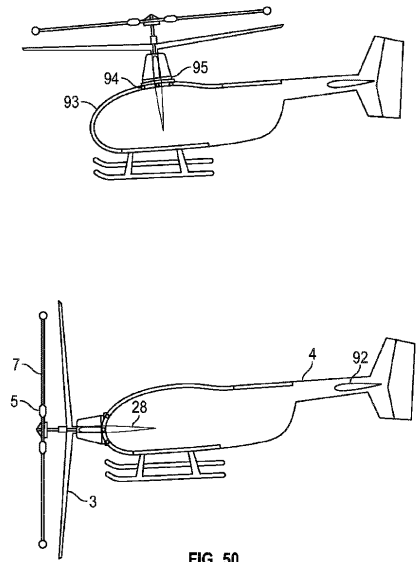


FIG. 50

【 図 5 1 】

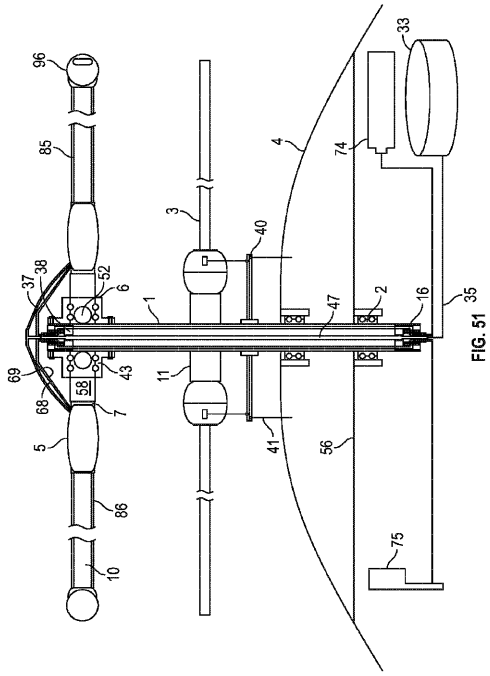


FIG. 51

【 図 5 2 】

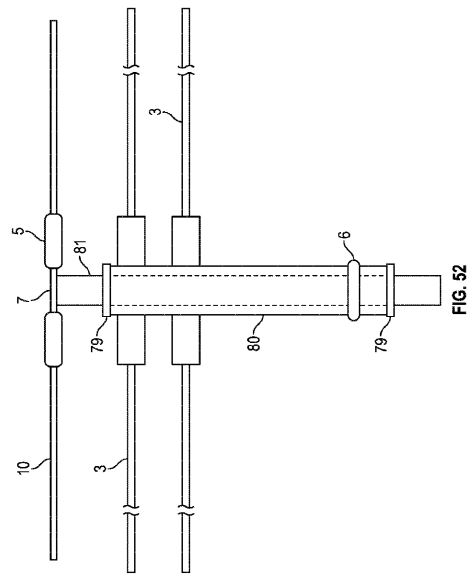


FIG. 52

【 図 5 3 】

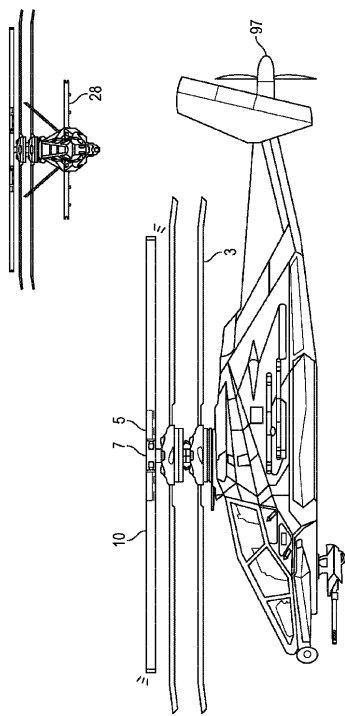


FIG. 53

【 図 5 4 】

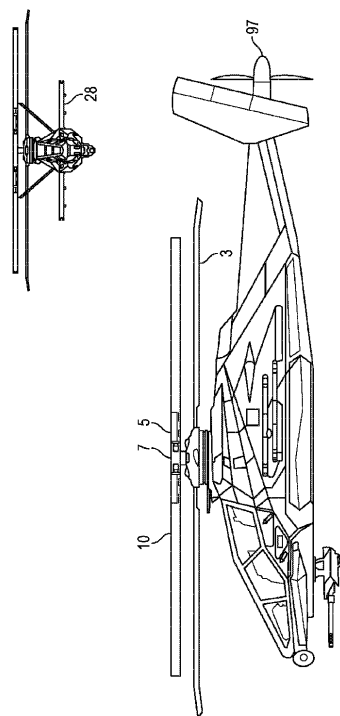


FIG. 54

【 図 5 5 】

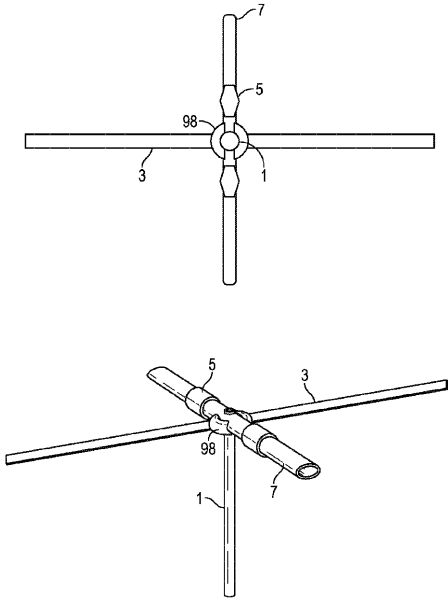


FIG. 55

【 図 5 6 】

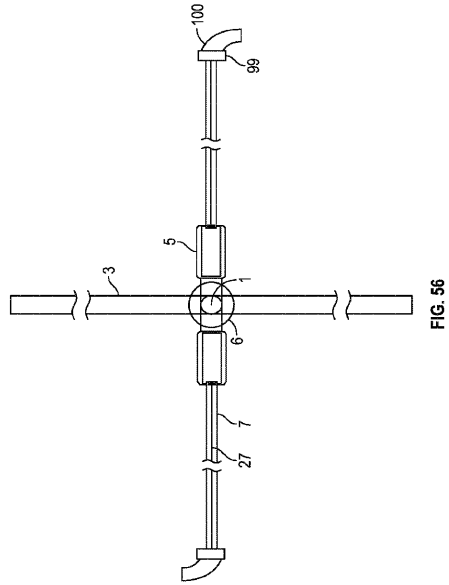


FIG. 56

【 図 5 7 】

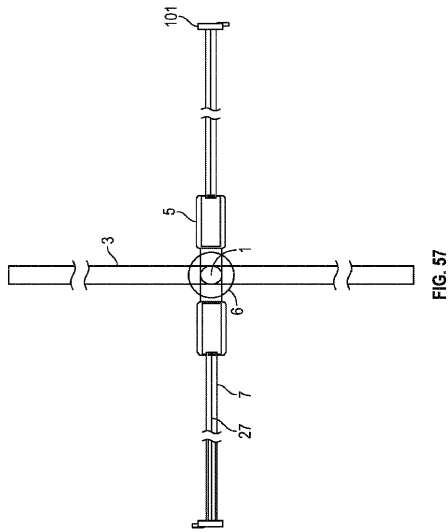


FIG. 57

【 図 5 8 】

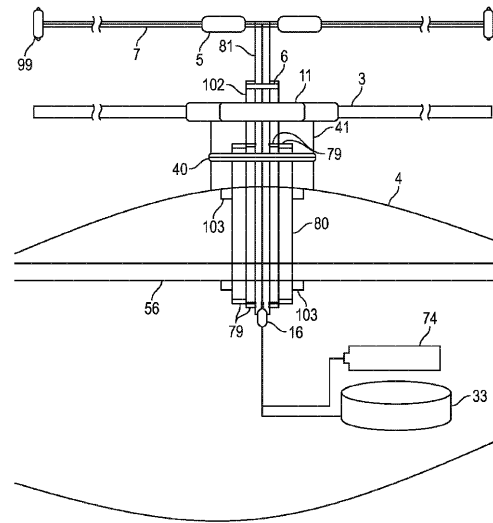


FIG. 58

【 図 5 9 】

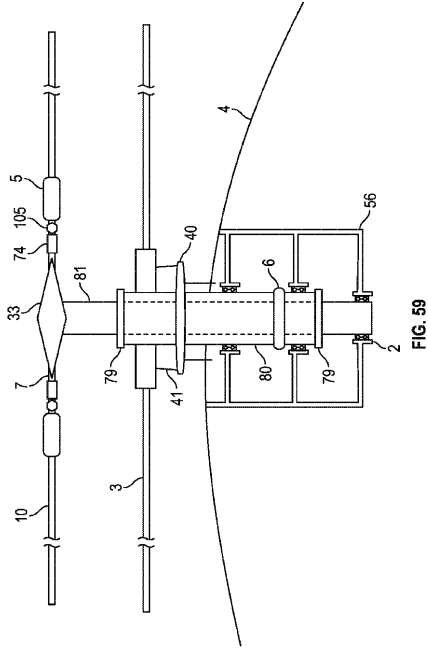


FIG. 59

【 図 6 0 】

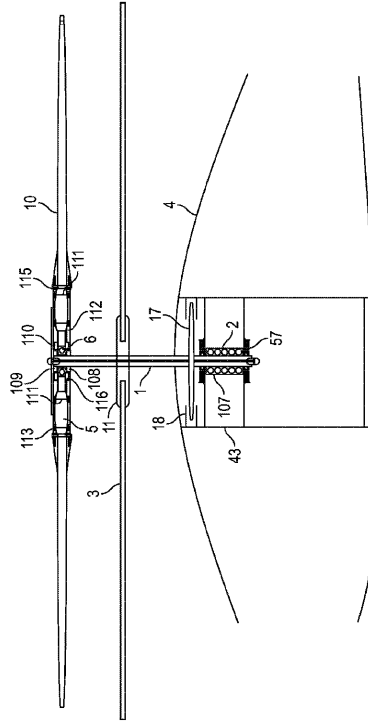


FIG. 60

【 図 6 1 】

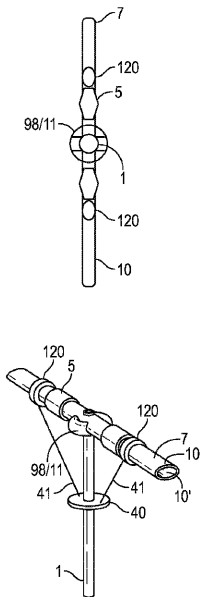


FIG. 61

【 図 6 2 】

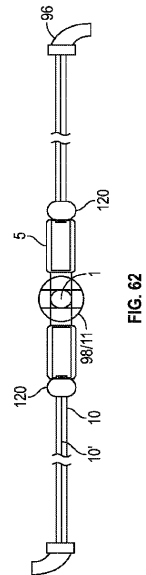


FIG. 62

【 図 6 3 】

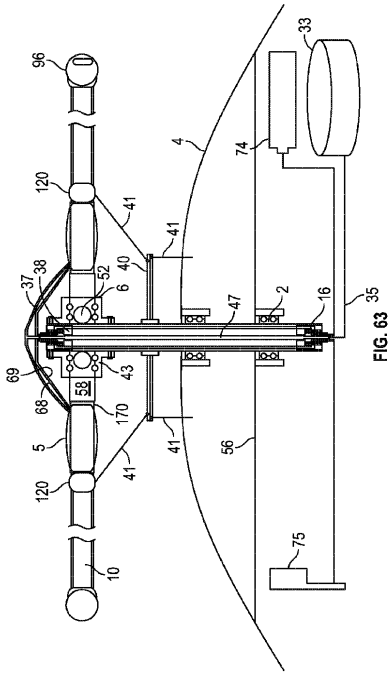


FIG. 63

【 図 6 4 】

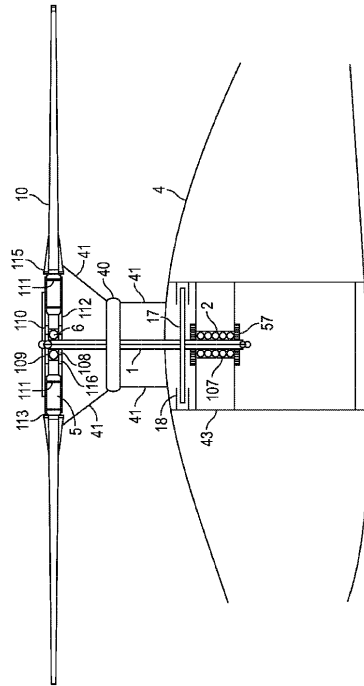


FIG. 64

【 図 6 5 A 】

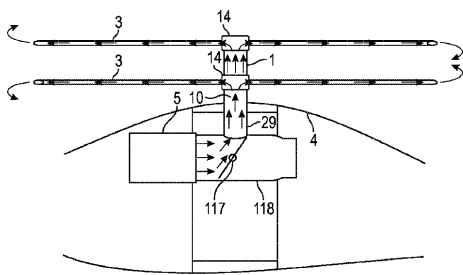


FIG. 65A

【 図 6 6 】

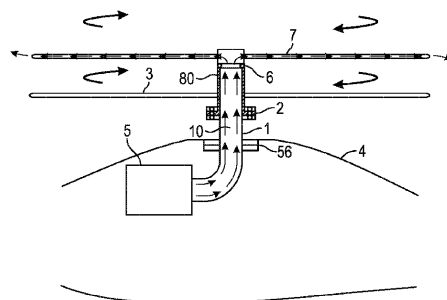


FIG. 66

【 図 6 5 B 】

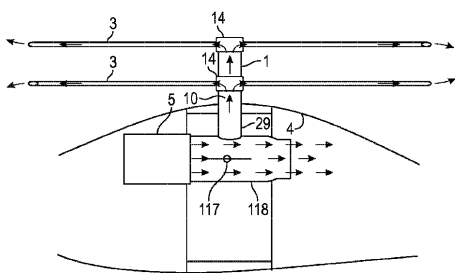


FIG. 65B

【 国際調査報告 】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT		International application No. PCT/US 19/24294
A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER IPC(8) - B64C 27/18, B64C 27/82 (2019.01) CPC - B64C 27/18, B64C 27/82		
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.
A	US 2,472,917 A (NICOLAEFF) 14 June 1949 (14.06.1949), entire document, especially Fig 1, 3, 8; col 1, ln 42-48, 52-53; col 2, ln 5-12, 23-28, 37-39; col 3, ln 28-31; col 4, ln 21-26, 35-37; col 5, ln 1-15; col 8, ln 21-26	1-25
A	US 2,585,468 A (ISACCO) 12 February 1952 (12.02.1952), entire document, especially Fig 2, 5; col 3, ln 22-26; col 4, ln 7-10, 14-20; col 5, ln 5-11	1-25
A	US 2,761,635 A (HILLER, JR., et al.) 04 September 1956 (04.09.1956), entire document, especially Fig 1-2, 4; col 2, ln 54-62; col 3, ln 39-47	1-25
A	US 7,871,032 B2 (ZHAO et al.) 18 January 2011 (18.01.2011), entire document	1-25
A	US 3,195,649 A (NICHOLS et al.) 20 July 1965 (20.07.1965), entire document	1-25
<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 13 August 2019		Date of mailing of the international search report 05 SEP 2019
Name and mailing address of the ISA/US Mail Stop PCT, Attn: ISA/US, Commissioner for Patents P.O. Box 1450, Alexandria, Virginia 22313-1450 Facsimile No. 571-273-8300		Authorized officer: Lee W. Young PCT Helpdesk: 571-272-4300 PCT OSP: 571-272-7774

フロントページの続き

(31)優先権主張番号 62/764,840

(32)優先日 平成30年8月16日(2018.8.16)

(33)優先権主張国・地域又は機関
米国(US)

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