

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号
特許第7621651号
(P7621651)

(45)発行日 令和7年1月27日(2025.1.27)

(24)登録日 令和7年1月17日(2025.1.17)

(51)国際特許分類

F I

B 6 4 C 27/18 (2006.01)

B 6 4 C 27/18

請求項の数 23 (全56頁)

(21)出願番号	特願2021-502713(P2021-502713)	(73)特許権者	521148511
(86)(22)出願日	平成31年3月27日(2019.3.27)		スラスト ドライブ エルエルシー
(65)公表番号	特表2021-532011(P2021-532011 A)		アメリカ合衆国 テキサス州 7 7 0 0 8
(43)公表日	令和3年11月25日(2021.11.25)		- 5 0 2 4 , ヒューストン , 1 4 4 1
(86)国際出願番号	PCT/US2019/024294	(74)代理人	シーミスト ドライブ
(87)国際公開番号	WO2019/191240		110000659
(87)国際公開日	令和1年10月3日(2019.10.3)	(72)発明者	弁理士法人広江アソシエイツ特許事務所
審査請求日	令和4年3月25日(2022.3.25)		ピーブルズ, ダニエル ケコア
(31)優先権主張番号	62/649,334		アメリカ合衆国 テキサス州 7 7 4 3 3
(32)優先日	平成30年3月28日(2018.3.28)		, サイプレス, 8 5 1 4 スイートスト
(33)優先権主張国・地域又は機関	米国(US)	審査官	ーン フィールド コート
(31)優先権主張番号	62/702,618		近藤 利充
(32)優先日	平成30年7月24日(2018.7.24)		
最終頁に続く		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)【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、
前記推力支持構造物に連結され、前記第1軸から半径方向にずれた距離を回転するように構成されたエンジンであって、前記エンジンは燃料を受けるとともに、前記燃料を燃焼して推力空気流を生成するように構成されたエンジンと、
前記ロータブレードと前記ロータシャフトとの間に配置されたクラッチとを、含み、
前記クラッチは、前記ロータブレードに選択的にトルクを伝達するように構成され、
前記推力支持構造物は、少なくとも1つの配管およびノズルを含む遠位端をさらに含み、
前記少なくとも1つの配管は前記エンジンによって生成される前記推力空気流を受けて、
前記推力空気流を前記ノズルに伝達するように構成され、前記ノズルは、出口を通過す

10

20

る前記推力空気流を受け、大気に対してリダイレクトして、前記推力支持構造物に前記第 1 軸のまわりを回転させるように構成され、

作動中に、

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】

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、

前記推力支持構造物と前記ロータシャフトとの間に配置され、前記ロータブレードに選択的にトルクを伝達するように構成されたクラッチと、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、前記クラッチが分離状態に入るかまたは分離状態であり、

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、次いで、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 1 つの前記ロータブレードの回転によって生成されたトルクから分離する、航空機。

【請求項 3】

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、

前記推力支持構造物と前記ロータシャフトとの間に配置され、前記ロータブレードに選択的にトルクを伝達するように構成されたクラッチと、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は傾斜および空洞を含み、

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に係合し、

10

20

30

40

50

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、航空機。

【請求項 4】

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 5】

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、

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 4 に記載の航空機。

【請求項 6】

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 7】

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。

【請求項 8】

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 9】

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 8 に記載の航空機。

【請求項 10】

前記方位制御装置が回転マグネット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 9 に記載の航空機。

【請求項 11】

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 10 に記載の航空機。

【請求項 12】

テールが無い、請求項 9 に記載の航空機。

【請求項 13】

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。

【請求項 14】

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

10

20

30

40

50

記第 2 位置の間で移動させる、
請求項 1 3 に記載の航空機。

【請求項 1 5】

前記胴体の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 1 3 に記載の航空機。

10

【請求項 1 6】

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 1 に記載の航空機。

【請求項 1 7】

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 1 6 に記載の航空機。

【請求項 1 8】

前記ロータブレードが可変長を有する、請求項 1 に記載の航空機。

20

【請求項 1 9】

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 1 8 に記載の航空機。

【請求項 2 0】

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。

30

【請求項 2 1】

作動中に、
前記少なくとも 1 つの配管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すか、または、
前記少なくとも 1 つの配管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、
請求項 2 0 に記載の航空機。

40

【請求項 2 2】

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

50

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、
次いで、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 1 つの前記ロータブレードの回転によって生成されたトルクから分離し、
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、航空機。

10

【請求項 2 3】

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 2 に記載の航空機。

20

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0 0 0 1】

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。

30

【背景技術】

【0 0 0 2】

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。

40

【0 0 0 3】

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

50

）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。

【 0 0 0 4 】

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、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】

【 0 0 0 5 】

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。

【 0 0 0 6 】

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。

【 0 0 0 7 】

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。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 0 8 】

【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。

【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。

10

【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レードの上にあるものである。

【図 10】図 9 の上面図である。

【図 11】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。

20

【図 12】図 11 の上面図である。

【図 13】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 14】図 13 の上面図である。

【図 15】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 16】推力支持構造物がロータブレードの下にある図 13 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 17】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 18】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。

30

【図 19】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 20】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 21】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。

【図 22】図 21 の上面図である。

【図 23】1 つのタイプの方位制御装置の分解図である。

【図 24】この実施形態が図 23 に示されるような方位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。

40

【図 25】図 24 の上面図である。

【図 26】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 27】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。

【図 28】方位制御のために方位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 29】方位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 30】テールラダーがなく、方位制御装置が方位制御を提供する、本開示の実施形態

50

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。

【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断面図である。

10

【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断面図である。

【図 4 0】モータ付テールブレード 77 またはテールファン 78 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。

20

【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。

30

【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。

40

【図 5 5】本開示と整合した推進システムの 1 つの実施例の上断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

50

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。

10

【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 6 5 A】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 6 5 B】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。

20

【図 6 6】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。

30

【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。

40

【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

50

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 つ以上のチャン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 1 1 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。

10

【 0 0 1 2 】

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。

20

【 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。

30

【 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

40

50

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。

【 0 0 1 5 】

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 4 6 およびベアリング支持構造 4 3 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 4 3 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ので、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。

【 0 0 1 6 】

回転推力支持構造物

図 1、2 および 1 5 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。

【 0 0 1 7 】

クラッチ

図 1 5 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 1 1 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。

【 0 0 1 8 】

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。

【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に、クラッチ外側ケース５８がクラッチ外側ケース５８およびクラッチ内側レース１１４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５２は、クラッチ内側レース１１４（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５８と同じ方向に回転させる。図１７は、係合位置にある図１９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５７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５４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に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１７に示すように、クラッチ可動ベアリング５２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。

【００２０】

ここで図２０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５８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５８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５２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１１４（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５８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。

【００２１】

図３８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１１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。

【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３５に接続している燃料タンク３３および燃料ポンプ３４を示す。図１および１５は、下部回転ユニオン１６に接続されている燃料ラインシャフト４８に接続している下部燃料ライン３５を示す。下部回転ユニオン１６は、図３５に

10

20

30

40

50

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 16 および上部回転ユニオン 38 は、異なる配向を有する同じ装置でもよい。図 35 および図 15 に示すように、下部回転ユニオン 16 は、下部燃料ライン 35 から来ている燃料入力、データ配線 68 から来ているデータ入力および電源配線 69 から来ている電源入力を有する。図 15 は、データ配線 68 が下部回転ユニオン 16 から上ヘロータシャフト 1 を通して上部回転ユニオン 38 に伸びるデータ導管 66 を示す。図 35 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 16 および上部回転ユニオン 38 を通して伝達されるかについて示す。図 15 の実施形態において、上部回転ユニオン 38 を出た後に、データ配線 68 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 69 は、別個の電力導管 72 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 35 はまた、下部回転ユニオン 16 および上部回転ユニオン 38 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ことができると示している。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 (Hiller) 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。

【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。

【 0 0 2 6 】

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 6 3 が回転ユニオンシャフト 5 5 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 5 0 含む回転ユニオンハウジング 6 3 を含む。下部燃料ライン 3 5 は、燃料が回転ユニオンシャフト 5 5 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 5 5 に接続されている。例えば回転シャフト内部燃料ライン 4 7 は、回転ユニオンハウジング 6 3 にねじ切りされてもよく、回転ユニオンシール 4 9 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 6 8 および電力線 6 9 は、回転ユニオンシャフト 5 5 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 4 6 の中に含まれるブラシ 6 7 へのこれらの接続の連続性を可能にする接点 7 0 に接続している。配線は、続けてブラシ 6 7 から回転ユニオンハウジング 6 3 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。

10

【 0 0 2 7 】

方位制御装置

方位制御装置 1 2 は、図 1 および 1 5 の代表的な形で、そして、図 2 3 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 1 2 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 1 8 の正味効果によって、方位制御装置スペーサ穴 4 4 を通してスペーサ 1 9 に取り付けられている回転マグネット 1 7 に対して反力を引き起こして、スペーサ 1 9 がキーおよびキー溝 2 3 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 1 2 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 2 1 によってモータボディ支持板 2 0 から分離される。方位制御モータベアリング 2 1 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 2 2 によって留められる。モータボディ支持板 2 0 およびステータ 1 8 の全ては方位制御装置ステータ保持孔 5 1 を通してファスナ 5 4（例えば、ボルト）と一緒に連結されて、それによりステータ 1 8 およびモータボディ支持板 2 0 アセンブリが胴体構造部材 5 6 によって胴体 4 に取り付けられる。ステータモータ巻線 7 3 が通電されると、それらは付属のステータ 1 8 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 1 2 が基本的に可逆モータであるので、方位制御装置 1 2 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 7 3 およびマグネットロータ 1 7 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 1 2 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。

20

30

【 0 0 2 8 】

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 2 8、2 9 および 3 0 に例示される。図 2 8 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 1 2 を使用している航空機の代表的な側面図である。図 2 9 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 3 0 は、方位制御のために方位制御装置 1 2 のみを利用している航空機の代表的な側面図である。

40

【 0 0 2 9 】

反トルク機構との比較

図 2 7 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 6 2 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 から分離されないの、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

50

コブタは、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。

【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しすることができる。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。従来の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。

【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。

【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

10

20

30

40

50

造物 7 およびロータハブ 1 1 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 4 2 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 사용할 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 4 2 において示すように、翼 2 8 および 1 つ以上の水平安定板 9 2 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 2 8 および / または水平安定板 9 2 はまた、複数の位置（例えば水平および垂直配向）の間に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。

10

【 0 0 3 4 】

20

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。

【 0 0 3 5 】

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。

30

【 0 0 3 6 】

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。

40

【 0 0 3 7 】

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。

【 0 0 3 8 】

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

50

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。

10

【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もできる。この概念は図 4 3 に示され、それは振動低減アクチュエータ 1 0 6 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 1 0 6 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 1 0 6 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えす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 1 0 6 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。

20

【0040】

図 4 3 は単一の振動低減アクチュエータ 1 0 6 と組み合わせた単一の緩衝器 8 2 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 8 2 および振動低減アクチュエータ 1 0 6 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 4 3 に示される位置に限られてはいない。

30

【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 4 4 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 8 4 によって囲まれて、垂直空気取入口 8 8 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 8 4 および垂直空気取入口 8 8 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、防止さえす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 8 3 を通して方向を定められた後に入力配管 1 0 に入り、これが空気ギャップ 8 3 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 1 0 の先端から排出され、推力支持構造物を回転させる。明らかなように、シェル 8 4 および配管 1 0 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。

40

【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 4 5 は、本開示と整合した方位制御装置の別の例

50

を表す。上記の方位制御装置 1 2 と同様に、図 4 5 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 1 7 および回転マグネットサポート 8 7 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 1 8 は、胴体構造部材 5 6 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 1 8 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。

【 0 0 4 3 】

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 4 6 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 1 2 1 を含む。各ブレードグリップ 1 2 1 は、親ねじ 1 1 9 に連結されたモータ 9 1 （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 9 1 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 9 4 上のモータ 9 1 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。

【 0 0 4 4 】

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えることがあり得る。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 4 7 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 1 0 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 8 5 （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 8 5 が推力より冷たいので、コンプレッサブリード空気 8 5 の推力との混合は配管 1 0 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。

【 0 0 4 5 】

10

20

30

40

50

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 4 8 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 8 9 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ァイルに影響を与える。したがって、エアfoil形状の整流板 8 9 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 8 9 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 8 9 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
10
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 8 9 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。

【 0 0 4 6 】

したがって、実施形態において、整流板 8 9 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
20
。その目的のために、整流板支持ベアリング 9 0 は整流板 8 9 の各先端に配置されて、整流板 8 9 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 9 1 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 9 1 は、能動的に整流板 8 9 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 8 9（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。

【 0 0 4 7 】

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 4 9 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、強く接続されている）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。
30

【 0 0 4 8 】

図 4 2 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 5 0 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 9 3 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 9 5 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 9 3 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
40
50

ステム自動車のハウジング 9 5 に連結されたローラ 9 4 (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 9 4 (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 9 5 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 2 8 および水平安定板 9 2 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。

【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 4 7 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 1 0 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。

【0050】

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て、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 10 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。

【 0 0 5 1 】

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て、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、いずれもヘリブレードと呼ばれることがある、複合ヘリコプタ、複合ジャイロブレード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て、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、ヘリコプタと同様のロータブレードの速度を減じることができる。

10

【 0 0 5 2 】

図 5 3 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 9 7 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 9 7 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 9 7 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。

20

【 0 0 5 3 】

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 9 7 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 2 8 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 5 3 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。このような状態で起こっている偏揺れ運動（もしあれば）は、安定器（例えば、垂直安定板、図示せず）を用いて相殺することができ、それに応じて減らすことができる。

30

【 0 0 5 4 】

図 5 4 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 5 3 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 5 3 の実施形態と実質的に類似している。図 5 4 の機械要素の性質および機能が図 5 3 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。

【 0 0 5 5 】

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 5 5 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 9 8 に一体化されているか連結されており、これが次に

40

50

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 9 8 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 9 8 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 9 8 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 9 8 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 を回転させる。共通構造ハブ 9 8 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。

【 0 0 5 6 】

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。

【 0 0 5 7 】

図 5 6 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 5 6 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 2 7 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 2 7 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 2 7 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 9 9 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 2 7 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 9 9 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。

【 0 0 5 8 】

本実施形態において、空気流ガイドベーンノズル 1 0 0 は、各ファンユニット 9 9 に連結されて、各ファンユニット 9 9 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 1 0 0 は、ファンユニット 9 9 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 9 0 度である、所望の出口角ヘ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 1 0 0 は、ファンユニット 9 9 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 1 0 0 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 1 0 0 の使用によって、ファンユニ

10

20

30

40

50

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 度以上までリダイレクトすることを可能にし得る。

【 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。

10

【 0060 】

図 57 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 99 は、遠心送風機 101 の形である。ファンユニット 99 と同様に、遠心送風機 101 はドライブシャフト 27 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 101 は、ドライブシャフト 27 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 101 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 57 に示すように、遠心送風機 101 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 101 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 101 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 101 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 101 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。

20

【 0061 】

図 56 と同様に、図 57 の実施形態は、ドライブシャフト 27 を使用できるようにし、配管 10 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 100 と同様に、遠心送風機 101 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 101 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。

30

【 0062 】

図 41 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 80 は、ロータブレード 3 に直結にされて、支持ベ어링 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 81 は外側シャフト 80 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 81 は、同心のシャフトベ어링 79 によって外側シャフト 80 から支持されて分離され、それは外側シャフト 80 の内部表面と内側シャフト 81 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 81 および / または外側シャフト 80 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 41 に示すように、クラッチ 6 は、外側シャフト 80 内に（すなわち、外側シャフト 80 と内側シャフト 81 の間に）配置することができて、内側シャフト 81 と係合し分離するように構成することができる。図 41 は、推力支持構造物 7 が内側シャフト 81 に連結され、ロータブレード 3 が外側シャフト 80 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

40

50

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。

【 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、ロータブレード 3 にリンクされてロータ制御を提供する回転斜板 4 0 に接続している。中間シャフト 1 0 2 は、同心のベアリング 7 9 によって外側シャフト 8 0 から分離されている。ロータハブ 1 1 およびロータブレード 3 は、中間シャフト 1 0 2 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 8 1 は同心のシャフトベアリング 7 9 によって中間シャフト 1 0 2 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 9 9 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 1 0 2 に接続しているだけであり、内側シャフト 8 1 および中間シャフト 1 0 2 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 3 3 およびバッテリー 7 4 は、下部回転ユニオン 1 6 および内側シャフト 8 1 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 5 8 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。

【 0 0 6 4 】

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もよい。その点で、図 5 9 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 8 0 に接続されているロータブレード 3 および回転斜板 4 0 は、胴体構造部材 5 6 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 3 3、バッテリー 7 4 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 8 1 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 1 0 5 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 8 1 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 8 1 は、支持ベアリング 2、同心のシャフトベアリング 7 9 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 6 0 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 4 3 および推力ベアリングアセンブ

10

20

30

40

50

り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。

【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４３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。

10

【００６６】

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１０７を介してベアリング支持構造４３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。

20

【００６７】

図６０の実施形態は、回転マグネット１７およびステータ１８をさらに含む。回転マグネット１７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１８は一对の（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１７の上下に配置されて、支持構造物４３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１８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。

【００６８】

30

本実施形態において、ロータブレード３はロータハブ１１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１０８および上部シャフトフランジカラー１０９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１０８および上部シャフトフランジカラー１０９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。

【００６９】

クラッチ６は、ロータシャフト１を推力支持構造物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１０８と上部シャフトフランジカラー１０９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１１０および下部フレームレールフランジ１１６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

【００７０】

図６０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１００、下部フレームレールフランジ１１６、フレームレール１１２、横材１１１、エンジンマウント１１３、エンジン５、配管フランジ１１５および配管１０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、１８０度離れている。上部フレームレ

50

ールフランジ 1 1 0 および下部フレームールフランジ 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。上部フレームールフランジ 1 1 0 および下部フレームールフランジ 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。

【0 0 7 1】

一般に、フレームール 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ール 1 1 3 に固定される。実施形態において、フレームール 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ル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）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ール 1 1 2 の間に載置することができる。フレームール 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。

【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。

【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。

【0 0 7 4】

配管 1 0 はその中に 1 つ以上のチャネル 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 10 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 10 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 11 / 共有構造ハブ 98 の上か下か側部に中心を外れていてもよく、そして配管 10 は、そこにチャンネル 10' 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。

【0075】

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 10 に連結することができる。例えば、そして、図 61 ~ 64 に示すように、エンジン 5 は、示すように、カップラ 120 を介して配管 10 に連結することができる。一般に、カップラ 120 は、配管 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。

【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' を有するエアフォイルの形であるが、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。

【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。

【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て、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て、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

10

20

30

40

50

す図 6 5 A および 6 5 B 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 6 5 A および 6 5 B 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 1 1 7 は、エンジン 5 の下流に、そして、ダイバータマニホールド 1 1 8 の中に配置することができる。概して、推力ダイバータ 1 1 7 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 1 1 7 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出し、および / または、ダイバータ 1 1 7 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。

10

【 0 0 8 3 】

このような実施形態では、胴体の中の空気流配管 2 9 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 1 4 に送られて、それからプレナム 1 4 によってロータブレード 3 中の配管に分配される。実施形態において、プレナム 1 4 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 1 4 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 6 5 (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 1 1 7 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 6 5 (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 1 1 7 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。

20

30

【 0 0 8 4 】

図 6 6 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 6 5 A および 6 5 B の航空機と同様で、図 6 6 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 6 6 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 8 0 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。

40

【 0 0 8 5 】

係合状態において、クラッチ 6 は外側シャフト 8 0 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 8 0 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 8 0 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 1 9 および 2 0 に関連して上で図と共に説明されているクラッ

50

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。

【 0 0 8 6 】

理解を容易にするために、図 6 6 の航空機の動作をここで説明するが、クラッチ 6 は、図 1 9 および 2 0 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ネルに通じている。

10

【 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。

20

【 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。

30

【 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。

40

【 0 0 9 0 】

50

クラッチ 6（または、より詳しくは外側ケース 58）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 58 は外側シャフト 80 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 52 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 114（繰り返すが、外側シャフト 80 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 80 をクラッチ外側ケース 58 から切り離して、外側シャフト 80 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 80 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。

【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。

【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。

【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。

【 0 0 9 7 】

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。

【 0 0 9 8 】

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。

【 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。

10

【 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。

20

【 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。

30

【 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。

40

【 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を与える。

【 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

50

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。

【 0 1 1 2 】

実施例 21：本実施例は、実施例 1 から 20 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。

10

【 0 1 1 3 】

実施例 22：本実施例は、実施例 21 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 90 度以下である。

【 0 1 1 4 】

実施例 23：本実施例は、実施例 21 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。

20

【 0 1 1 5 】

実施例 24：本実施例は、実施例 23 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 90 度以下である。

【 0 1 1 6 】

実施例 25：本実施例は、実施例 21 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。

30

【 0 1 1 7 】

実施例 26：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 27：本実施例は、実施例 26 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。

【 0 1 1 9 】

40

実施例 28：本実施例は、実施例 27 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 29：本実施例は、実施例 28 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。

【 0 1 2 1 】

実施例 30：本実施例は、実施例 27 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。

50

【 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。

【 0 1 2 4 】

実施例 3 3 : 本実施例は、実施例 3 2 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。

10

【 0 1 2 5 】

実施例 3 4 : 本実施例は、実施例 3 2 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。

【 0 1 2 6 】

実施例 3 5 : 本実施例は、実施例 1 から 3 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。

【 0 1 2 7 】

20

実施例 3 6 : 本実施例は、実施例 3 5 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。

【 0 1 2 8 】

実施例 3 7 : 本実施例は、実施例 3 5 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。

30

【 0 1 2 9 】

実施例 3 8 : 本実施例は、実施例 1 から 3 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、前記推力支持構造物がエアfoil形状を有する。

【 0 1 3 0 】

実施例 3 9 : 本実施例は、実施例 1 から 3 8 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。

40

【 0 1 3 1 】

実施例 4 0 : 本実施例は、実施例 3 9 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。

【 0 1 3 2 】

実施例 4 1 : 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

50

記推力支持構造物の前記第 1 開口部を通して導かれる。

【 0 1 3 3 】

実施例 4 2 : 本実施例は、実施例 4 1 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。

【 0 1 3 4 】

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。

10

【 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。

【 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。

30

【 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。

【 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。

40

【 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。

【 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

50

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 】

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。

【 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。

【 0 1 4 8 】

実施例 5 7 : 本実施例によれば、胴体と、ローターシャフトと、前記ローター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 】

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

10

20

30

40

50

成されている。

【0152】

実施例61：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、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。

【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。

【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。。

【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。

【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

10

20

30

40

50

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に係合し、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。

【0161】

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。

10

20

30

40

50

【図面】

【 図 1 】

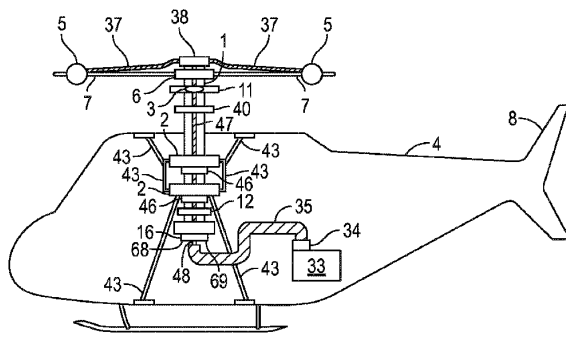


FIG. 1

【 図 2 】

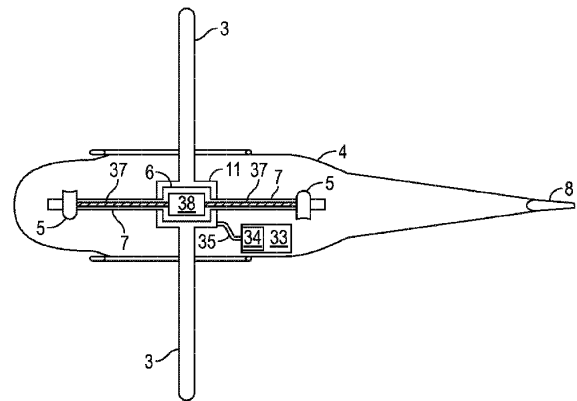


FIG. 2

【圖 3】

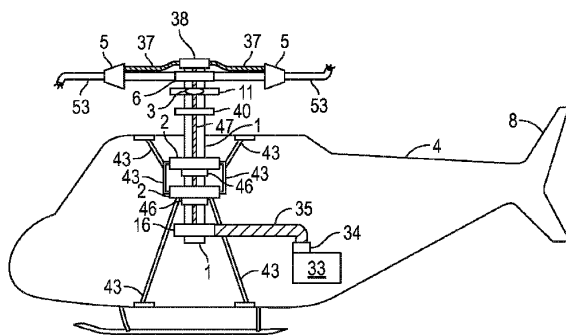


FIG. 3

【圖 4】

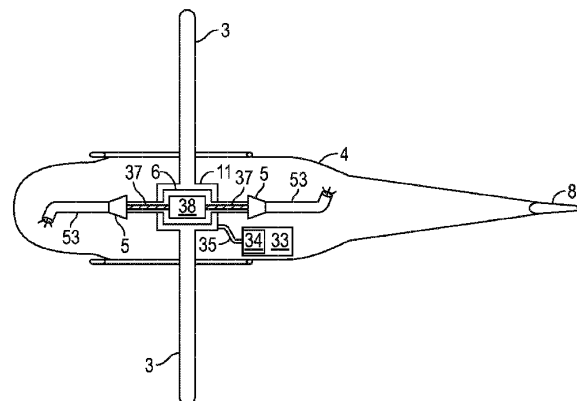


FIG. 4

【図 5】

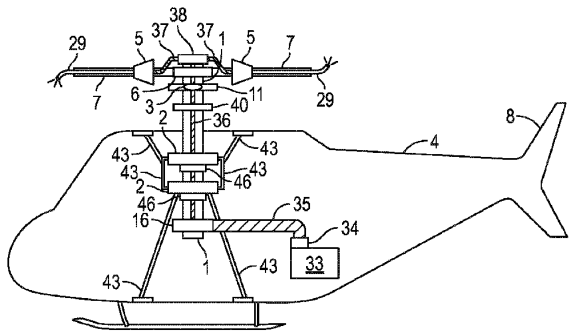


FIG. 5

【図 6】

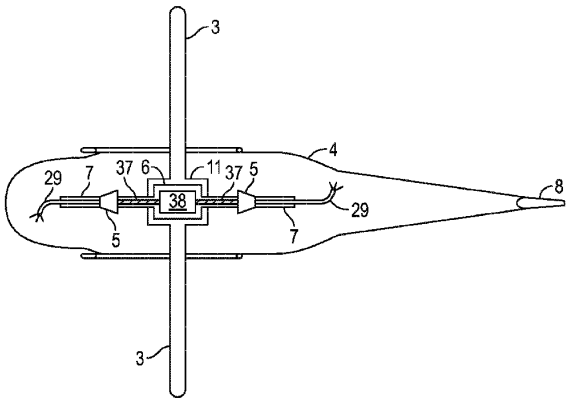


FIG. 6

【図 7】

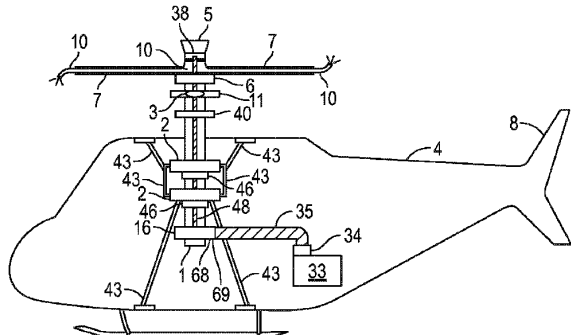


FIG. 7

【図 8】

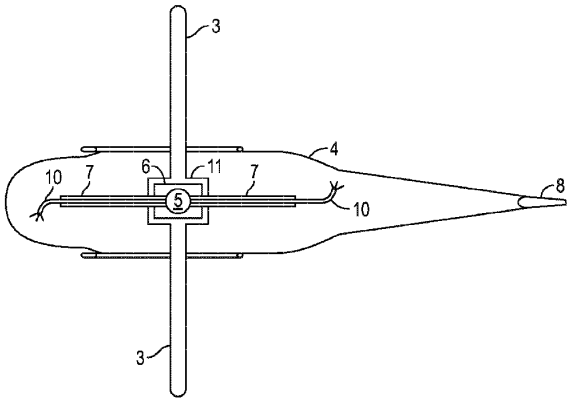


FIG. 8

10

20

30

40

50

【 図 1 3 】

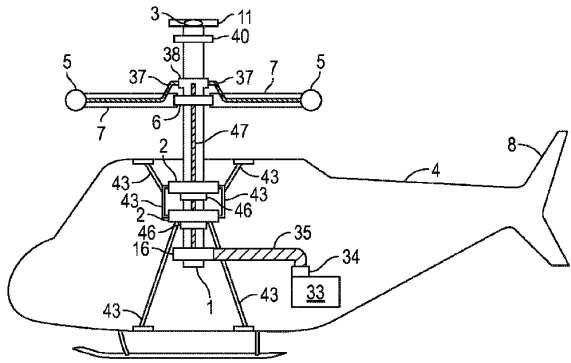


FIG. 13

【 図 1 4 】

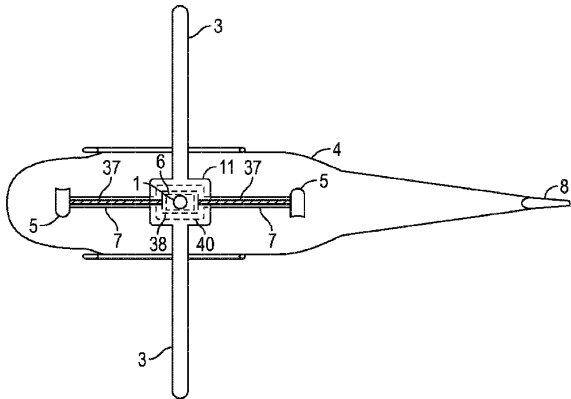


FIG. 14

【 図 1 5 】

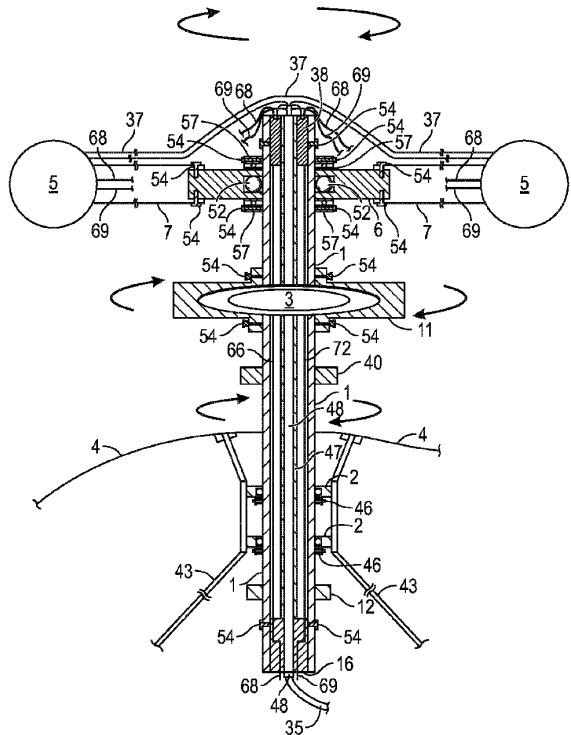


FIG. 15

【 図 1 6 】

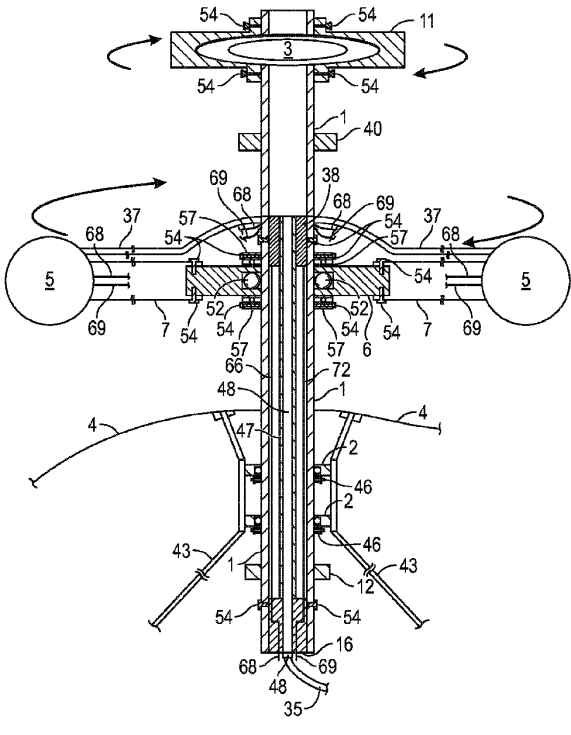


FIG. 16

10

20

30

40

50

【 図 1 7 】

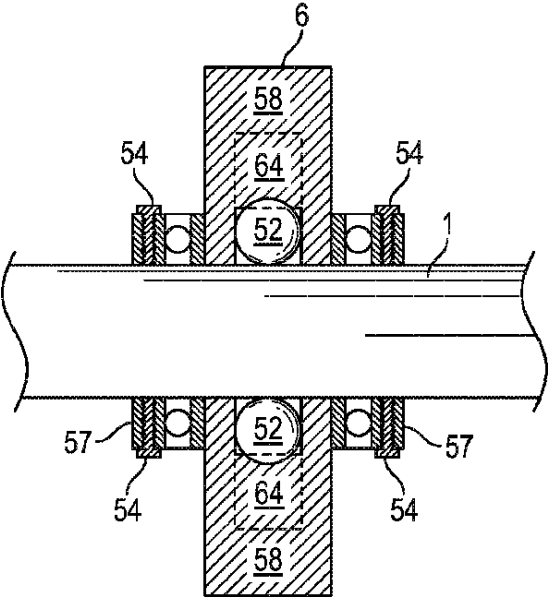


FIG. 17

【 図 1 8 】

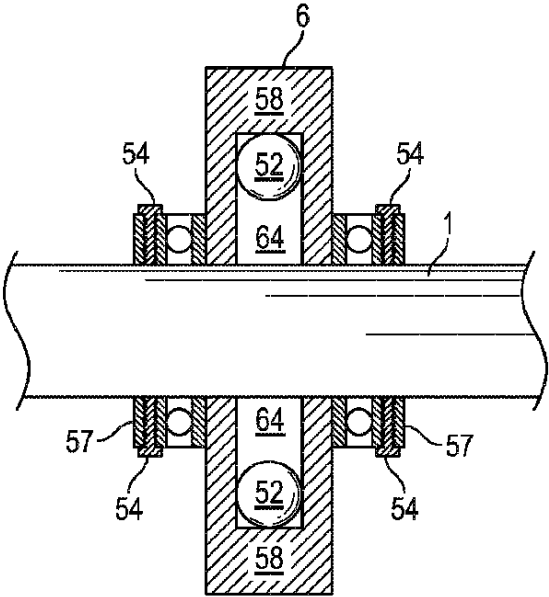


FIG. 18

【 図 1 9 】

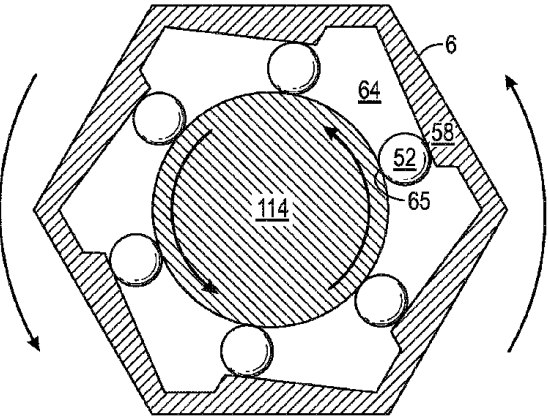


FIG. 19

【 図 2 0 】

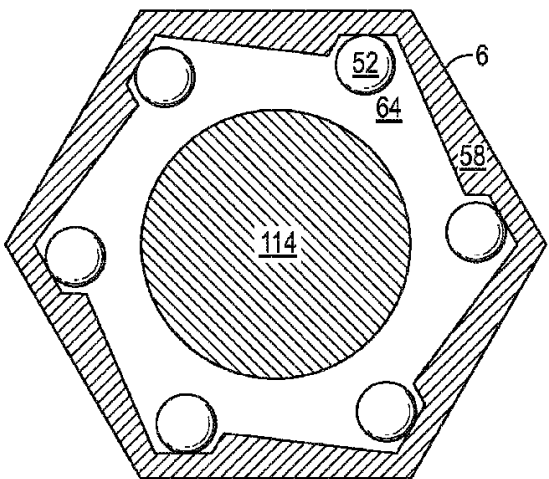


FIG. 20

10

20

30

40

50

【 図 2 1 】

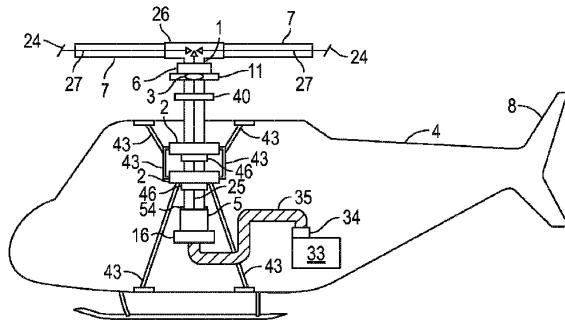


FIG. 21

【 図 2 2 】

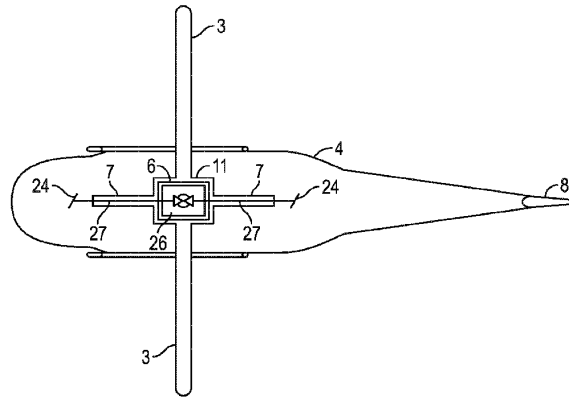


FIG. 22

【 図 2 3 】

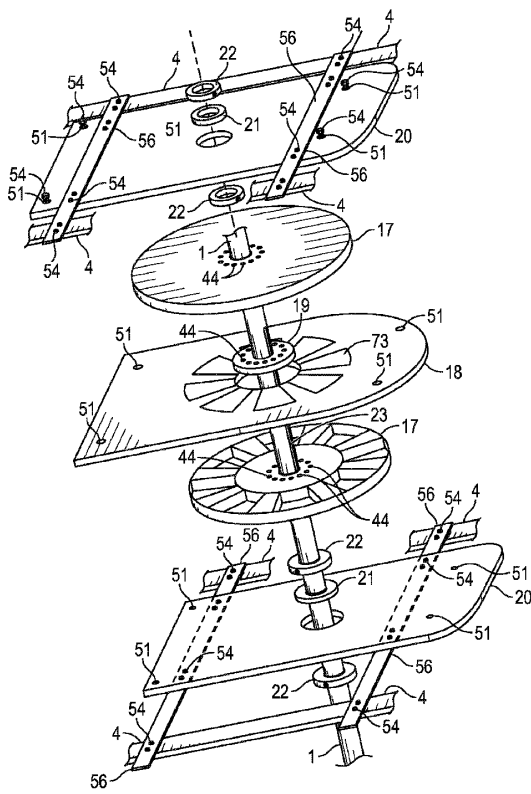


FIG. 23

【 図 2 4 】

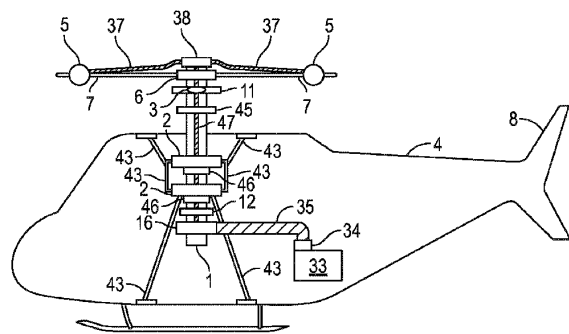


FIG. 24

【 図 2 5 】

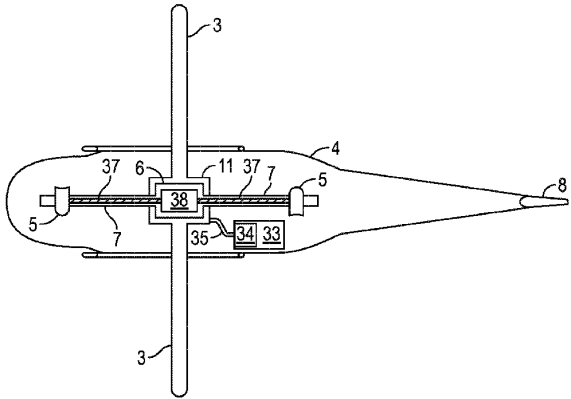


FIG. 25

【 図 2 6 】

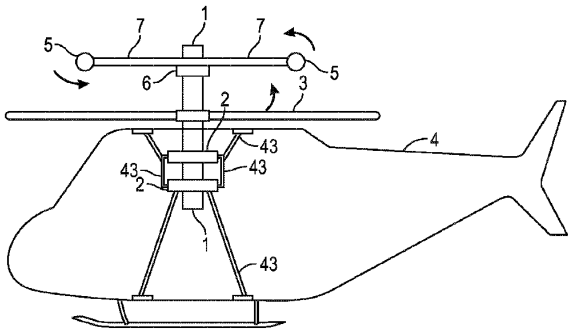


FIG. 26

【 図 2 7 】

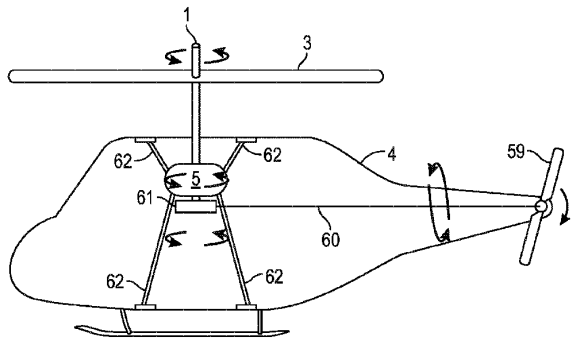


FIG. 27

【 図 2 8 】

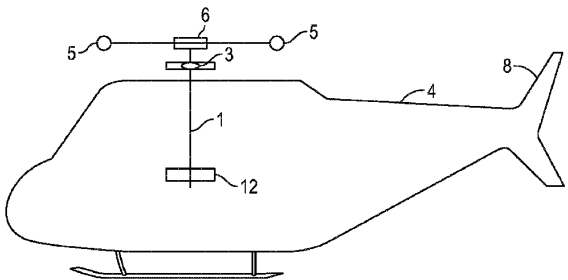


FIG. 28

10

20

30

40

50

【図 2 9】

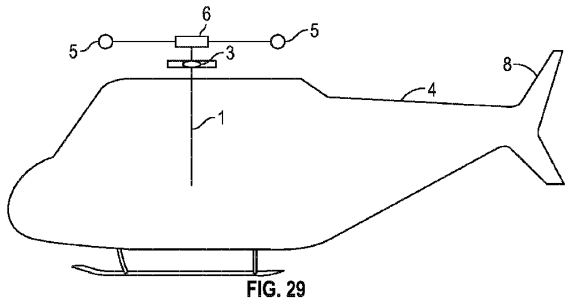


FIG. 29

【図 3 0】

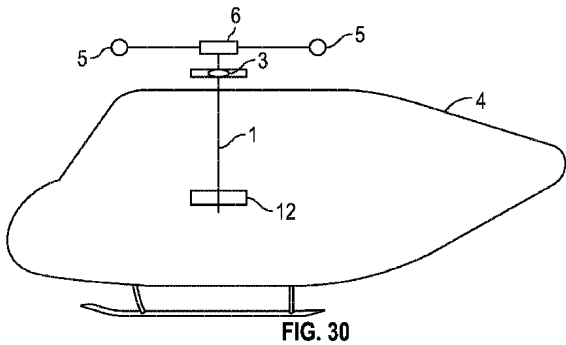
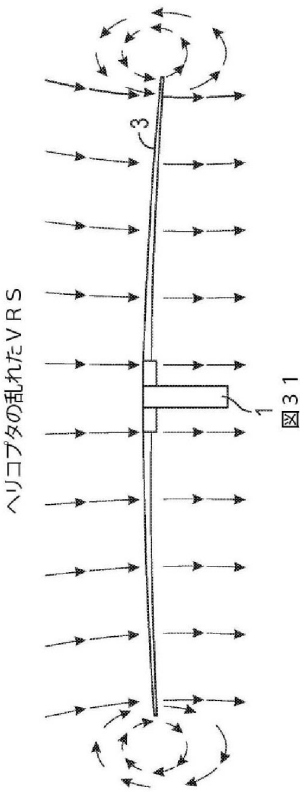


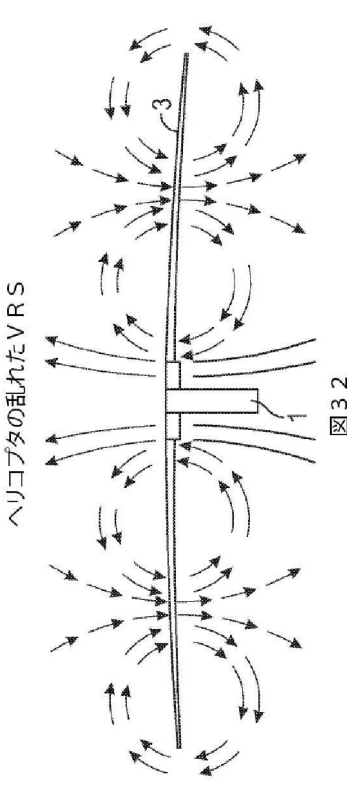
FIG. 30

10

【図 3 1】



【図 3 2】



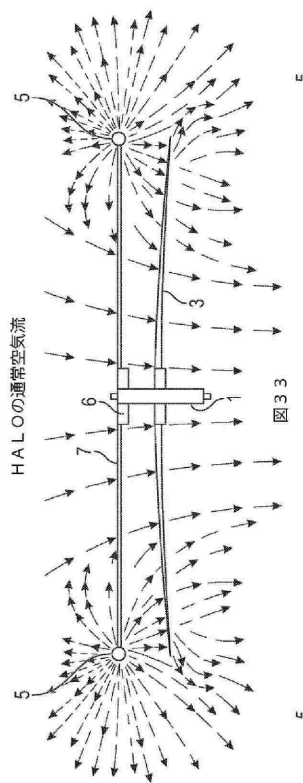
20

30

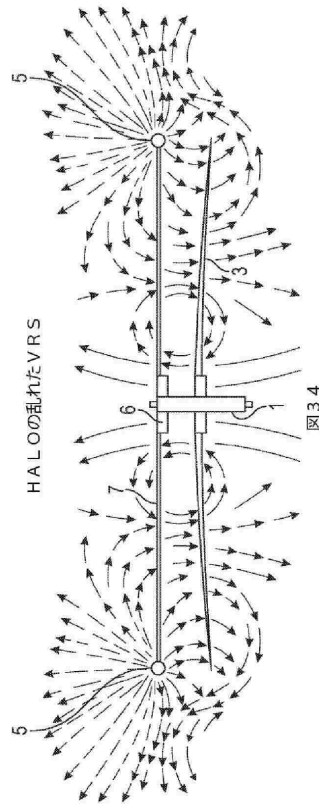
40

50

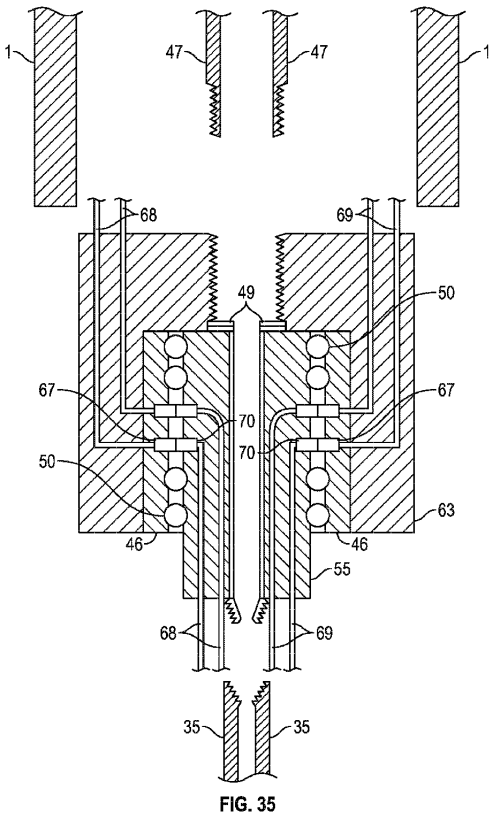
【図 3 3】



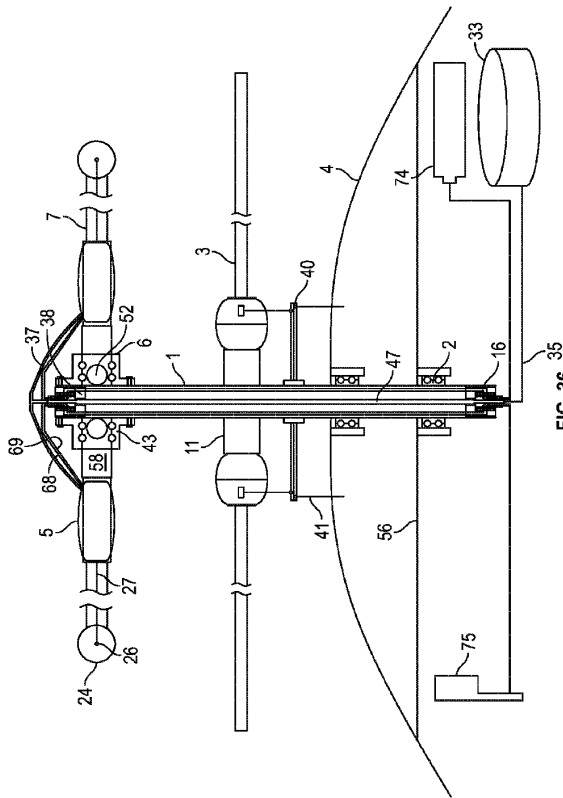
【図 3 4】



【図 3 5】



【図 3 6】



10

20

30

40

50

【図 3 7】

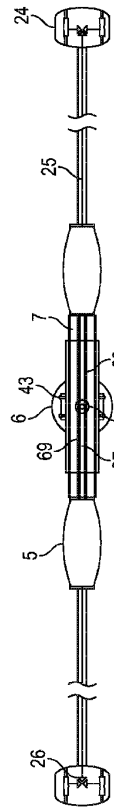


FIG. 37

【図 3 8】

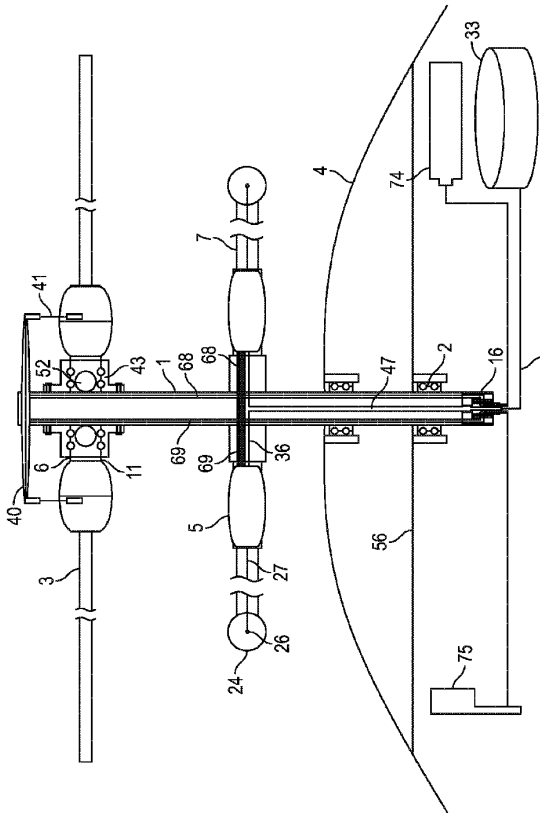


FIG. 38

【図 3 9】

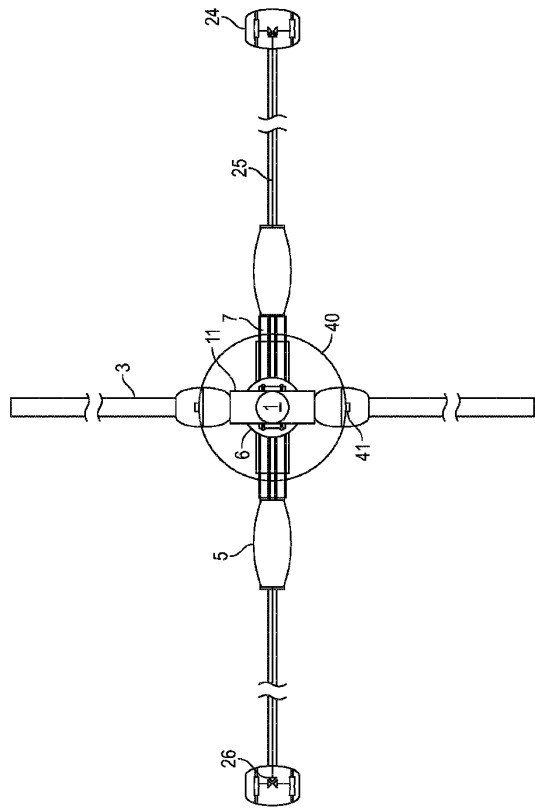


FIG. 39

【図 4 0】

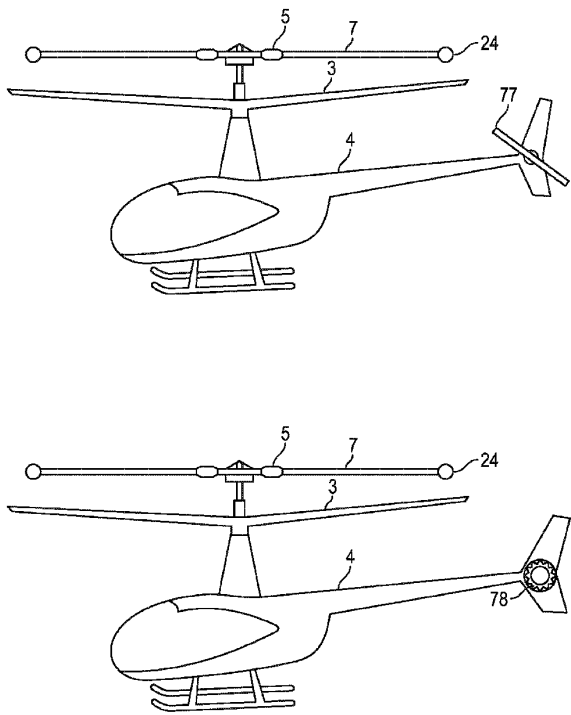


FIG. 40

10

20

30

40

50

【図 4 1】

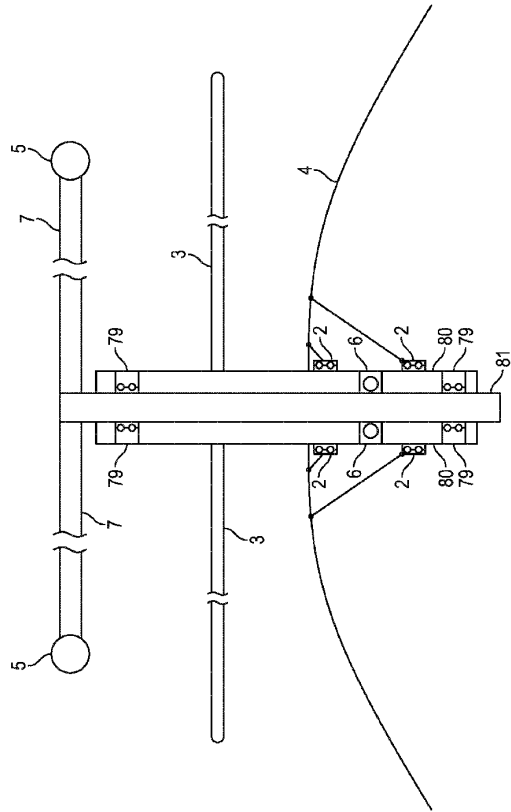


FIG. 41

【図 4 2】

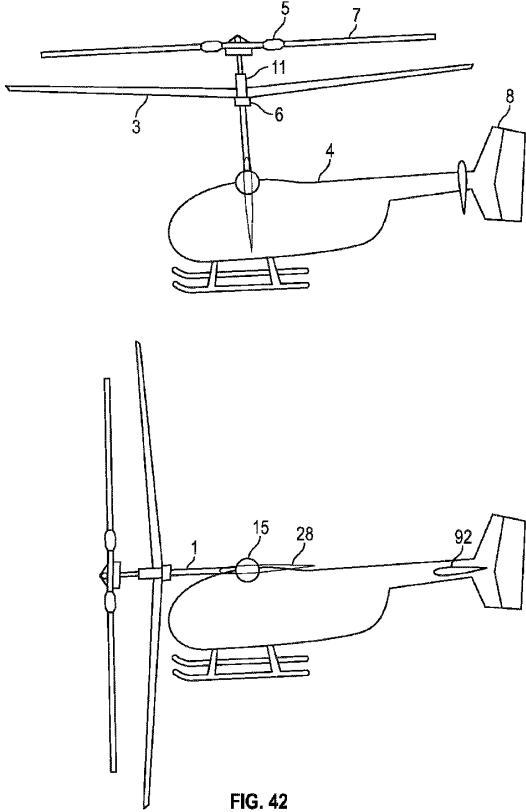


FIG. 42

【図 4 3】

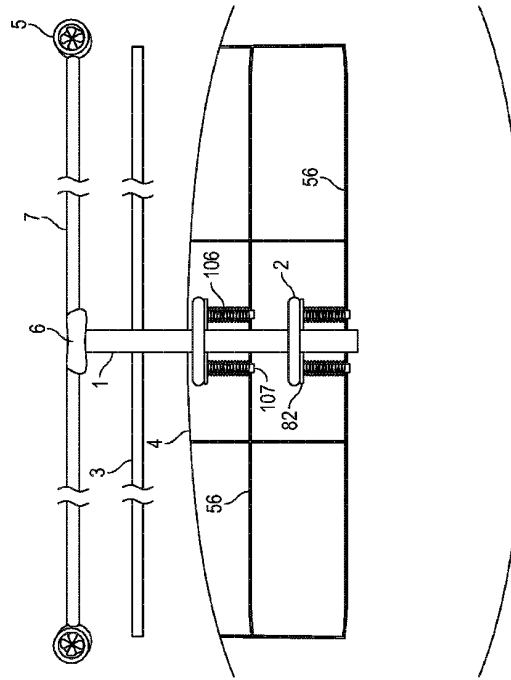


FIG. 43

【図 4 4】

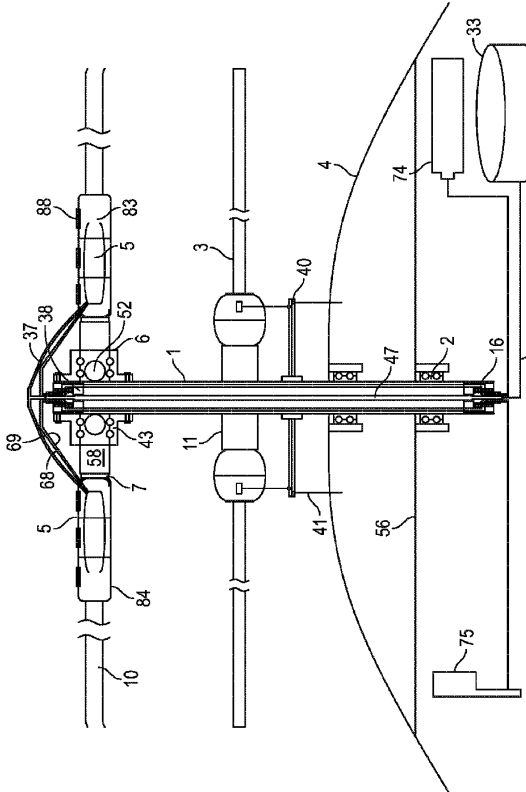


FIG. 44

10

20

30

40

50

【 図 4 5 】

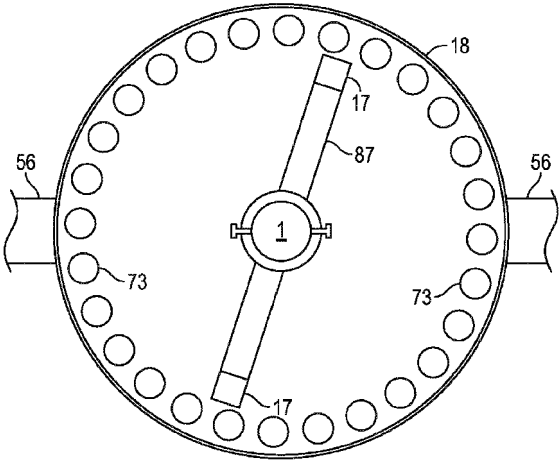


FIG. 45

【 図 4 6 】

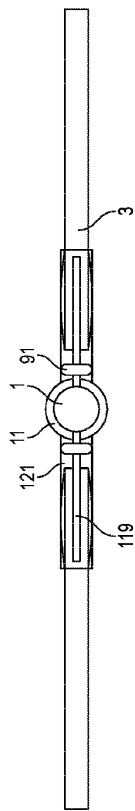


FIG. 46

【 図 4 7 】

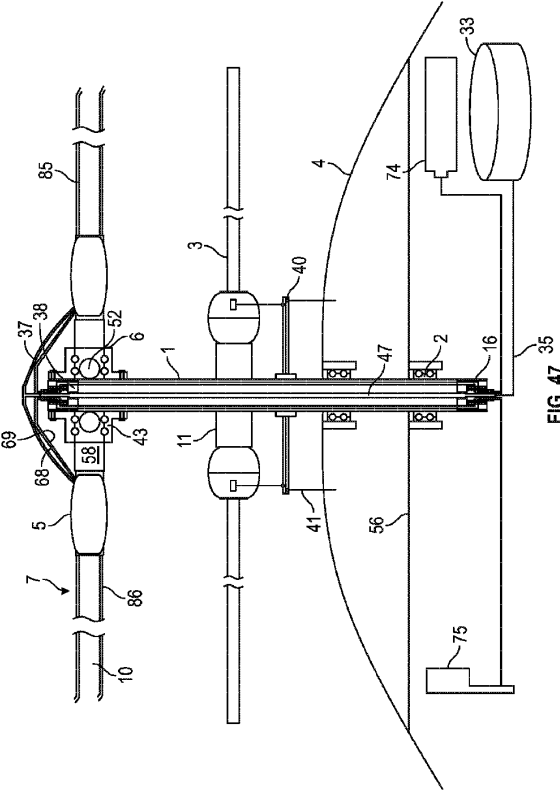


FIG. 47

【 図 4 8 】

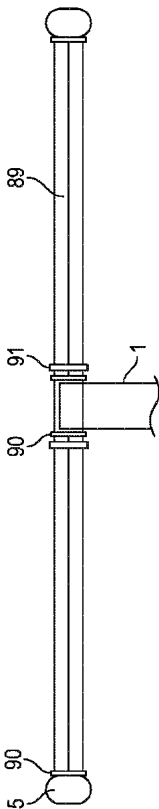
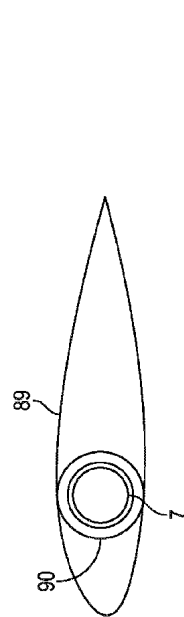


FIG. 48

10

20

30

40

50

【図 49】

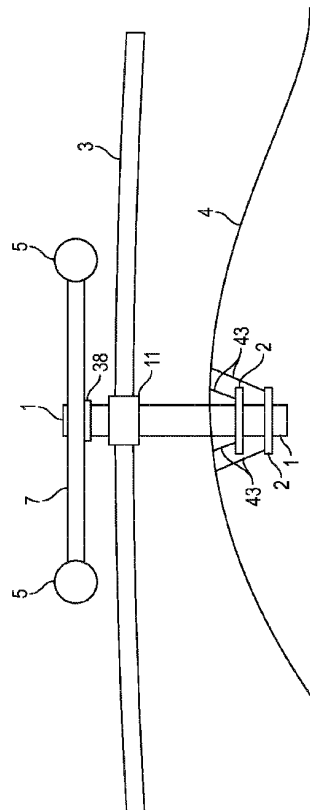


FIG. 49

【図 50】

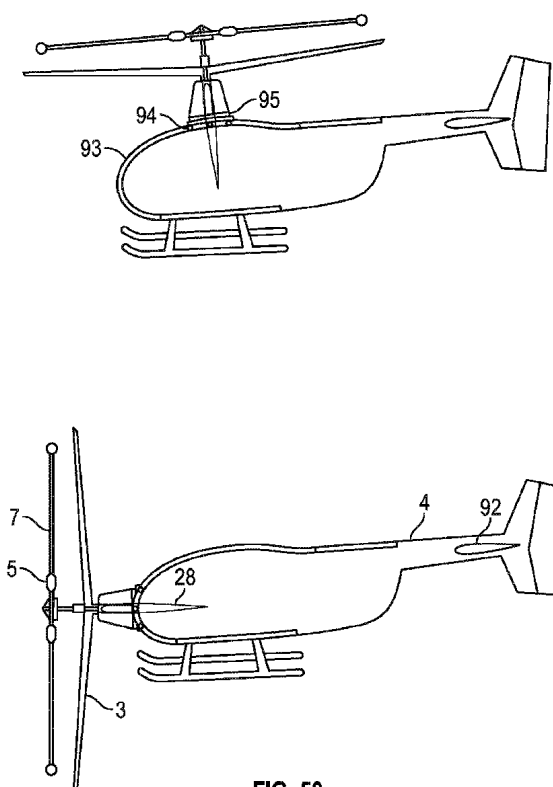


FIG. 50

【図 51】

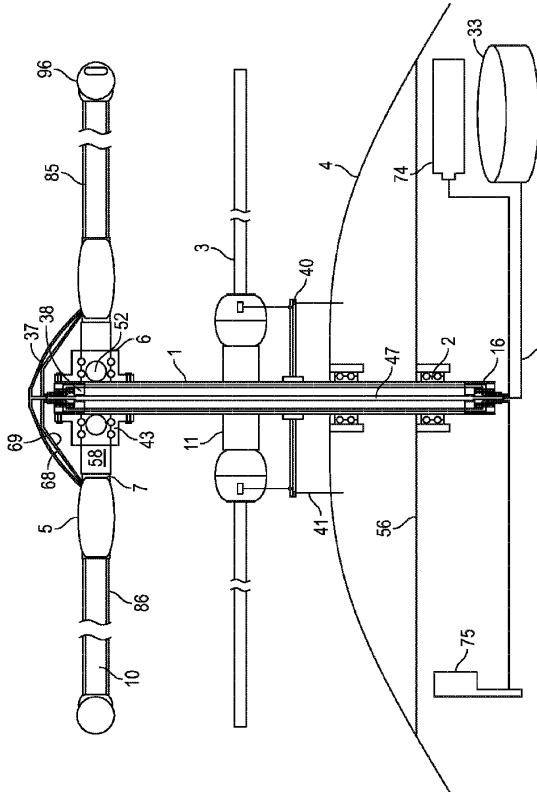


FIG. 51

【図 52】

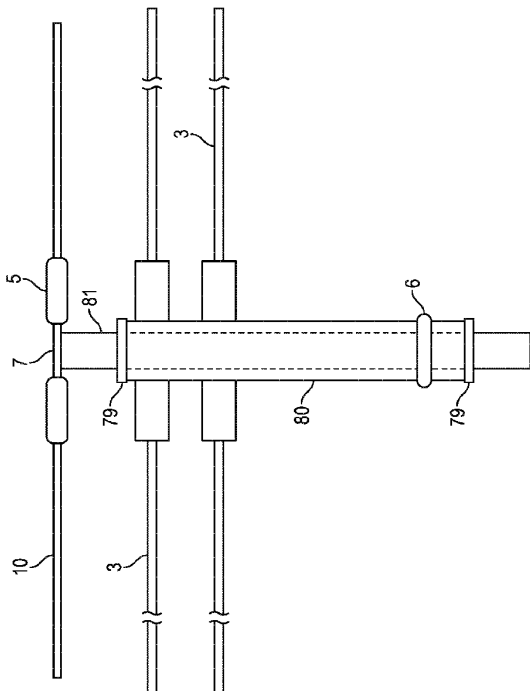


FIG. 52

10

20

30

40

50

【図 5 3】

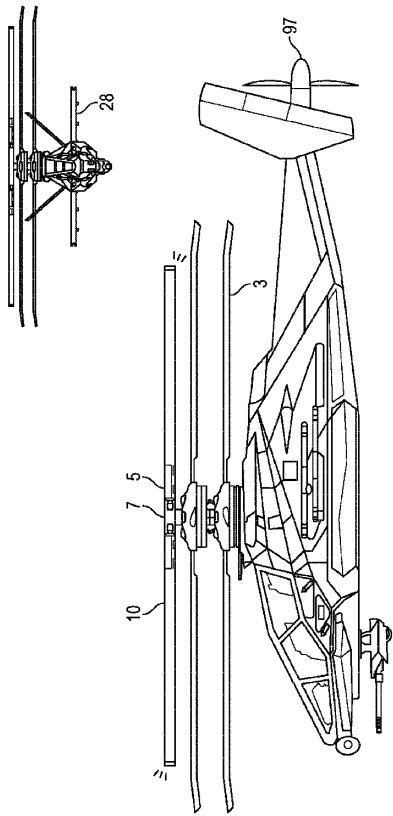


FIG. 53

【図 5 4】

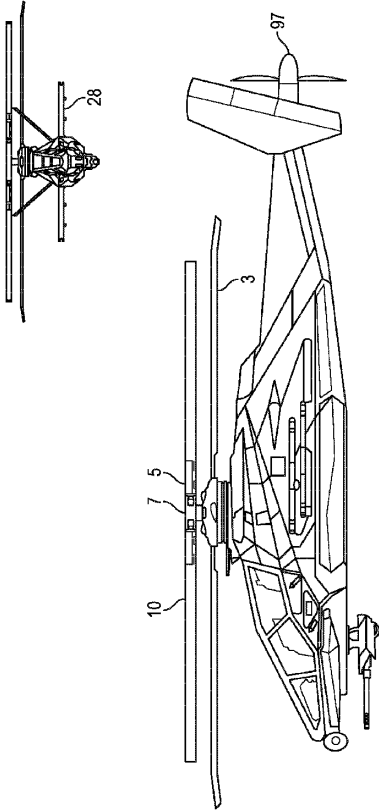


FIG. 54

【図 5 5】

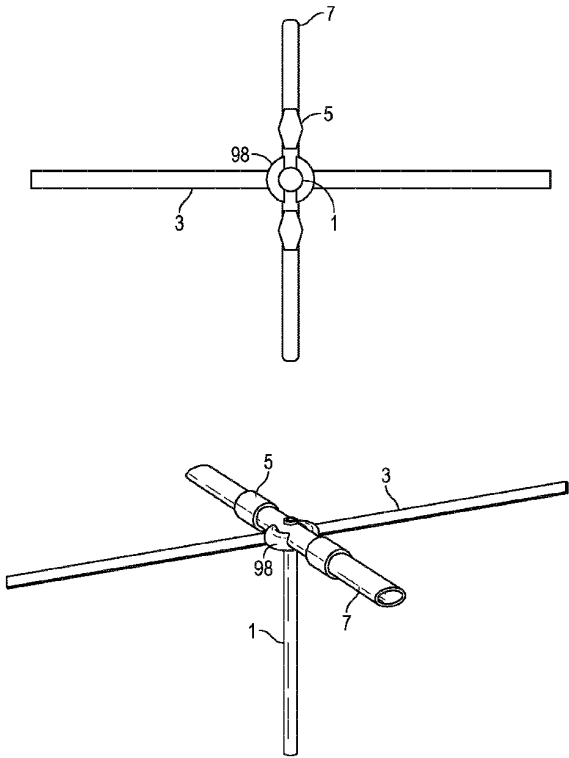


FIG. 55

【図 5 6】

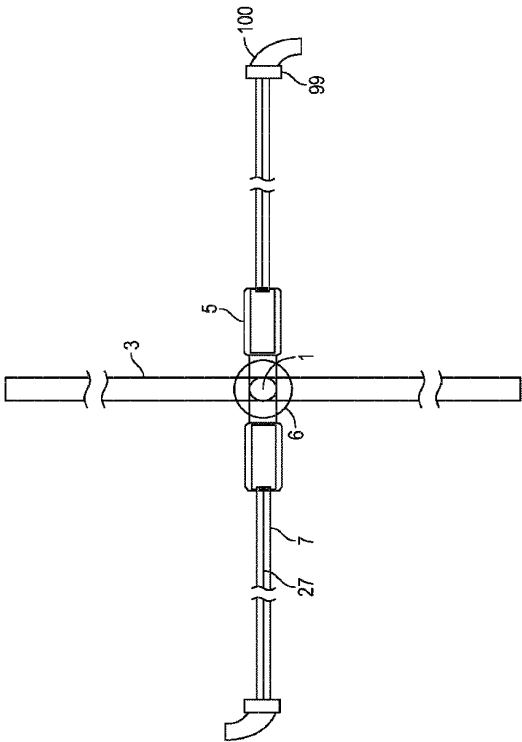


FIG. 56

10

20

30

40

50

【図 5 7】

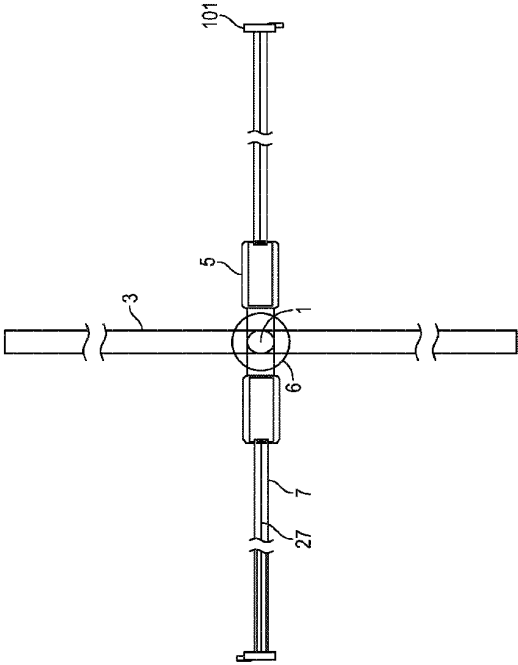


FIG. 57

【図 5 8】

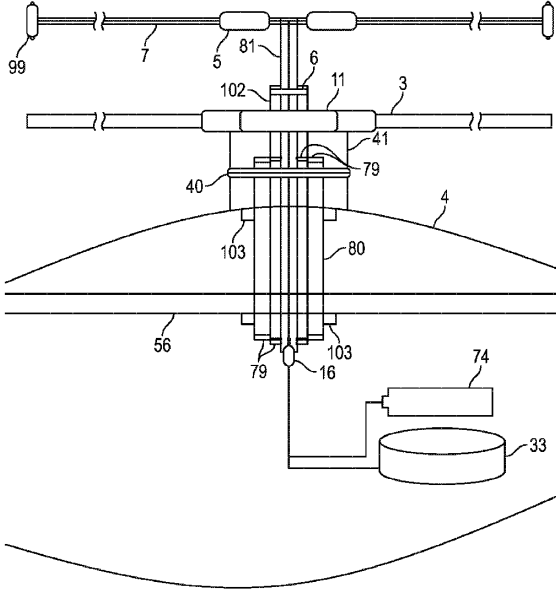


FIG. 58

【図 5 9】

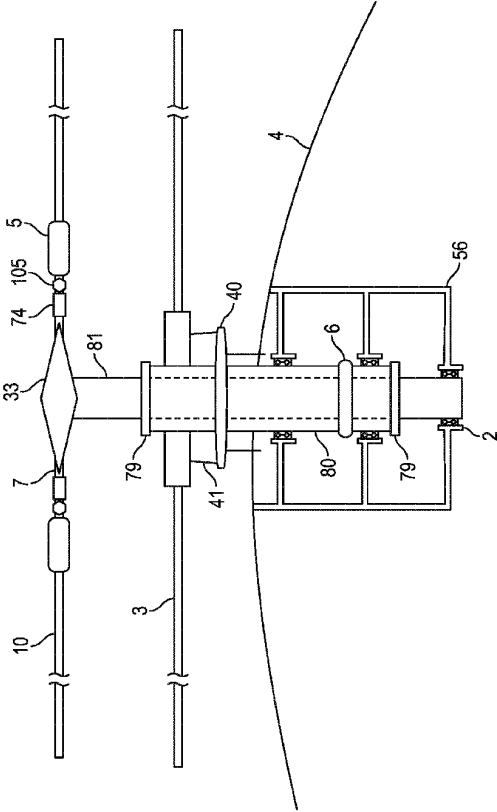


FIG. 59

【図 6 0】

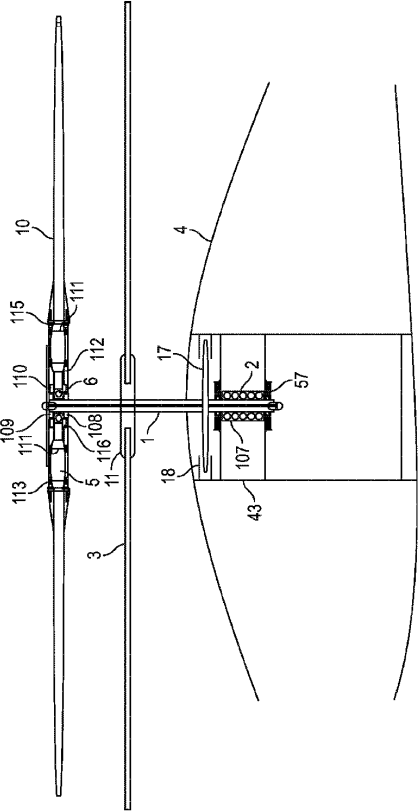


FIG. 60

10

20

30

40

50

【図 6 1】

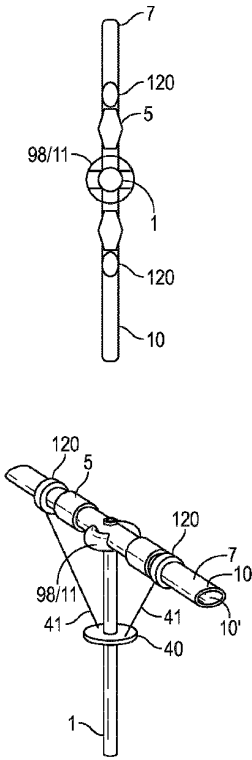


FIG. 61

【図 6 2】

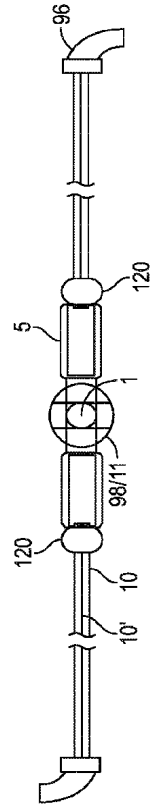


FIG. 62

【図 6 3】

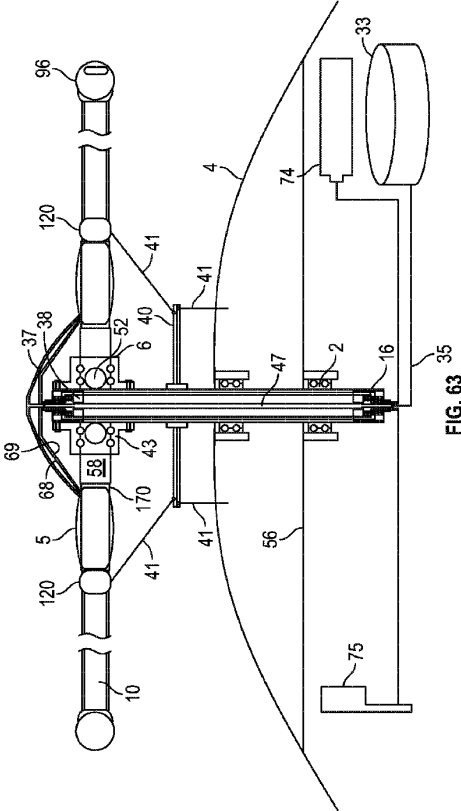


FIG. 63

【図 6 4】

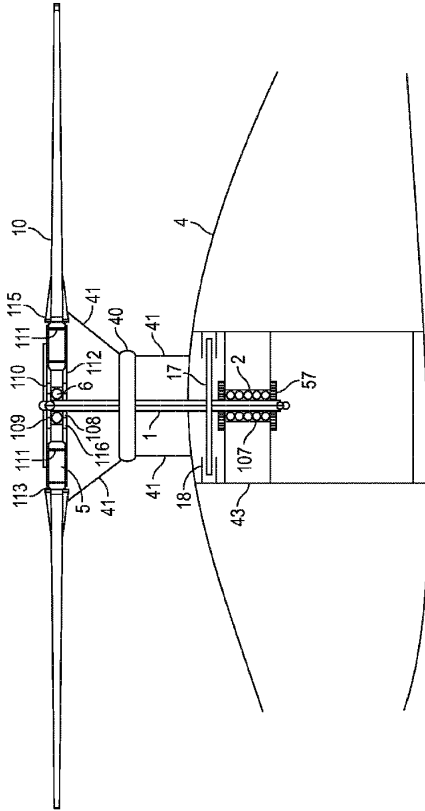


FIG. 64

10

20

30

40

50

【 図 6 5 A 】

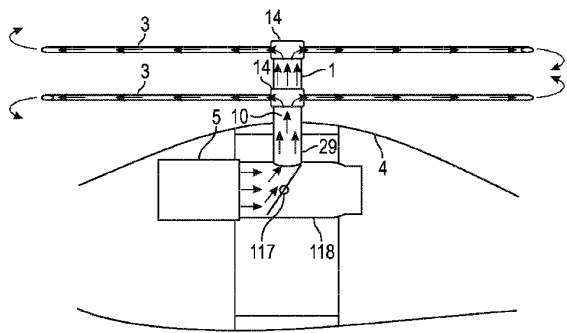


FIG. 65A

【 図 6 5 B 】

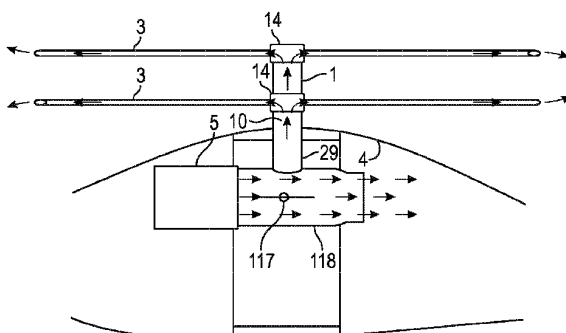


FIG. 65B

10

【 図 6 6 】

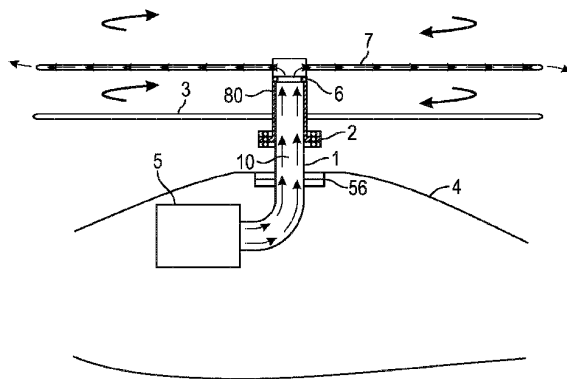


FIG. 66

20

30

40

50

フロントページの続き

(33)優先権主張国・地域又は機関

米国(US)

(31)優先権主張番号 62/764,840

(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)

(56)参考文献 米国特許第 0 2 6 8 9 6 1 5 (U S , A)

米国特許第 0 2 7 3 8 8 4 4 (U S , A)

特開平 0 9 - 1 5 0 7 9 7 (J P , A)

米国特許出願公開第 2 0 1 0 / 0 2 5 2 6 7 3 (U S , A 1)

特開 2 0 1 6 - 1 7 2 5 5 6 (J P , A)

米国特許第 0 6 6 5 5 9 1 5 (U S , B 2)

米国特許第 2 7 6 1 6 3 5 (U S , A)

(58)調査した分野 (Int.Cl. , D B 名)

B 6 4 C 2 7 / 1 8