

(19) 日本国特許庁(JP)

## (12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4681048号  
(P4681048)

(45) 発行日 平成23年5月11日(2011.5.11)

(24) 登録日 平成23年2月10日(2011.2.10)

(51) Int.Cl.

F 1

B64C 27/12	(2006.01)	B 64 C 27/12
B64C 27/10	(2006.01)	B 64 C 27/10
B64C 27/82	(2006.01)	B 64 C 27/82
B64C 27/06	(2006.01)	B 64 C 27/06

請求項の数 22 (全 11 頁)

(21) 出願番号	特願2008-514654 (P2008-514654)
(86) (22) 出願日	平成18年4月28日 (2006.4.28)
(65) 公表番号	特表2008-545578 (P2008-545578A)
(43) 公表日	平成20年12月18日 (2008.12.18)
(86) 国際出願番号	PCT/US2006/016613
(87) 国際公開番号	W02007/086906
(87) 国際公開日	平成19年8月2日 (2007.8.2)
審査請求日	平成20年1月24日 (2008.1.24)
(31) 優先権主張番号	11/141,631
(32) 優先日	平成17年5月31日 (2005.5.31)
(33) 優先権主張国	米国(US)

(73) 特許権者	597102912 シコルスキー エアクラフト コーポレイ ション SIKORSKY AIRCRAFT C ORPORATION アメリカ合衆国、コネチカット、ストラッ トフォード、メイン ストリート 690 O
(74) 代理人	100096459 弁理士 橋本 剛
(74) 代理人	100092613 弁理士 富岡 澪

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】回転翼航空機用の可変変速機

## (57) 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

主ギアボックスと、

前記主ギアボックスと噛合する可変速ギアボックスと、  
を備え、

前記可変速ギアボックスが、クラッチを有するギア経路と、該ギア経路に対して並列に配設されたフリーホイールユニットを有する減速ギア経路と、を備え、

前記主ギアボックスが、前記クラッチの係合に応じて第1の速度で駆動され、前記クラッチの離脱に応じて前記第1の速度よりも低い第2の速度で駆動されることを特徴とする回転翼航空機用の変速ギアボックス。

## 【請求項 2】

前記主ギアボックスが、前記フリーホイールユニットのフリーホイール出力端が前記フリーホイールユニットのフリーホイール入力端をオーバランするように、前記クラッチの係合に応じて第1の速度で駆動されることを特徴とする請求項1に記載の変速ギアボックス。

## 【請求項 3】

前記主ギアボックスが、前記クラッチの離脱に応じて、前記クラッチのクラッチ出力端が前記クラッチのクラッチ入力端よりも低い速度で回転するよう第2の速度で駆動され、フリーホイール出力端がフリーホイール入力端によって駆動されることを特徴とする請求項1に記載の変速ギアボックス。

**【請求項 4】**

前記主ギアボックスが前記第1の速度または前記第2の速度で駆動される間、前記クラッチの下流の前記ギア経路の出力端および前記フリーホイールユニットの下流の前記減速ギア経路の出力端が駆動されることを特徴とする請求項1に記載の変速ギアボックス。

**【請求項 5】**

前記主ギアボックスによって駆動されるロータシステムをさらに備えることを特徴とする請求項1に記載の変速ギアボックス。

**【請求項 6】**

前記ロータシステムは、同軸反転ロータシステムを含むことを特徴とする請求項5に記載の変速ギアボックス。

10

**【請求項 7】**

前記ロータシステムは、単一式主ロータシステムを含むことを特徴とする請求項5に記載の変速ギアボックス。

**【請求項 8】**

前記可変速ギアボックスによって駆動されるテール駆動システムをさらに備えることを特徴とする請求項1に記載の変速ギアボックス。

**【請求項 9】**

前記テール駆動システムは、前記クラッチの上流の前記ギア経路の入力側および前記フリーホイールユニットの上流の前記減速ギア経路の入力側から駆動されることを特徴とする請求項8に記載の変速ギアボックス。

20

**【請求項 10】**

前記テール駆動システムは、アンチトルク・テールロータであることを特徴とする請求項9に記載の変速ギアボックス。

**【請求項 11】**

前記テール駆動システムは、並進推力システムであることを特徴とする請求項9に記載の変速ギアボックス。

**【請求項 12】**

前記テール駆動システムは、前記クラッチの下流の前記ギア経路の出力側および前記フリーホイールユニットの下流の前記減速ギア経路の出力側から駆動されることを特徴とする請求項8に記載の変速ギアボックス。

30

**【請求項 13】**

前記テール駆動システムは、アンチトルク・テールロータであることを特徴とする請求項12に記載の変速ギアボックス。

**【請求項 14】**

前記テール駆動システムは、並進推力システムであることを特徴とする請求項12に記載の変速ギアボックス。

**【請求項 15】**

主ギアボックスと、

前記主ギアボックスと噛合する可変速ギアボックスであって、クラッチを有するギア経路およびフリーホイールユニットを有する減速ギア経路を備える可変速ギアボックスと、

40

前記可変速ギアボックスによって駆動されるテール駆動システムと、

を備え、

前記主ギアボックスが、前記クラッチの係合に応じて、前記フリーホイールユニットのフリーホイール出力端が前記フリーホイールユニットのフリーホイール入力端をオーバーランするように第1の速度で駆動され、前記主ギアボックスが、前記クラッチの離脱に応じて、前記クラッチのクラッチ出力端が前記クラッチのクラッチ入力端よりも低い速度で回転するように前記第1の速度よりも低い第2の速度で駆動され、前記フリーホイール出力端が前記フリーホイール入力端によって駆動されることを特徴とする回転翼航空機。

**【請求項 16】**

前記テール駆動システムは、前記クラッチの上流の前記ギア経路の前記入力側および前

50

記フリーホイールユニットの上流の前記減速ギア経路の前記入力側から駆動されることを特徴とする請求項15に記載の変速ギアボックス。

**【請求項17】**

前記テール駆動システムは、前記クラッチの下流の前記ギア経路の前記出力側および前記フリーホイールユニットの下流の前記減速ギア経路の出力側から駆動されることを特徴とする請求項15に記載の変速ギアボックス。

**【請求項18】**

回転翼航空機の主ロータシステムの速度を制御する方法であつて、

(1) フリーホイールユニットに対して並列駆動されるクラッチを係合するステップと

10

(2) 前記主ロータシステムの主ギアボックスを第1の速度で駆動するために、前記ステップ(1)に応じてフリーホイールユニットのフリーホイール出力端をフリーホイール入力端を超えてオーバランさせるステップと、

(3) 前記クラッチを離脱させるステップと、

(4) 前記主ロータシステムの前記主ギアボックスを前記フリーホイールユニットによって第2の速度で駆動するために、前記ステップ(3)に応じてクラッチ入力端をクラッチ出力端とは別に回転させるステップと、

を含み、

前記クラッチおよび前記フリーホイールユニットは単一のエンジンによって駆動されることを特徴とする速度制御方法。

20

**【請求項19】**

前記ステップ(4)が、(a)前記ロータシステムの前記主ギアボックスを前記第2の速度で駆動させるために、前記フリーホイール出力端と等しい速度で、ギア経路の出力端および減速ギア経路の出力端を駆動することをさらに含むことを特徴とする請求項18に記載の速度制御方法。

**【請求項20】**

前記ステップ(4)が、(b)前記ギア経路の前記出力端、前記減速ギア経路の出力端および前記フリーホイール出力端と等しい速度で前記クラッチ出力端を駆動することをさらに含むことを特徴とする請求項18に記載の速度制御方法。

**【請求項21】**

30

前記ステップ(4)が、(b)エンジンに等しい速度でクラッチ入力端を駆動することをさらに含むことを特徴とする請求項18に記載の速度制御方法。

**【請求項22】**

前記ステップ(4)が、(a)前記フリーホイール出力端を前記フリーホイール入力端によって駆動することをさらに含むことを特徴とする請求項18に記載の速度制御方法。

**【発明の詳細な説明】**

**【技術分野】**

**【0001】**

本発明は、回転翼航空機に関し、さらに詳細には、高速飛行航程および低速飛行航程を容易にする可変速度をもたらす回転翼変速ギアボックスシステムに関する。

40

**【背景技術】**

**【0002】**

従来の回転翼航空機の前進対気速度は、多くの因子によって制限される。とりわけ、前進対気速度が大きくなると、後退ブレードが失速する傾向にある。具体的には、前進対気速度が大きくなると、後退ブレードを横切る気流速度が遅くなるので、後退ブレードが失速状態に達することがある。対照的に、前進ブレードを横切る気流速度は、前進速度の増大に伴って大きくなる。従って、前進対気速度が大きくなるにつれて、揚力の不均衡が生じる。

**【0003】**

もし、この揚力の不均衡が、ロータ円板の前進領域および後退領域にわたって均等でな

50

い場合、不安定な状態が生じることがある。通常、揚力を概ね均等にするために、ブレードのフラッピングおよびフェザリングが用いられる。

#### 【0004】

しかし、前進対気速度が、所定のロータ回転速度に対して所定の点を越えて大きくなると、フラッピング作用およびフェザリング作用は、もはや、揚力をロータ円板の全体にわたって実質的に均等に維持するのに不十分である。この場合、後退ブレードを横切る逆気流は負の揚力を生じ、前進速度によるが、対気速度が大きくなるにつれて、失速状態、すなわち気流がブレードを横切って外側方向に移動する負の揚力状態を生じる。従来のロータは、後退ブレードの大部分を横切る逆気流を生じさせる対気速度よりも低い対気速度で、かつ前進ブレードの先端において生じる可能性のある圧縮性と関連するマッハ数の問題を軽減するのに十分な低い回転数で運転されねばならない。これによって、事実上、従来のヘリコプタの前進対気速度は、約180ノットに制限される。10

#### 【0005】

同軸反転剛性ロータシステムを有する回転翼航空機は、上側ロータシステムおよび下側ロータシステムのそれぞれの主ロータブレード内の前進側の間で揚力が釣り合うことに一部起因して、従来の單一ロータ式ヘリコプタと比較して高速運転が可能である。加えて、対気速度が大きくなると、ロータ円板の後退側は、従来の後退ブレード失速を生じることがない。これは、上側反転ロータシステムおよび下側反転ロータシステムの前進領域によつて生じた均等で互いに逆のモーメントによって、正味の影響がバランスを保つので、横揺れの平衡が得られ、後退側円板領域の負荷が軽減されるからである。対気速度をさらに増大させるために、複合回転翼航空機は、補足的な並進推力を用いてもよい。20

#### 【0006】

高速飛行では、主ロータシステムは、ターボジェットから遮断され、ロータ回転数は、コレクティブピッチを調整することによって制御されるとよい。任意のヘリコプタにおいて、コレクティブピッチを大きくすると回転速度が遅くなり、コレクティブピッチを少なくすると回転速度が速くなる。しかし、回転翼航空機の場合、高速飛行航程において、航空機の対気速度が大きくなるにつれて、ロータ円板の前進側のロータブレード先端が超音速領域に入るのを防ぐために、ロータ回転数を減少させる必要がある。従つて、前進対気速度が大きくなると、ロータ回転数が望ましくないレベルにまで増大するのを防ぐために、コレクティブピッチを大きくしなければならない。しかし、前進対気速度が所定のロータ回転速度に対して所定の点を越えて大きくなると、コレクティブピッチの調整は最終的に不十分になる。30

#### 【0007】

高速回転翼航空機の空気力学によれば、高速巡航において、ロータ回転数を減少させることによって顕著な利点が得られる。ホバリング航程から高速航程への移行における回転数の減少は、一般的には、約30%である。しかし、このようなエンジンの減速は、補助システム、エンジン運転、および有効動力に関する問題を引き起こすことがあり、その一方、比較的低いロータ回転数で常に運転される回転翼航空機は、ロータ重量および変速機重量に関する不利および操縦性の制約を招くことがある。従つて、ロータシステムの速度を可変とする回転翼変速ギアボックスが必要とされる。40

#### 【発明の開示】

#### 【発明が解決しようとする課題】

#### 【0008】

従つて、ホバリング飛行航程および高速巡航中に、それぞれ、航空機性能を最大限に高める「高ロータ速度モード」および「低ロータ速度モード」をもたらす回転翼航空機用の可変速ギアボックスシステムを提供することが望ましい。

#### 【課題を解決するための手段】

#### 【0009】

本発明による回転翼航空機の変速ギアボックスシステムは、主ギアボックスおよびこの主ギアボックスと噛合する可変速ギアボックスを備える。可変速ギアボックスによれば、50

エンジンとの係合を離脱させることなく、またはエンジン回転数を変化させることなく、少なくとも2つの異なる主ロータシステム回転数をもたらすことができる。任意の回転翼航空機において、異なる飛行航程、例えば、ホバリング飛行航程および高速飛行航程を取ることが容易になる。一般的には、着陸航程、離陸航程、ホバリング航程および低速飛行航程中には、揚力の能力を高めるために、より高い主ロータ速度が必要とされ、高速巡航航程では、ロータ性能を改善し対気速度を高めるために、より低い主ロータ速度が望まれる。

#### 【0010】

可变速ギアボックスは、クラッチ、好ましくは、多板クラッチおよびフリーホイールをエンジンごとに備える。「高ロータ速度モード」では、主ロータシステムを高ロータ回転数で回転させるためにクラッチが係合されると、ギア経路が主ギアボックスを直接駆動比(1/1)で駆動させる。「低ロータ速度モード」における低ロータ回転数の高速巡航航程の場合、クラッチが離脱され、動力は、減速ギア経路、好ましくは、2つのギア減速段およびフリーホイールユニットを経由して、主ロータギアボックスに伝達される。10

#### 【0011】

可变速ギアボックスは、連続速度で作動するテール駆動システムを用いる場合、主ロータシャフトと共に变速するテール駆動システムを用いる場合またはテール駆動システムを用いない場合に適するように構成されてもよい。連続的なテール速度を必要とする航空機モデルの場合、テール駆動システムは、クラッチの入力側およびフリーホイールユニットの入力側と噛合するとよい。主ロータシステムに応じて变速するテール駆動システムを用いると有利な航空機モデルの場合、テール駆動システムは、クラッチの出力側およびフリーホイールシステムの出力側と噛合するか、または主ギアボックスに直接噛合するとよく、これによって、エンジンに対して一定のギア比を維持することができる。20

#### 【0012】

このように、本発明は、ホバリング飛行航程および高速巡航航程中、それぞれ、航空機性能を最大限に高める「高ロータ速度モード」および「低ロータ速度モード」をもたらす回転翼航空機用の可变速ギアボックスシステムを提供する。

#### 【0013】

本発明の種々の特徴および利点は、好ましい実施形態の以下の詳細な説明および添付の図面から当業者に明らかになるだろう。30

#### 【発明を実施するための最良の形態】

#### 【0014】

図1Aおよび図1Bは、主ロータシステム12を有する垂直離着陸(VTOL)回転翼航空機10を示している。主ロータシステム12は、好ましくは、二重反転同軸ロータシステムであるが、当技術分野において知られている他のロータシステム、例えば、制限はされないが、単一式、タンデム式および二重式ロータシステムが本発明と共に用いられてもよい。すなわち、高速複合回転翼航空機と組み合わせて、本発明を説明するが、他の航空機構成、例えば、単一式主ロータシステム12'およびアンチトルク・テールロータシステム32'(図1C)を有するより従来型の構成であっても本発明から利得が得られる。40

#### 【0015】

図示されるように、航空機10は、主ロータシステム12を支持する機体14を備える。航空機10は、テール駆動システム30を含んでもよい。テール駆動システム30は、好ましくは、航空機の長手方向軸Lと概ね平行な並進推力をもたらす並進推力システム32である。

#### 【0016】

主ロータシステム12は、好ましくは、第1のロータシステム16および第2のロータシステム18を備える。各ロータシステム16, 18は、ロータ回転軸Rを中心として回転することができるようロータハブ22, 24に取り付けられた複数のロタブレード20を備える。主ロータシステム12は、駆動システム35によって駆動される。並進推

10

20

30

40

50

カシステム 3 2 は、好ましくは、高速飛行用の推力をもたらすために、実質的に水平かつ航空機の長手方向軸 L と概ね平行に配向されたプロペラ回転軸 P を有する推進式プロペラ 3 4 を備える。好ましくは、推進式プロペラ 3 4 は、機体 1 4 の後方に取り付けられた空気力学的カウリング 3 6 内に取り付けられる。並進推力システム 3 2 は、好ましくは、主ロータシステム 1 2 を駆動するのと同じ駆動システム 3 5 によって駆動される。

#### 【 0 0 1 7 】

図 2 A を参照すると、航空機 1 0 の駆動システム 3 5 が概略的に示されている。ギアボックス 2 6 が、好ましくは、1つまたは複数のガスタービンエンジン（概略的に E で示す）、主ロータシステム 1 2 および並進推力システム 3 2 の間に介在する。好ましくは、ギアボックス 2 6 は、主ギアボックス 3 8 およびこの主ギアボックス 3 8 と噛合する可変速ギアボックス 4 0 を備える。本発明と関連して用いられる主ギアボックスおよびその関連する構成要素をさらに理解するには、本発明の出願人に譲渡された「並進推力システムを有する回転翼航空機用の分割トルクギアボックス」という表題の米国特許出願を参照されたい。この内容は、参照することによって、その全体がここに含まれるものとする。

10

#### 【 0 0 1 8 】

各エンジン E は、好ましくは、当業者によって一般的に理解されているように、単発エンジン運転を可能にすると共に、全てのエンジンが故障した場合のオートローテーションを可能にするために、エンジンフリー ホイールユニット 4 2 を介して可変速ギアボックス 4 0 を駆動する。ここでは、エンジン # 1 からのギア列のみを詳細に説明するが、エンジン # 2 からのギア列も同じであり、任意の数のエンジン E が本発明と共に利用されてもよいことを理解されたい。

20

#### 【 0 0 1 9 】

本発明の可変速ギアボックス 4 0 は、エンジン E との係合を離脱することなく、またはエンジン回転数を変化させることなく、主ロータシステム 1 2 に対して少なくとも 2 つの異なるロータ速度をもたらすことができる。可変速ギアボックス 4 0 によれば、任意の回転翼航空機において、異なる飛行航程、例えば、低速飛行航程および高速飛行航程を取ることが容易になる。一般的には、着陸航程、離陸航程、ホバリング航程および低速飛行航程中には、揚力の能力を高めるために、より高い主ロータ速度が必要とされ、高速巡航には、ロータ性能を改善し、対気速度を高めるために、より低い主ロータ速度が望まれる。

30

#### 【 0 0 2 0 】

可変速ギアボックス 4 0 は、クラッチ、好ましくは、多板クラッチ 4 4 およびフリー ホイールユニット 4 6 をエンジン E ごとに備える。多板クラッチ 4 4 およびフリー ホイール 4 6 は、並列駆動される。エンジンフリー ホイールユニット 4 2 からの高速入力シャフト 4 8 によって、可変速ギアボックス 4 0 は、クラッチ 4 4 が係合すると、主に（シャフト 4 8 , 4 4 i , 4 4 o として概略的に示す）ギア経路 5 0 を介して駆動され、クラッチ 4 4 が離脱すると、主に減速ギア経路 5 2 を介して、好ましくは、2つのギア減速段 5 2 a , 5 2 b を介して駆動される（なお、ここでは、減速ギア列 5 2 は、シャフト 4 8 , 5 2 a , 4 6 i , 4 6 o , 5 2 b のギア経路として概略的に示している）。種々のギア比が本発明と共に用いられてもよく、ここで用いられる「ギア経路」という用語は、主ロータシステム 1 2 を直接駆動によって駆動する、クラッチを含む第 1 のギア経路を指し、ここで用いられる「減速ギア経路」という用語は、フリー ホイールユニットおよびギア減速段を含む第 2 のギア経路を指すものであり、これ以外に限定するものではないことを理解されたい。

40

#### 【 0 0 2 1 】

可変速ギアボックス 4 0 は、クラッチ 4 4 が係合すると、好ましくは、主ギアボックス 3 8 を直接駆動比（1 / 1）の「高ロータ速度モード」で駆動し、主ロータシステム 1 2 を高ロータ回転数で駆動する。このモードでは、フリー ホイールユニット 4 6 のフリー ホイール出力端 4 6 o は、フリー ホイールユニット 4 6 のフリー ホイール入力端 4 6 i よりも速く回転するので、フリー ホイールユニット 4 6 は、オーバランし動力を伝達しない。

50

従って、一定のエンジン馬力に対して、比較的高回転数の比較的低トルクが伝達される。

#### 【0022】

「低ロータ速度モード」における低ロータ回転数での高速巡航程の場合、クラッチ44が離脱し、動力は、好ましくは、入力シャフト48から、最初のギア減速段52a、フリーホイールユニット46および他のギア減速段52bを経て、主ギアボックス38に伝達される。ここに用いられる「高ロータ速度モード」および「低ロータ速度モード」という用語は、可変速ギアボックス40の作動に起因する主ギアボックス38の速度に関する相対的な用語にすぎず、それ以外に制限すると見なされてはならないことを理解されたい。クラッチ44が離脱しているので、クラッチ44のクラッチ入力端44iは、エンジンEと同じ速度で回転し、クラッチ44のクラッチ出力端44oは、フリーホイールユニット46と接続されているので、ギア減速の結果として、減速した速度で回転する。従って、一定のエンジン馬力に対して、低回転数の比較的高トルクが伝達される。10

#### 【0023】

特に、ギア経路50および減速ギア経路52の両方が、クラッチ44の係合／離脱とは無関係に継続的に回転するので、クラッチ44およびフリーhoイールユニット46は、ギア経路50および減速ギア経路52のそれぞれのギア比の間の速度および慣性に関する相対差を調整することしか必要としない。これによって、駆動システムの一部をゼロ速度から加速またはゼロ速度に減速しなければならない従来の変速機と比較して、軽量でかつ迅速な応答が可能なシステムが得られる。20

#### 【0024】

本発明のギアボックス構成は、軽量システムをもたらすと共に、クラッチ焼付きまたは完全なクラッチスリップが生じた場合の運転を確実なものとする。クラッチ焼付きが生じた場合でも、動力は、エンジンから主ギアボックスに伝達される。クラッチスリップが生じた場合、動力は、フリーhoイールユニットを介して主ギアボックスに自動的に迂回される。

#### 【0025】

航空機が巡航からホバリングに減速しているときのように、「低ロータ速度モード」から「高ロータ速度モード」に戻す場合、クラッチ44を係合させ、クラッチ出力端44oがクラッチ出力端44iと一致してクラッチ44が完全にロックするまで、主ロータ速度を大きくする必要がある。クラッチ44は、オン／オフ法によって操作されてもよいし、係合／離脱が徐々になされるフェザリング(feathering)法によって操作されてもよい。30

#### 【0026】

「低ロータ速度モード」と「高ロータ速度モード」との間の移行は、代替的に、航空機飛行制御方法によって支援される。好ましくは、主ロータ速度は、ロータのコレクティブピッチ制御および航空機の飛行高度によって増減する。すなわち、ロータシステムによって生じた揚力の大きさを変化させるには、速度および／またはブレードの抑え角を変化させればよい。もし、抑え角および速度が、これらの変化が互いに相殺されるように変化する場合、同じ大きさの揚力が生じる。従って、「低ロータ速度モード」から「高ロータ速度モード」に移行する場合に、この移行の全体にわたって同じ大きさの揚力を生じさせるために、ロータ速度が大きくなるにつれて、コレクティブピッチは、ブレードの抑え角が小さくなるように調整される。加えて、動力が同じである場合、抑え角が小さくなると、生じる抗力の大きさも小さくなり、ロータ速度が大きくなる。「高ロータ速度モード」から「低ロータ速度モード」への移行の場合、一般的に、上記と逆のことが生じる。航空機飛行制御法によって、上記の移行をクラッチに加えられる慣性負荷を少なくして行なうことが極めて容易になる。40

#### 【0027】

可変速ギアボックス40は、連続的な速度で作動するテール駆動システム30を用いる場合(図2A)、主ロータシステム12と共に変速するテール駆動システムを用いる場合(図2B)またはテール駆動システム30を有しない場合(図2C)に適するように構成50

されてもよい。図2Aおよび図2Bは、好ましくは、任意選択的な並進推力システム32を有する高速複合回転翼航空機10(図1Aおよび図1B)またはアンチトルク・テールロータシステム32'を有するより従来型の航空機10'構成(図1C)のいずれかと共に用いられる。

#### 【0028】

可変速ギアボックス40は、可変速ギアボックス40およびテール駆動システム30との間に噛合するテール駆動ギア減速段54を介して、テール駆動システム30を駆動するとい。連続的なテール速度を必要とする航空機の場合、好ましくは、図2Aのテール駆動システム30が利用される。この場合、テール駆動システムは、クラッチ44の入力側およびフリーホイールユニット46の入力側と噛合し、エンジンEに対して一定のギア比を維持する。主ロータシステム12に応じて变速するテール駆動システム30を用いると有利な航空機の場合、好ましくは、図2Bのテール駆動システム30が利用される。この場合、テール駆動システムは、クラッチ出力側44oおよびフリーホイールユニット出力側46oと噛合するか、または直接主ギアボックス26に噛合し、主ロータシャフトに対して一定のギア比を維持する。

#### 【0029】

テール駆動システム30構成の選択は、テールロータ効率、騒音要求、性能目的などを含むいくつかの因子によって決定される。主ロータ速度が変化し、その結果として、トルクが変化した場合、主ロータのそのトルクの影響を弱めるためにアンチトルク・テールロータが生じる力の大きさを変化させねばならない。主ロータトルクの変化を補償するために、テールロータは、その抑え角を変化させて同じ速度を維持してもよいし(図2A)、同じ抑え角を維持し、速度を変化させてもよいし(図2B)、または両方を変化させてもよい(図2B)。図2Bの構成は、代替的に、以下の複合ヘリコプタ、すなわち、テールロータが、ホバリング中には、主ロータトルクに対向する力をもたらすように方位を変化させ、高速飛行航程中には、並進推力をもたらすために、推進式プロペラ方位に変位させるような複合ヘリコプタと共に用いられてもよい。

#### 【0030】

「前方」、「後方」、「上側」、「下側」、「上方」、「下方」などの相対的な位置を表す用語は、乗物の通常の運転姿勢に基づくもので、それ以外に制限すると見なされてはならないことを理解されたい。

#### 【0031】

例示的な実施形態において、特定の部品配列を開示したが、他の部品配列であっても、本発明から利得が得られることを理解されたい。

#### 【0032】

特定のステップ順序を図面に基づいて説明し、特許請求項にも記載しているが、これらのステップは、別段の指示がない限り、別々にされたまたは組み合わされた任意の順序でなされてもよく、それにもかかわらず、本発明から利得が得られることを理解されたい。

#### 【0033】

以上の説明は、ここで述べた制限事項によって限定されるものではなく、単なる例示にすぎない。本発明の多くの修正および変更が、上記の示唆に照らして可能である。本発明の好ましい実施形態について開示したが、当業者であれば、いくつかの修正が本発明の範囲内においてなされ得ることを認めるだろう。従って、特許請求項の範囲内において、本発明は、ここで具体的に述べたのと別の様態で実施されてもよいことを理解されたい。この理由から、本発明の真の範囲および内容を決定するには、特許請求項の範囲を検討されたい。

#### 【図面の簡単な説明】

#### 【0034】

【図1A】本発明と共に用いられる例示的な回転翼航空機の実施形態の一般的な側面図である。

【図1B】図1Aの例示的な回転翼航空機の実施形態の一般的な上面図である。

10

20

30

40

50

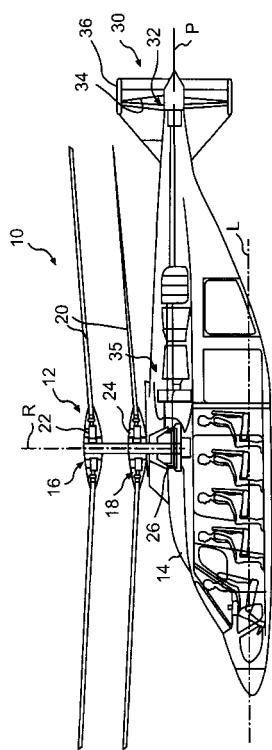
【図1C】本発明と共に用いられるアンチトルク・テールロータの実施形態を有する回転翼航空機の一般的な側面図である。

【図2A】本発明の変速ギアボックスシステムのブロック図である。

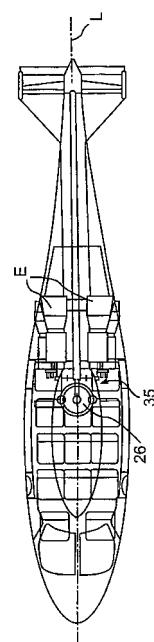
【図2B】本発明の代替的な変速ギアボックスシステムのブロック図である。

【図2C】本発明の代替的な変速ギアボックスシステムのブロック図である。

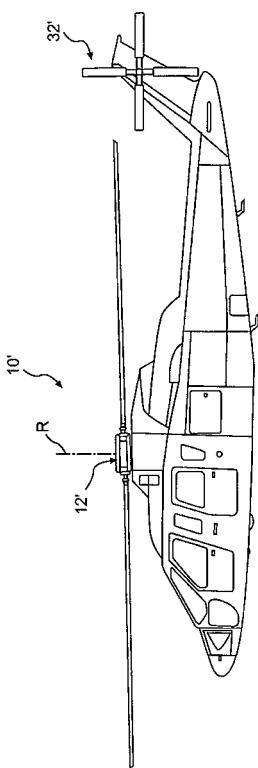
【図1A】



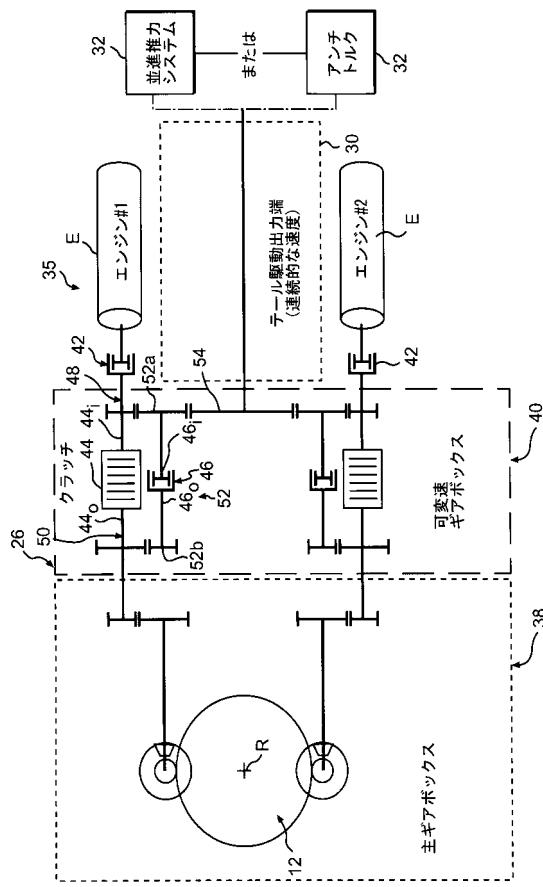
【図1B】



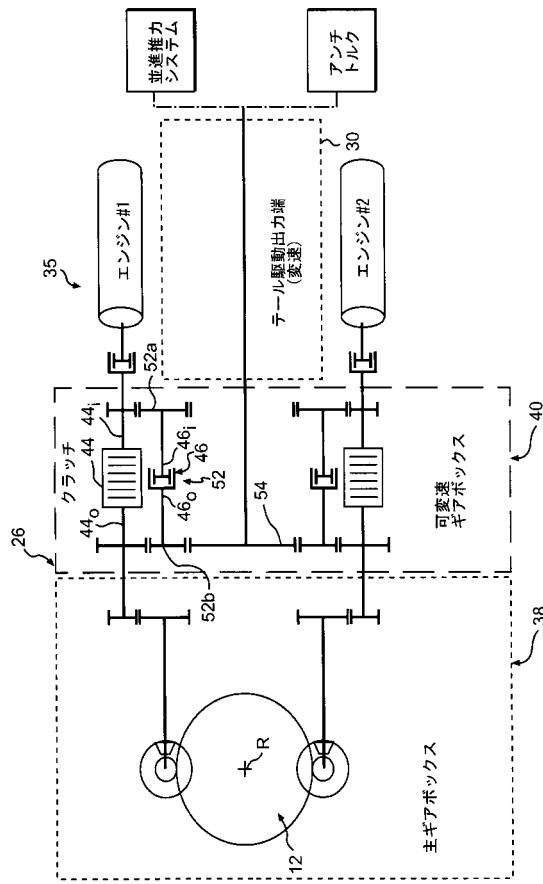
【図 1 C】



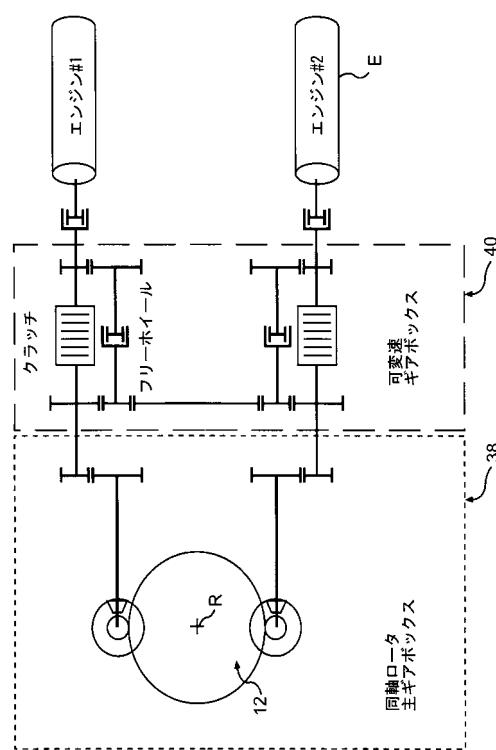
【図 2 A】



【図 2 B】



【図 2 C】



---

フロントページの続き

(72)発明者 パルシク , ピーター , エックス .

アメリカ合衆国 , コネチカット , ハムデン , タウン ウォーク ドライブ 11211

(72)発明者 ガルシア , トッド

アメリカ合衆国 , コネチカット , モンロー , モンロー ストリート 17 , アパートメント デイ

ー .

(72)発明者 グミリヤ , ユーリー , ズイー .

アメリカ合衆国 , コネチカット , ウッドブリッジ , ライス ロード 28

審査官 水野 治彦

(56)参考文献 米国特許第04783023(US, A)

特開平08-198192(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64C 27/12

B64C 27/06

B64C 27/10

B64C 27/82