

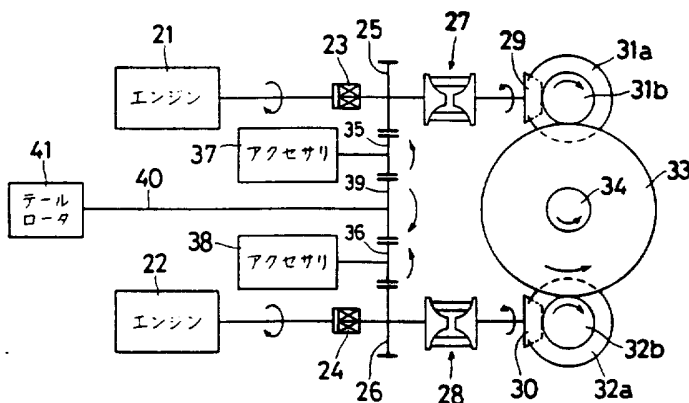


特許協力条約に基づいて公開された国際出願

<p>(51) 国際特許分類6 B64C 27/12, F16H 37/02, 15/38</p>	<p>A1</p>	<p>(11) 国際公開番号 WO96/22914 (43) 国際公開日 1996年8月1日(01.08.96)</p>
<p>(21) 国際出願番号 PCT/JP96/00141 (22) 国際出願日 1996年1月25日(25.01.96) (30) 優先権データ 特願平7/11895 1995年1月27日(27.01.95) JP (71) 出願人 (米国を除くすべての指定国について) 株式会社 コミュータヘリコプタ先進技術研究所 (ADVANCED TECHNOLOGY INSTITUTE OF COMMUTER-HELICOPTER, LTD.)[JP/JP] 〒504 岐阜県各務原市川崎町2番地 Gifu, (JP) (72) 発明者; および (75) 発明者/出願人 (米国についてのみ) 五井龍彦(GOI, Tatsuhiko)[JP/JP] 山内信義(YAMAUCHI, Nobuyoshi)[JP/JP] 〒504 岐阜県各務原市川崎町2番地 株式会社 コミュータヘリコプタ先進技術研究所内 Gifu, (JP) (74) 代理人 弁理士 西教圭一郎, 外(SAIKYO, Keiichiro et al.) 〒541 大阪府大阪市中央区備後町3丁目2番6号 敷島ビル Osaka, (JP)</p>	<p>(81) 指定国 US, 欧州特許(AT, BE, CH, DE, DK, ES, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE). 添付公開書類 国際調査報告書</p>	

(54) Title : POWER TRANSMISSION DEVICE FOR HELICOPTER

(54) 発明の名称 ヘリコプタの動力伝達装置



21, 22 ... engine
37, 38 ... accessory
41 ... tail rotor

(57) Abstract

As shown in the figure, the output shafts of engines (21, 22) are coupled to traction transmission mechanisms (27, 28) via free wheel clutches (23, 24) for a change in speed at a desired ratio to rotate a collector gear (33) and a main rotor shaft (34). The output torques of the engines (21, 22) are in part distributed to gears (25, 26, 35, and 36) to drive accessories (37, 38) and a tail rotor (41). This configuration realizes a power transmission mechanism for a helicopter, which can vary the revolutions of a main rotor with the engine maintained at a constant speed.

(57) 要約

図1に示すように、エンジン21、22の出力軸はフリーホイールクラッチ23、24を介してトラクション変速機構27、28に連結され、所望の変速比で減速または増速された後、コレクタギヤ33および主ロータ軸34を回転駆動する。一方、エンジン21、22の出力トルクの一部は、歯車25、26、35、36に分流され、アクセサリ37、38およびテールロータ41を回転駆動する。

こうした構成によって、エンジン回転数を一定に保った状態で、主ロータの回転数を可変にしたヘリコプタの動力伝達装置を実現できる。

情報としての用途のみ

PCTに基づいて公開される国際出願をパンフレット第一頁にPCT加盟国を同定するために使用されるコード

AL	アルバニア	DE	ドイツ	LI	リヒテンシュタイン	PL	ポーランド
AM	アルメニア	DK	デンマーク	LC	セントルシア	PT	ポルトガル
AU	オーストラリア	EE	エストニア	LK	スリランカ	RO	ルーマニア
AZ	アゼルバイジャン	ES	スペイン	LR	リベリア	RU	ロシア連邦
BA	ボスニア・ヘルツェゴビナ	FI	フィンランド	LS	レソト	SD	スーダン
BZ	ベリーズ	FR	フランス	LT	リトアニア	SE	スウェーデン
BB	バルバドス	GB	イギリス	LU	ルクセンブルグ	SG	シンガポール
BE	ベルギー	GE	ジョージア	LV	ラトヴィア	SI	スロベニア
BG	ブルガリア	GN	ギニア	MC	モナコ	SK	スロバキア
BR	ブラジル	GR	ギリシャ	MD	モルドバ共和国	SN	セネガル
BY	ベラルーシ	HU	ハンガリー	MG	マダガスカル	SZ	スワジランド
CA	カナダ	IE	アイルランド	MK	マケドニア共和国	TD	チャド
CF	中央アフリカ共和国	IL	イスラエル	ML	マリ	TG	トーゴ
CG	コンゴ	IS	アイスランド	MN	モンゴル	TJ	タジキスタン
CH	スイス	IT	イタリア	MR	モーリタニア	TM	トルクメニスタン
CI	コート・ジボアール	JP	日本	MW	マラウイ	TR	トルコ
CN	中国	KE	ケニア	MX	メキシコ	TT	トリニダード・トバゴ
CU	キューバ	KG	キルギスタン	NE	ニジェール	UA	ウクライナ
CZ	チェコ共和国	KR	朝鮮民主主義人民共和国	NL	オランダ	UG	ウガンダ
		KZ	カザフスタン	NO	ノルウェー	UZ	ウズベキスタン
				NZ	ニュージーランド	VN	ベトナム

明 細 書

【発明の名称】 ヘリコプタの動力伝達装置

【技術分野】

本発明は、主ロータの回転速度を広範囲にわたって連続的に可変にするヘリコプタの動力伝達装置に関する。

【背景技術】

近年、市街地のヘリポートに離発着するコミュータヘリコプタの要望が高まっており、実現のためには騒音の低減化が要求されている。騒音対策として有効な手段の1つは、主ロータの回転速度を落とすことである。

図10は、従来のヘリコプタの動力伝達機構の一例を示す構成図である。主ロータは主ロータ軸14の延長上に固定されており、テールロータはテールロータ軸18の延長上に固定されている。1対のエンジン1、2の出力軸は2万～3万rpmで回転し、ギヤボックス3、4によって約6000rpmまで減速され、フリーホイールクラッチ5、6を介してスパイラルベベルギヤ7、8に連結し、さらに1つのコレクタギヤ13に噛合して、主ロータ軸14を約350rpmで回転駆動する。周辺のアクセサリ部に関して、滑油ポンプはスパイラルベベルギヤ7、8によって駆動され、油圧ポンプは伝達軸9、10を介して駆動され、冷却ファンは伝達軸11を介して駆動される。

一方、コレクタギヤ13のトルクを分流するようにギヤ15が噛合して、3本のテールロータ軸16、17、18と連結し、テールロータを約2200rpmで回転駆動している。

なお、他の先行技術として、特開平4-287799号、特開平4-306196号、特開平5-139386号、特開平5-149351号などがある。

しかしながら、従来のヘリコプタでは、エンジン1、2の回転は、各種の歯車列によって固定の減速比で減速されるため、主ロータおよびテールロータは一定回転数でしか回転できない。

したがって、騒音低減化のために主ロータの回転速度を下げるにはエンジンの回転数を下げる必要があるが、通常のエンジンは所定回転数で最大性能を発揮す

るように設計されているため、回転数を自由に制御することは難しく、せいぜい3%程度下げるのが限度である。また、エンジンを電子制御して燃料流量や点火時期を最適化することによって、回転数を制御する方法も考えられるが、効率の低下や共振の発生、伝達系の許容強度などの問題があり、現時点では数%の回転数可変のものしか実用化されていない。また、主ロータの回転数をあまり下げると、揚力が低下して、ヘリコプタの飛行性能まで低下してしまう恐れがある。

そこで、市街地上空では主ロータ回転数を落として騒音を減らし、その他の場所では主ロータを最適回転数に戻して、最高の性能で飛行することが現実的である。たとえば、主ロータ回転数、つまり翼端速度を10%下げれば、等価重量騒音レベルは3 dB~5 dB下がるという報告がある。

【発明の開示】

本発明の目的は、エンジン回転数を一定に保った状態で、主ロータの回転速度を広範囲にわたって（可変範囲は0~30%以上にわたって任意に設計可能）連続的に変化させることが可能なヘリコプタの動力伝達装置を提供することである。

本発明は、エンジンの出力軸と連結し、変速比が連続可変であるトラクション変速機構と、

トラクション変速機構の出力軸と連結したコレクタ歯車と、

コレクタ歯車に直結し、主ロータを回転駆動する主ロータ軸とを備えることを特徴とするヘリコプタの動力伝達装置である。

本発明に従えば、エンジンの出力軸とコレクタ歯車との間に変速比が連続可変であるトラクション変速機構を設けることによって、エンジンの回転数を一定に保った状態で主ロータの回転数を連続的に減少または増加させることができる。したがって、エンジン性能を最大限引き出した状態で、主ロータ回転数の減少によって騒音の低減化が可能になり、逆に主ロータ回転数の増加によってヘリコプタの運動性能（旋回、加速、上昇率、高地性能など）の向上が可能になる。

また、トラクション変速機構は、たとえばハーフトロイダル型CVT（Continuously Variable Transmission）やフルトロイダル型CVTなどで構成さ

れ、小型軽量で低損失の減速機構が実現する。また、このような変速機構をエンジンの出力軸のように高速回転する伝達軸に連結することによって、最大許容トルクが小さくて済むため、変速機構の小型軽量化に寄与する。

また本発明は、エンジンの出力軸と連結し、変速比が連続可変であるトラクション変速機構と、

トラクション変速機構の出力軸によって駆動されるリング歯車と、

エンジンの出力軸と連結した太陽歯車と、

リング歯車および太陽歯車に噛合した遊星歯車と、

遊星歯車の公転運動を取り出して、コレクタ歯車を駆動するキャリアと、

コレクタ歯車に直結し、主ロータを回転駆動する主ロータ軸とを備えることを特徴とするヘリコプタの動力伝達装置である。

本発明に従えば、エンジンの出力軸とコレクタ歯車との間に変速比が連続可変であるトラクション変速機構および遊星変速機構を設けることによって、エンジンの回転数を一定に保った状態で主ロータの回転数を連続的に減少または増加させることができる。したがって、上述と同様に、騒音の低減化またはヘリコプタの運動性能の向上が可能になる。

また本発明は、エンジンの出力軸と連結し、変速比が連続可変であるトラクション変速機構と、

トラクション変速機構の出力軸と連結した第1太陽歯車と、

第1太陽歯車の外周と噛合し、ハウジングに軸支された第1遊星歯車と、

エンジンの出力軸と連結した第2太陽歯車と、

第2太陽歯車の外周と噛合する第2遊星歯車と、

第1遊星歯車および第2遊星歯車が内歯と噛合するリング歯車と、

第2遊星歯車の公転運動を取り出して、コレクタ歯車を駆動するキャリアと、

コレクタ歯車に直結し、主ロータを回転駆動する主ロータ軸とを備えることを特徴とするヘリコプタの動力伝達装置である。

本発明に従えば、第1太陽歯車、第1遊星歯車およびリング歯車から成る第1遊星機構と第2太陽歯車、第2遊星歯車およびリング歯車から成る第2遊星機構

とが設けられ、リング歯車は共通である。トラクション変速機構の出力は第1太陽歯車および第1遊星歯車を介してリング歯車に伝達され、一方、エンジンの出力は第2太陽歯車および第2遊星歯車を介してキャリアに伝達されている。そこで、トラクション変速機構によってリング歯車の回転数を増加または減少させると、これに応じてキャリアの回転数も増加または減少させることができる。こうしてエンジンの出力トルクの大部分は第2遊星機構によって伝達され、一方、変速制御に要するトルクはトラクション変速機構および第1遊星機構によって伝達されるため、トラクション変速機構の負荷が軽減され、寿命や信頼性および効率が向上する。

また本発明において、エンジンの出力軸から駆動トルクを分流してテールロータを駆動することが好ましい。

また本発明において、エンジンの出力軸から駆動トルクを分流してアクセサリ部を駆動することが好ましい。

すなわち、エンジンの出力軸から駆動トルクを分流して、テールロータや滑油ポンプ、油圧ポンプ、冷却ファン等のアクセサリ部を駆動しているため、主ロータの回転数が変速制御によって変化しても、エンジンが一定回転数で回転する限り、テールロータやアクセサリ部の動作は安定に行われる。また、片側エンジンが不作動となっても、残るエンジンにてテールロータおよびアクセサリ類を駆動できるため、飛行の継続が可能である。

【図面の簡単な説明】

図1は、本発明の一実施例を示す構成図である。

図2は、本発明の他の実施例を示す構成図である。

図3は、トラクション変速機構27、28の一例を示す図であり、図3(a)は減速時、図3(b)は増速時をそれぞれ示す正面図、図3(c)は斜視図である。

図4は、本発明の他の実施例を示す構成図である。

図5は、トラクション変速機構27および遊星変速機構43の一例を示す構成図であり、図5(a)はシングルキャビティ式ハーフトロイダル型CVTを使用

した例であり、図5(b)はダブルキャビティ式ハーフトロイダル型CVTを使用した例である。

図6(a)は図5(a)の断面図であり、図6(b)は図5(b)の断面図である。

図7は、トラクション変速機構27および遊星変速機構43の他の例を示す構成図である。

図8は、シングルキャビティ式ハーフトロイダル型CVTを使用した例を示す部分斜視図である。

図9は、ダブルキャビティ式ハーフトロイダル型CVTを使用した例を示す部分斜視図である。

図10は、従来のヘリコプタの動力伝達機構の一例を示す構成図である。

【発明を実施するための最良の形態】

図1は、本発明の一実施例を示す構成図である。1対のエンジン21、22の出力軸は、一方向のトルク伝達が可能なフリーホイールクラッチ23、24を経由して、歯車25、26にそれぞれ連結している。各歯車25、26は、ハーフトロイダル型CVTやフルトロイダル型CVTなどのトラクション変速機構27、28の入力軸とそれぞれ連結され、所望の変速比で減速または増速される。トラクション変速機構27、28の出力軸はベベルギヤ29、30にそれぞれ連結され、さらにベベルギヤ31a、32aと噛合して回転軸方向が変換される。ベベルギヤ31aと一体的に回転する歯車31bおよびベベルギヤ32aと一体的に回転する歯車32bはコレクタギヤ33と噛合して、主ロータ軸34を回転駆動する。こうしてエンジン21、22の回転数を一定に保持した状態で、トラクション変速機構27、28の変速比を調整することによって、主ロータ軸34に連結した主ロータの回転数を調整することができる。

一方、エンジン21、22の出力は、歯車25、26とそれぞれ噛合する歯車35、36に分流される。歯車35、36は、滑油ポンプ、油圧ポンプ、冷却ファン等のアクセサリ37、38を駆動するとともに、歯車39と噛合してテールロータ軸40を経由してテールロータ41を回転駆動している。こうしてトラク

ション変速機構 27、28に入る前のエンジントルクを用いてテールロータ 41 やアクセサリ 37、38を駆動しているため、主ロータの変速制御の影響を回避でき、動作の安定化が図られる。また、片側エンジンが不作動となっても、残るエンジンにてテールロータおよびアクセサリ類を駆動できるため、飛行の継続が可能である。

なお、図1においてトラクション変速機構 27、28をフリーホイールクラッチ 23、24を介して連結する構成を示したが、エンジン 21、22に直結する構成にして、エンジンギヤボックスとすることもできる。

図2は、本発明の他の実施例を示す構成図である。図2の全体構成は図1と同様であるが、トラクション変速機構 27、28とベベルギヤ 29、30との間にフリーホイールクラッチ 45、46がそれぞれ介在している点が相違する。

フリーホイールクラッチ 45、46は一方向のみのトルク伝達を行うため、万が一、焼付などに起因してトラクション変速機構 27、28のどちらか一方が固着して作動不能になった場合でも、固着した方のフリーホイールクラッチが空回りすることによって、残りの伝達機構を用いた片発エンジンの飛行が可能になる。

図3はトラクション変速機構 27、28の一例を示す図であり、図3(a)(b)は減速時および増速時の正面図、図3(c)は斜視図である。図3は、ハーフトロイダル型CVTの例を示すものであるが、その他にもフルトロイダル型CVTなども本発明に適用できる。

ハーフトロイダル型CVTにおいて、入力軸 51は加圧装置 52に固定され、加圧装置 52によって押付けられる入力ディスク 53を回転駆動する。入力ディスク 53および出力ディスク 54の内側にはトロイダル曲面状の接触面が対向するように形成される。伝動ローラ 57が入力ディスク 53および出力ディスク 54の各接触面と接触することによって、トラクションドライブが実現する。伝動ローラ 57は接触面に沿って傾転可能なようにトラニオン 56によって軸支されている。トラニオン 56は伝動ローラ 57の傾転軸方向（紙面垂直方向）に沿って変位自在であり、その変位量を調整することによって伝動ローラ 57の傾転角度を制御することが可能になる。

ここで、伝動ローラ57と入力ディスク53との接触半径を r_1 、伝動ローラ57と出力ディスク54との接触半径を r_2 とすると、変速比は r_1 / r_2 で与えられる。図3(a)では $r_1 < r_2$ であるため、入力ディスク53の回転数より出力ディスク54の回転数が減少して、減速状態となる。一方、図3(b)では $r_1 > r_2$ であるため、入力ディスク53の回転数より出力ディスク54の回転数が増加して、増速状態となる。こうして所望の変速比で減速または増速された出力ディスク54は、出力軸55を介して外部に連結される。

このようにトラクション変速機構は、変速比を連続的に調整可能であり、しかも小型軽量の構成で高い伝達効率を有するため、重量制限の厳しいヘリコプタ用の変速機構として好適である。

図4は、本発明の他の実施例を示す構成図である。1対のエンジン21、22の出力軸は、一方向のトルク伝達が可能なフリーホイールクラッチ23、24を経由して、歯車25、26にそれぞれ連結している。各歯車25、26は、前述のようなトラクション変速機構27、28および遊星変速機構43、44に連結され、所望の変速比で減速または増速される。遊星変速機構43、44の出力軸はベベルギヤ29、30にそれぞれ連結され、さらにベベルギヤ31a、32aと噛合して回転軸方向が変換される。ベベルギヤ31aと一体的に回転する歯車31bおよびベベルギヤ32aと一体的に回転する歯車32bはコレクタギヤ33と噛合して、主ロータ軸34を回転駆動する。こうしてエンジン21、22の回転数を一定に保持した状態で、トラクション変速機構27、28の変速比を調整することによって、主ロータ軸34に連結した主ロータの回転数を調整することができる。

一方、エンジン21、22の出力は、歯車25、26とそれぞれ噛合する歯車35、36に分流される。歯車35、36は、滑油ポンプ、油圧ポンプ、冷却ファン等のアクセサリ37、38を駆動するとともに、歯車39と噛合してテールロータ軸40を経由してテールロータ41を回転駆動している。こうしてトラクション変速機構27、28に入る前のエンジントルクを用いてテールロータ41やアクセサリ37、38を駆動しているため、主ロータの変速制御の影響を回避

でき、動作の安定化が図られる。

なお、図4においてトラクション変速機構27、28および遊星変速機構43、44をフリーホイールクラッチ23、24を介して連結する構成を示したが、エンジン21、22に直結にして、エンジンギヤボックスとすることもできる。さらに、図4においても図2と同様に、遊星変速機構43、44とベベルギヤ29、30との間にフリーホイールクラッチを介在させることも可能である。こうした構成によって、万が一、焼付などに起因してトラクション変速機構27、28のどちらか一方が固着して作動不能になった場合でも、固着した方のフリーホイールクラッチが空回りすることによって、残りの伝達機構を用いた片発エンジンの飛行が可能になる。

図5はトラクション変速機構27および遊星変速機構43の一例を示す構成図であり、図6はその断面図である。なお、図5(a)および図6(a)は、シングルキャビティ式ハーフトロイダル型CVTを使用した例であり、図5(b)および図6(b)は、ダブルキャビティ式ハーフトロイダル型CVTを使用した例である。また、トラクション変速機構28および遊星変速機構44も同一の構成であるため、重複説明を省略する。

まずシングルキャビティ式について説明する。図5(a)および図6(a)において、歯車25と直結した軸70はトラクション変速機構27の中空部を通して第2太陽歯車65と連結してエンジントルクの大部分を伝達するとともに、軸70のトルクの一部は加圧装置52を介して入力ディスク53に伝達される。さらに、入力ディスク53のトルクは、トラニオン56によって軸支された伝動ローラ57を介して所望の変速比で出力ディスク54に伝達される。出力ディスク54のトルクは中空の軸71と連結した第1太陽歯車61に伝達される。

次に遊星変速機構43において、第1太陽歯車61のトルクはその外周と噛合する第1遊星歯車62に伝達される。第1遊星歯車62はハウジング60に軸支され、かつリング歯車63の内歯に噛合している。そのため、第1太陽歯車61のトルクはそのままリング歯車63に伝達され、別の内歯と噛合する第2遊星歯車64に伝達される。第2遊星歯車64は第2太陽歯車65と噛合しており、第

2太陽歯車65の回転数およびリング歯車63の回転数に応じて第2遊星歯車64の公転回転数が決定される。第2遊星歯車64の公転運動はキャリア66によって取り出され軸72から出力される。

このように変速比が連続可変であるトラクション変速機構27でリング歯車63を駆動することによって、遊星変速機構43の変速比を任意に制御することができる。そのためエンジントルクの大部分は遊星変速機構43を経由して伝達可能になり、トラクション変速機構27の伝達許容トルクの低減化が可能になる。

次にダブルキャビティ式について説明する。図5(b)および図6(b)において、歯車25と直結した軸70は第2太陽歯車65と連結してエンジントルクの大部分を伝達する。軸70のトルクの一部は歯車73、75によって軸77に分流して、入力ディスク53、53aに伝達される。さらに、入力ディスク53、53aのトルクは、トラニオン56、56aによって軸支された伝動ローラ57、57aを介して所望の変速比で出力ディスク54、54aに伝達される。このように2つの伝動ローラ57、57aを並列的に連結したダブルキャビティ式では、シングルキャビティ式と比べて伝動ローラの接触面積が増加するため、耐久性や寿命の点で有利となるとともに軸力が内部で完結するため、効率が向上する。

出力ディスク54、54aは歯車76に固定され、そのトルクは歯車76と噛合する歯車74に伝達され、さらに中空の軸71と連結した第1太陽歯車61に伝達される。

次に遊星変速機構43において、第1太陽歯車61のトルクはその外周と噛合する第1遊星歯車62に伝達される。第1遊星歯車62はハウジング60に軸支され、かつリング歯車63の内歯に噛合している。そのため、第1太陽歯車61のトルクはそのままリング歯車63に伝達され、別の内歯と噛合する第2遊星歯車64に伝達される。第2遊星歯車64は第2太陽歯車65と噛合しており、第2太陽歯車65の回転数およびリング歯車63の回転数に応じて第2遊星歯車64の公転回転数が決定される。第2遊星歯車64の公転運動はキャリア66によって取り出され軸72から出力される。

このように変速比が連続可変であるトラクション変速機構27でリング歯車6

3を駆動することによって、遊星変速機構43の変速比を任意に制御することができる。そのためエンジントルクの大部分は遊星変速機構43を経由して伝達可能になり、トラクション変速機構27の伝達許容トルクの低減化が可能になる。

図7は、トラクション変速機構27および遊星変速機構43の他の例を示す構成図である。ここでは、ダブルキャビティ式のトラクション変速機構27によって1段構成の遊星変速機構43のリング歯車63を駆動する例を示す。

図7において、歯車25と直結した軸70は太陽歯車65と連結してエンジントルクの大部分を伝達する。軸70のトルクの一部は歯車73、78、75によって軸77に分流して、入力ディスク53、53aに伝達される。さらに、入力ディスク53、53aのトルクは、各トラニオン（不図示）によって軸支された伝動ローラ57、57aを介して所望の変速比で出力ディスク54、54aに伝達される。このように2つの伝動ローラ57、57aを並列的に連結したダブルキャビティ式では、シングルキャビティ式と比べて伝動ローラの接触面積が増加するため、耐久性や寿命の点で有利となるとともに軸力が内部で完結するため、効率が向上する。

出力ディスク54、54aは歯車76に固定され、そのトルクは歯車76と噛合する歯車74に伝達され、さらに軸70と離れて配置された軸80を介して歯車79に伝達される。

次に遊星変速機構43において、軸70と同軸で回転するリング歯車63には外歯63aと内歯63bが形成されており、歯車79は外歯63aと噛合してリング歯車63を駆動する。リング歯車63の内歯63bには遊星歯車64が噛合しており、太陽歯車65の回転数およびリング歯車63の回転数に応じて遊星歯車64の公転回転数が決定される。遊星歯車64の公転運動はキャリア66によって取り出され軸72から出力される。

このように変速比が連続可変であるトラクション変速機構27でリング歯車63を駆動することによって、遊星変速機構43の変速比を任意に制御することができる。そのためエンジントルクの大部分は遊星変速機構43を経由して伝達可能になり、トラクション変速機構27の伝達許容トルクの低減化が可能になる。

図8は、シングルキャビティ式ハーフトロイダル型CVTを使用した例を示す部分斜視図である。エンジン21、22の出力トルクは、シングルキャビティ式のトラクション変速機構27、28および遊星変速機構43、44に入力され、トラクション変速機構27、28の変速比を調整することによって、全体の変速比が決定され、ベベルギヤ29、30を減速または増速する。これによって主ロータ軸34に連結した主ロータの回転数を可変にできる。

図9は、ダブルキャビティ式ハーフトロイダル型CVTを使用した例を示す部分斜視図である。エンジンの出力トルクは、ダブルキャビティ式のトラクション変速機構27および遊星変速機構43に入力され、トラクション変速機構27の変速比を調整することによって、遊星変速機構43のリング歯車43の回転数が制御されて全体の変速比が決定される。

このように変速比可変のトラクション変速機構を用いて、遊星変速機構の変速制御を行っているため、トラクション変速機構の負担が軽減され、高い信頼性を持つ動力伝達機構を実現できる。

【発明の効果】

以上詳説したように本発明によれば、主ロータの回転数を連続的に変速することが可能になるため、エンジン性能を最大限引き出した状態で、主ロータ回転数の減少によって騒音の低減化が可能になり、逆に主ロータ回転数の増加によってヘリコプタの運動性能の向上が可能になる。

また、エンジンの出力軸から駆動トルクを分流して、テールロータやアクセサリ部を駆動しているため、主ロータの変速制御の影響を受けずに安定な動作が実現する。

請 求 の 範 囲

1、エンジンの出力軸と連結し、変速比が連続可変であるトラクション変速機構と、

トラクション変速機構の出力軸と連結したコレクタ歯車と、

コレクタ歯車に直結し、主ロータを回転駆動する主ロータ軸とを備えることを特徴とするヘリコプタの動力伝達装置。

2、エンジンの出力軸と連結し、変速比が連続可変であるトラクション変速機構と、

トラクション変速機構の出力軸によって駆動されるリング歯車と、

エンジンの出力軸と連結した太陽歯車と、

リング歯車および太陽歯車に噛合した遊星歯車と、

遊星歯車の公転運動を取り出して、コレクタ歯車を駆動するキャリアと、

コレクタ歯車に直結し、主ロータを回転駆動する主ロータ軸とを備えることを特徴とするヘリコプタの動力伝達装置。

3、エンジンの出力軸と連結し、変速比が連続可変であるトラクション変速機構と、

トラクション変速機構の出力軸と連結した第1太陽歯車と、

第1太陽歯車の外周と噛合し、ハウジングに軸支された第1遊星歯車と、

エンジンの出力軸と連結した第2太陽歯車と、

第2太陽歯車の外周と噛合する第2遊星歯車と、

第1遊星歯車および第2遊星歯車が内歯と噛合するリング歯車と、

第2遊星歯車の公転運動を取り出して、コレクタ歯車を駆動するキャリアと、

コレクタ歯車に直結し、主ロータを回転駆動する主ロータ軸とを備えることを特徴とするヘリコプタの動力伝達装置。

4、エンジンの出力軸から駆動トルクを分流してテールロータを駆動することを特徴とする請求の範囲第1項～第3項のいずれかに記載のヘリコプタの動力伝達装置。

5、エンジンの出力軸から駆動トルクを分流してアクセサリ部を駆動すること

を特徴とする請求の範囲第1項～第3項のいずれかに記載のヘリコプタの動力伝達装置。

FIG.1

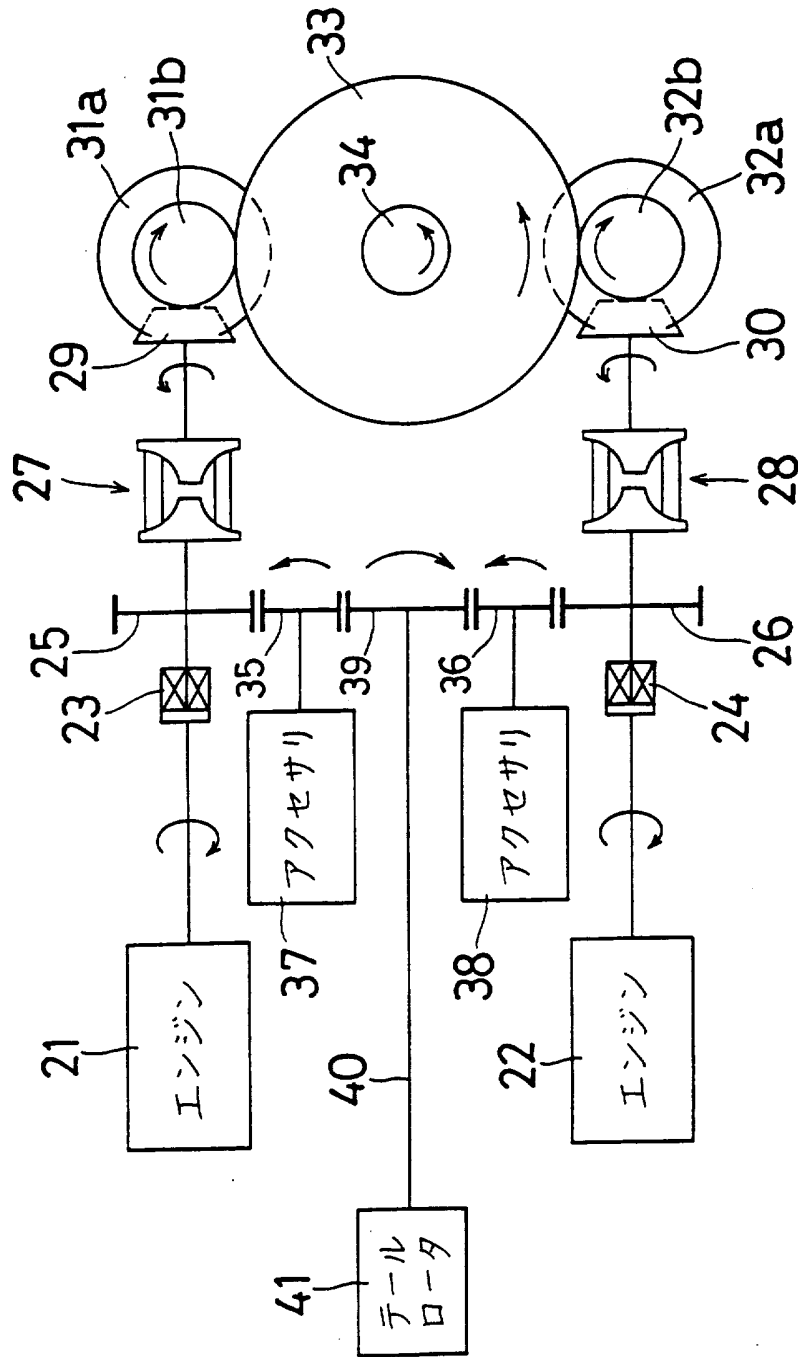


FIG. 2

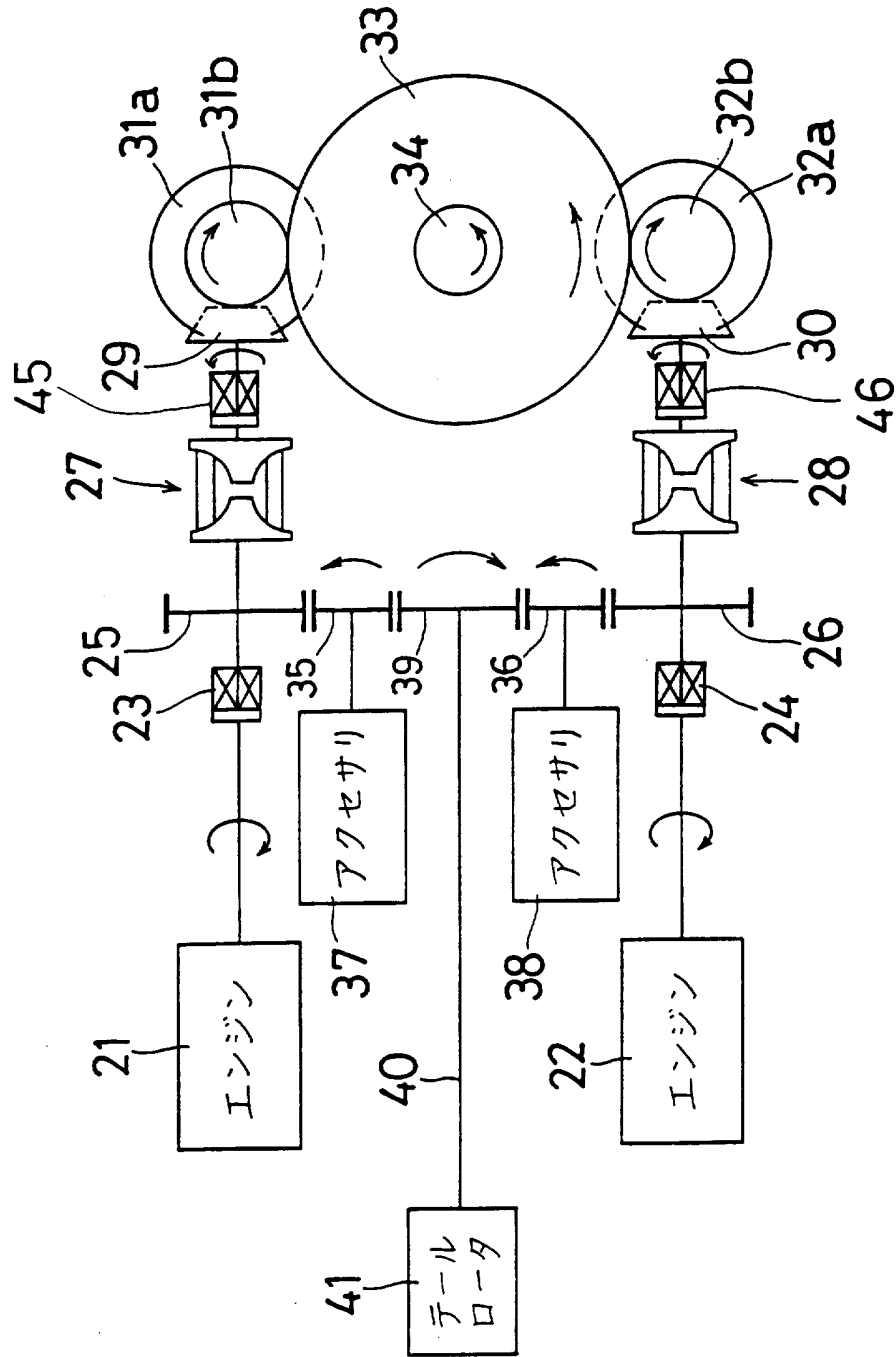


FIG.3

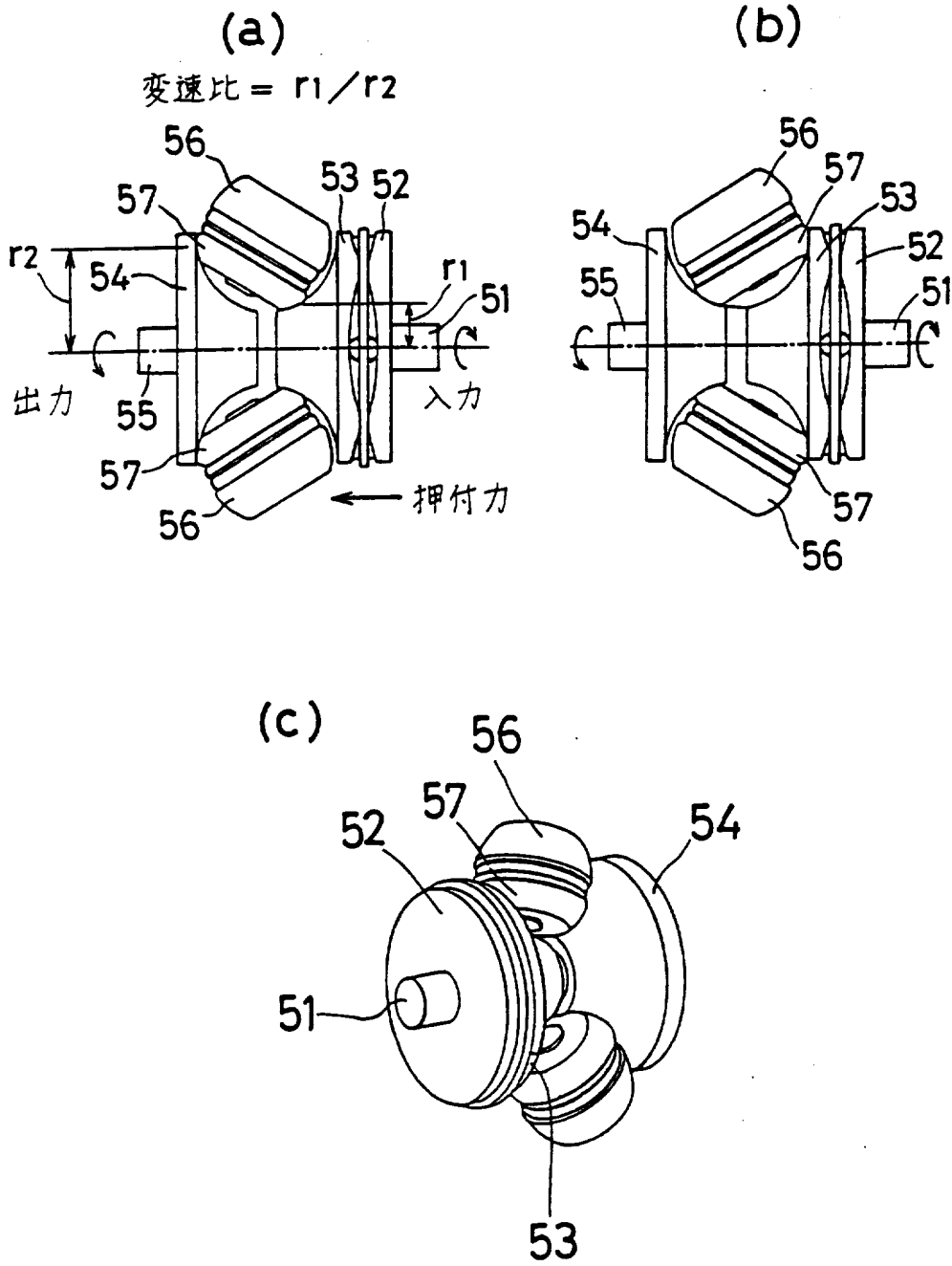


FIG. 4

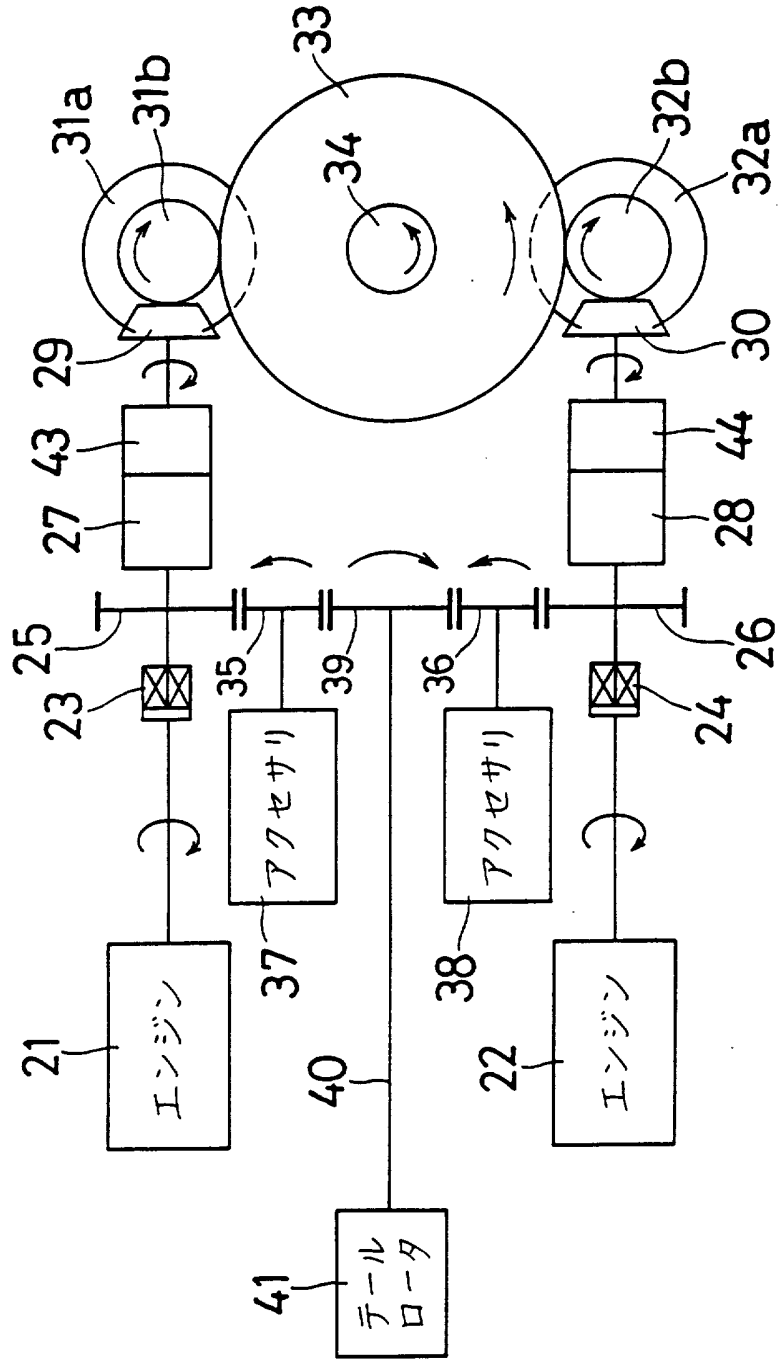


FIG.5

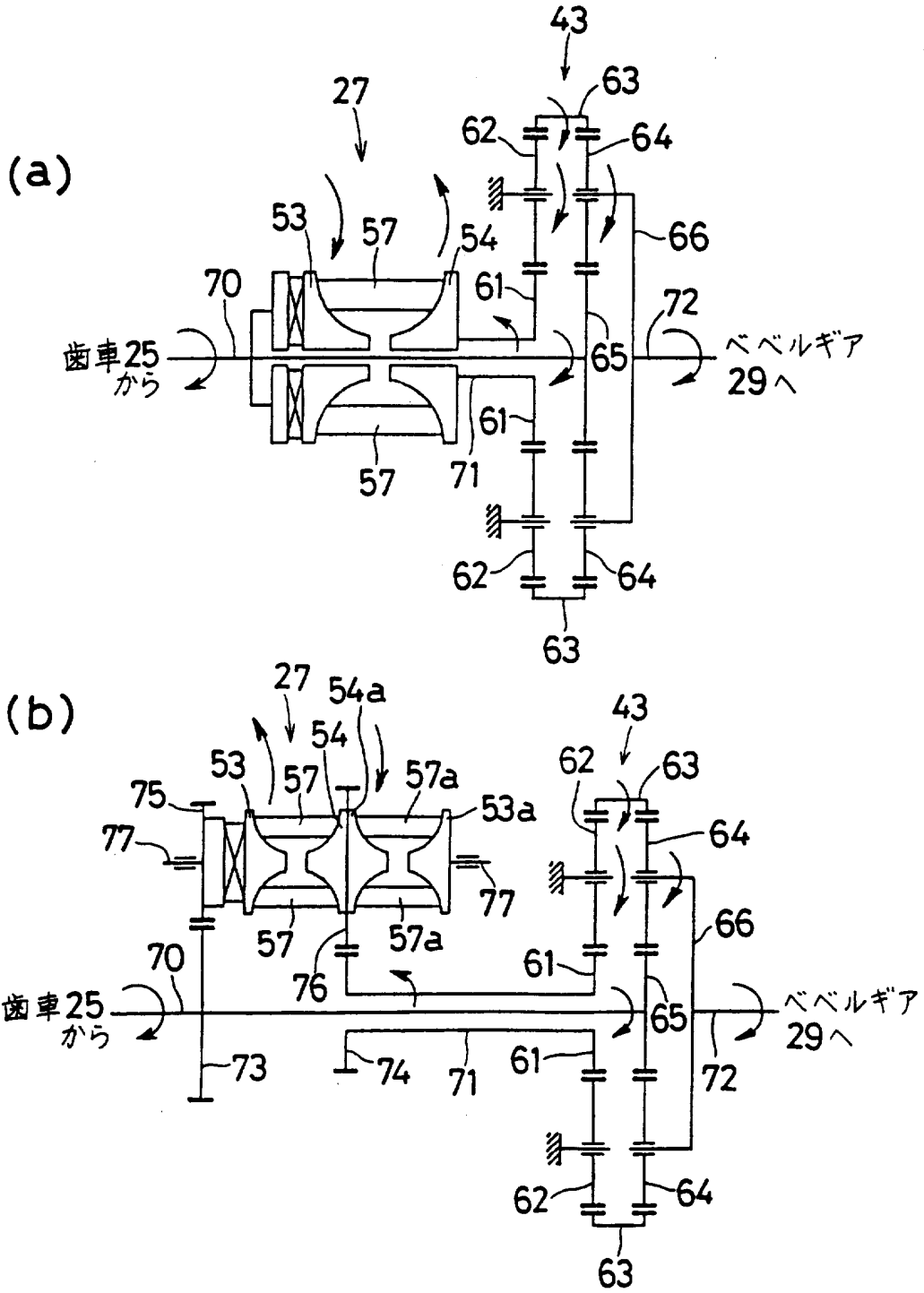


FIG. 6

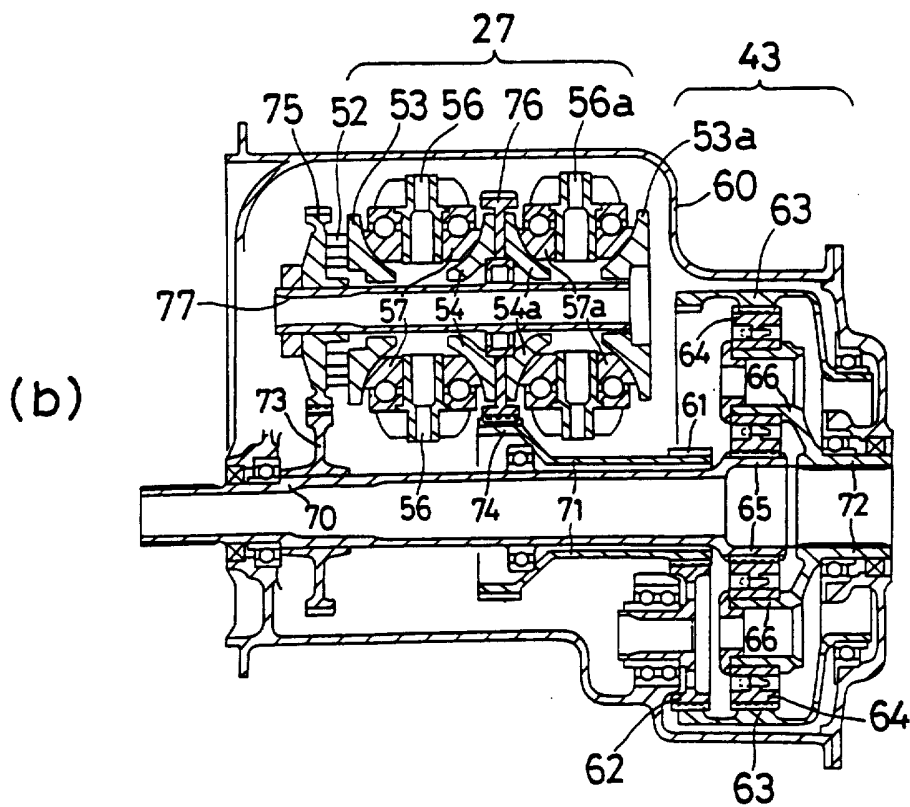
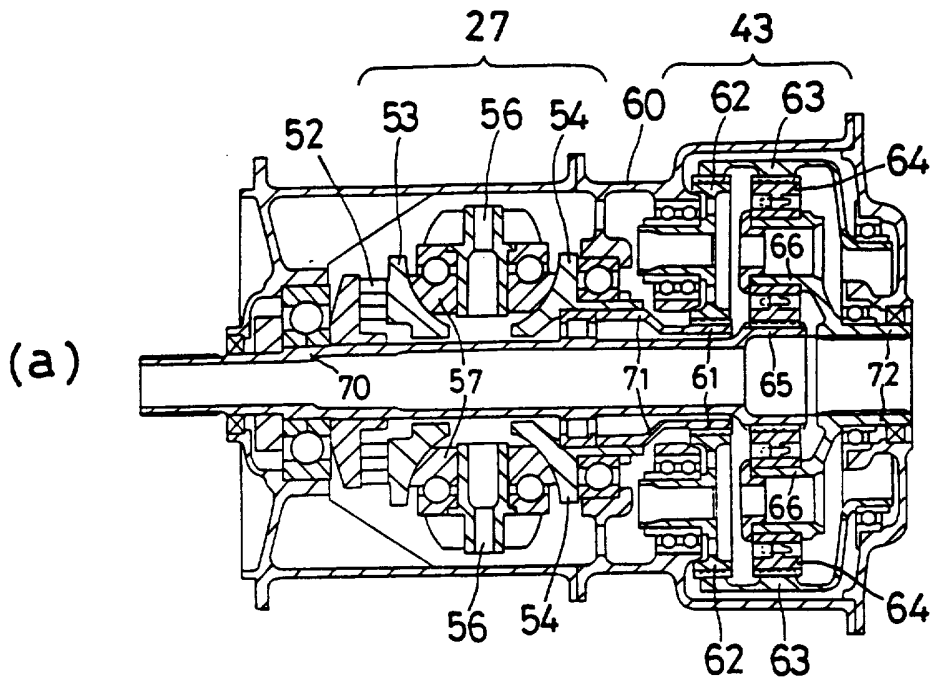


FIG.8

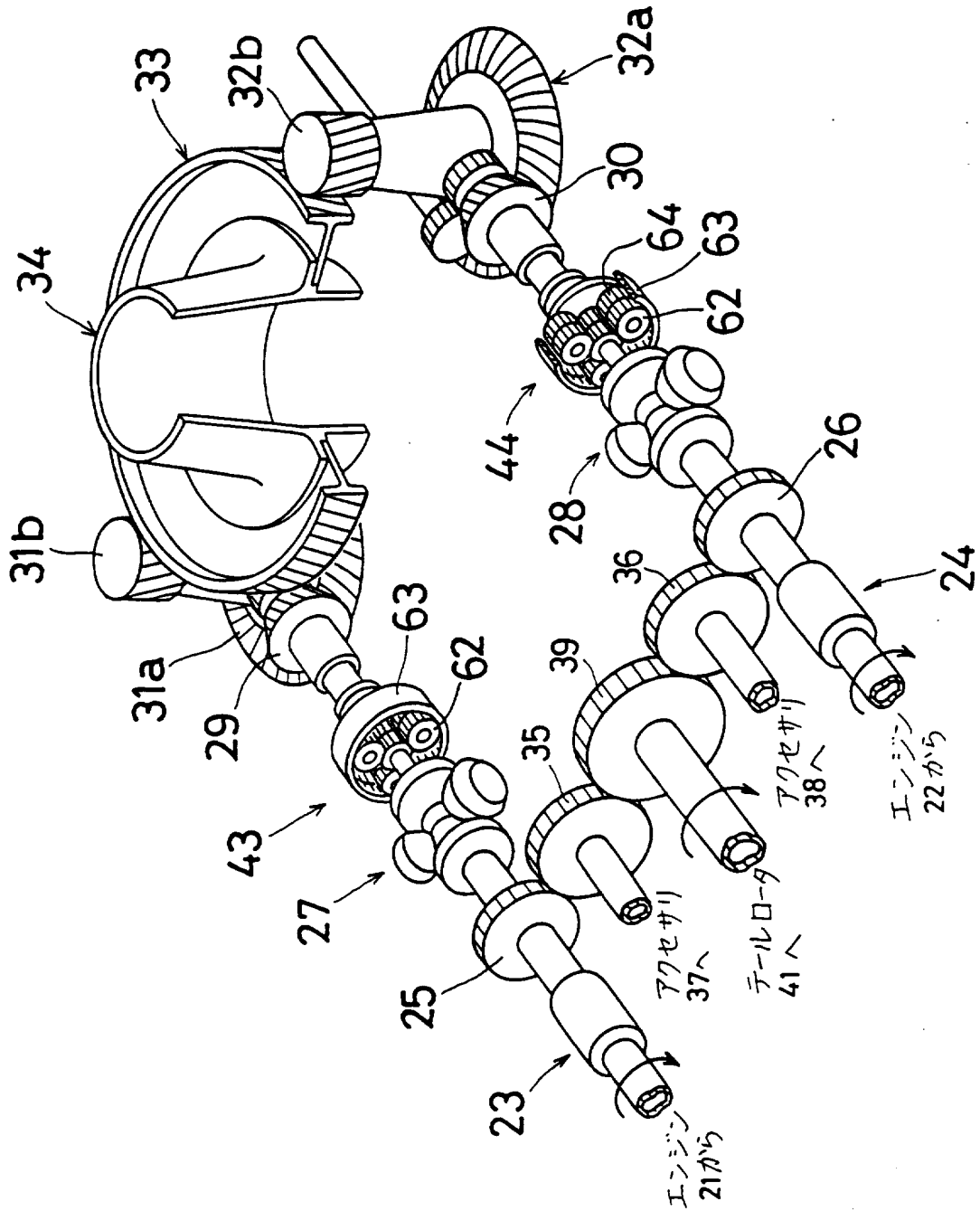


FIG. 9

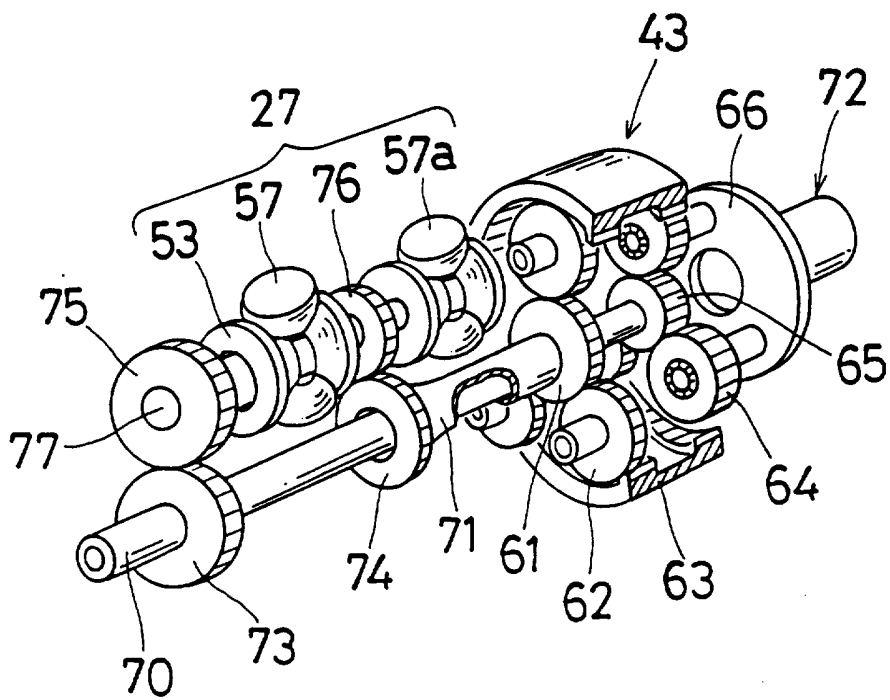
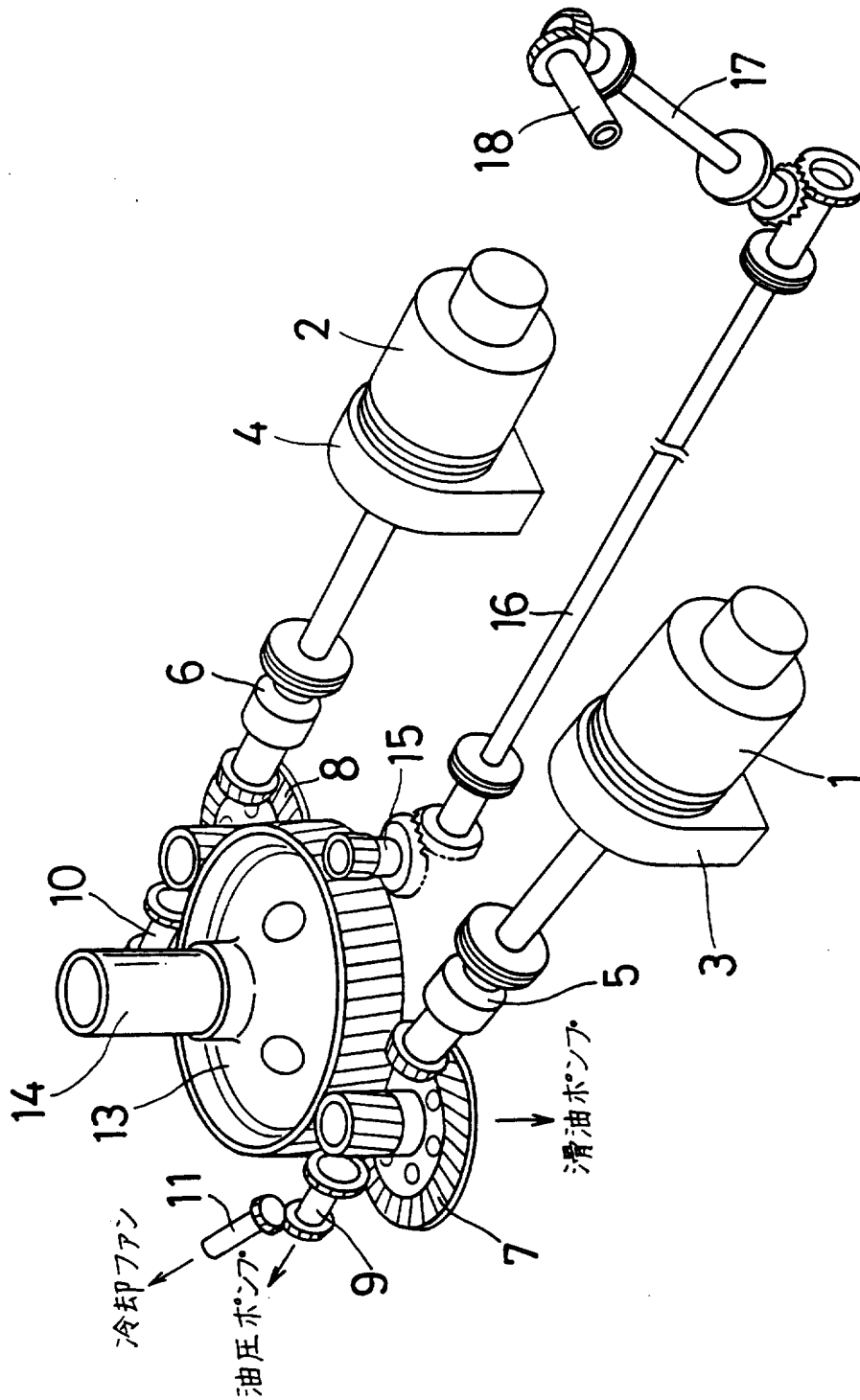


FIG.10



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP96/00141

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER		
Int. Cl ⁶ B64C27/12, F16H37/02, 15/38		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
B. FIELDS SEARCHED		
Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)		
Int. Cl ⁶ B64C27/12-27/14, F16H37/02, 15/38		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched		
Jitsuyo Shinan Koho		1926 - 1996
Kokai Jitsuyo Shinan Koho		1971 - 1996
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	JP, 61-247595, A (Aerospatial Societe Nationale Industrielle), November 4, 1986 (04. 11. 86), Fig. 2 & EP, 172104, B1 & FR, 2568541, B1 & US, 4811627, A & CA, 1259204, A1	1 - 5
Y	JP, 3-223555, A (Nippon Seiko K.K.), October 2, 1991 (02. 10. 91), Figs. 1 to 4 (Family: none)	1, 2
Y	JP, 60-132165, A (National Research Development Corp.), July 15, 1985 (15. 07. 85), Fig. 16 & DE, 3441616, C2 & US, 4628766, A & GB, 2150240, B2	1, 3
<input type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input type="checkbox"/> See patent family annex.		
* Special categories of cited documents: "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance "E" earlier document but published on or after the international filing date "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed "T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art "&" document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search		Date of mailing of the international search report
March 12, 1996 (12. 03. 96)		April 16, 1996 (16. 04. 96)
Name and mailing address of the ISA/ Japanese Patent Office		Authorized officer
Facsimile No.		Telephone No.

A. 発明の属する分野の分類 (国際特許分類 (IPC))		
Int. Cl. ⁸ B64C27/12, F16H37/02, 15/38		
B. 調査を行った分野		
調査を行った最小限資料 (国際特許分類 (IPC))		
Int. Cl. ⁸ B64C27/12-27/14, F16H37/02, 15/38		
最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの		
日本国実用新案公報 1926-1996年 日本国公開実用新案公報 1971-1996年		
国際調査で使用了電子データベース (データベースの名称、調査に使用した用語)		
C. 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求の範囲の番号
Y	JP, 61-247595, A (アエロスペース、ソシエテ、ナショナル、アンデュストリエール), 4. 11月. 1986 (04. 11. 86), 第2図&EP, 172104, B1&FR, 2568541, B1 &US, 4811627, A&CA, 1259204, A1	1-5
Y	JP, 3-223555, A (日本精工株式会社), 2. 10月. 1991 (02. 10. 91), 第1-4図 (ファミリーなし)	1, 2
<input checked="" type="checkbox"/> C欄の続きにも文献が列挙されている。 <input type="checkbox"/> パテントファミリーに関する別紙を参照。		
* 引用文献のカテゴリー 「A」 特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの 「E」 先行文献ではあるが、国際出願日以後に公表されたもの 「L」 優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献 (理由を付す) 「O」 口頭による開示、使用、展示等に言及する文献 「P」 国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願の日の後に公表された文献 「T」 国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの 「X」 特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの 「Y」 特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの 「&」 同一パテントファミリー文献		
国際調査を完了した日	国際調査報告の発送日	
12. 03. 96	16.04.96	
名称及びあて先 日本国特許庁 (ISA/JP) 郵便番号100 東京都千代田区霞が関三丁目4番3号	特許庁審査官 (権限のある職員) 刈 間 宏 信 ㊞	3 D 8 8 1 6
	電話番号 03-3581-1101 内線	3341

C (続き). 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求の範囲の番号
Y	JP, 60-132165, A (ナショナル・リサーチ・ディベロブメント・コーポレーション), 15. 7月. 1985 (15. 07. 85), 第1b 図 & DE, 3441616, C2 & US, 4628766, A & GB, 2150240, B2	1, 3