

(19)日本国特許庁 (J P)

(12) **公開特許公報** (A)

(11)特許出願公開番号

特開2003 - 175897

(P 2 0 0 3 - 1 7 5 8 9 7 A)

(43)公開日 平成15年6月24日(2003.6.24)

(51)Int.Cl. ⁷	識別記号	F I	テ-マコード (参考)
B64C 27/78		B64C 27/78	
27/20		27/20	

審査請求 有 請求項の数 8 O L (全9頁)

(21)出願番号 特願2001 - 378867(P 2001 - 378867)

(22)出願日 平成13年12月12日(2001.12.12)

(71)出願人 390014306

防衛庁技術研究本部長

東京都新宿区市谷本村町5番1号

(71)出願人 000000974

川崎重工業株式会社

兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番1号

(72)発明者 丹羽 良之

東京都立川市上砂町二丁目27番15号

(74)代理人 100064296

弁理士 高 雄次郎

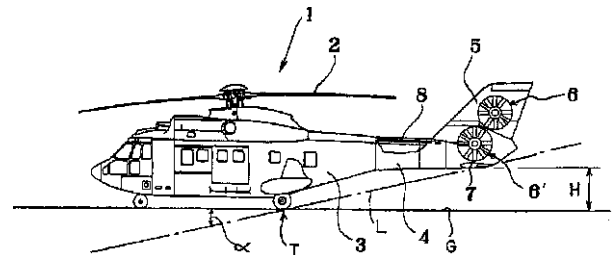
最終頁に続く

(54)【発明の名称】回転翼航空機のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼

(57)【要約】

【課題】 全備重量7トン以上の大型回転翼航空機に、ダクテッド・ファン型尾部回転翼を適用できるように改善して、性能や安全性に優れた回転翼航空機を提供する。

【解決手段】 回転翼航空機のテールブームの後端部及び垂直尾翼内に、2個のダクテッド・ファン型回転翼を埋め込んで、ツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼とする。



【特許請求の範囲】

【請求項 1】 回転翼航空機のテールブームの後端部及び垂直尾翼内に、2 個のダクテッド・ファン型回転翼を埋め込んだことを特徴とする回転翼航空機のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼。

【請求項 2】 2 個のダクテッド・ファン型回転翼における複数の羽根が、回転中心部のハブにピッチ角のみ変更できるように取り付けられていることを特徴とする請求項 1 記載の回転翼航空機のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼。

【請求項 3】 2 個のダクテッド・ファン型回転翼の回転数が異なることを特徴とする請求項 1 又は 2 記載の回転翼航空機のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼。

【請求項 4】 2 個のダクテッド・ファン型回転翼の羽根の枚数が異なることを特徴とする請求項 1 又は 2 記載の回転翼航空機のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼。

【請求項 5】 2 個のダクテッド・ファン型回転翼の回転数が異なり、且つ羽根の枚数が異なることを特徴とする請求項 1 又は 2 記載の回転翼航空機のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼。

【請求項 6】 2 個のダクテッド・ファン型回転翼のコントロールが 1 個のアクチュエータで制御されるようになされていることを特徴とする請求項 1 ~ 5 のいずれかに記載の回転翼航空機のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼。

【請求項 7】 2 個のダクテッド・ファン型回転翼のコントロールが、それぞれ独立して制御されるようになされていることを特徴とする請求項 1 ~ 5 のいずれかに記載の回転翼航空機のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼。

【請求項 8】 2 個のダクテッド・ファン型回転翼の一方の回転翼が、前進飛行時には推力を出さず、ホバリング時のみ推力を発生するようになされていることを特徴とする請求項 7 記載の回転翼航空機のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、回転翼航空機の尾部回転翼に係り、特にツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼に関する。

【0002】

【従来の技術】図 16 に示すように、従来の全備重量 7 トン以上の大型回転翼航空機 31 は、主回転翼 32 と尾部回転翼 33 を備えており、尾部回転翼 33 は、主回転翼 32 と同様形式の、むき出し複数枚の羽根 34a, 34b, 34c, 34d から成るプロペラ型のものを採用している例が殆んどである。

【0003】このプロペラ型の尾部回転翼 33 は、細い

テールブーム 35 上に搭載されているため、空力弾性上の問題が多く、横風時にはボルテックス・リング状態と呼ばれる推力低下現象も発生し、しばしば事故が発生した。さらに、構造疲労による破壊も、数多く報告されている。しかし、大型回転翼航空機 31 には、上記従来のプロペラ型の尾部回転翼 33 以外のものは採用されることがなく、前記の事故や破壊は、回転翼航空機にとって解決しなければならない大きな課題の一つであった。

【0004】一方、全備重量 5 トン以下の小型回転翼航空機には、前記のプロペラ型尾部回転翼の他に、図 17 に示すダクテッド・ファンと呼ばれる型式の尾部回転翼 36 が使用されることが多い。この尾部回転翼 36 は、回転翼組み立て 37 とその周囲を筒状に覆うダクト 38 とよりなる。このダクテッド・ファン型の尾部回転翼 36 は、通常のプロペラ型の尾部回転翼 33 に比べて、回転翼組み立て 37 の外周がダクト 38 で覆われているため、地上では整備員や乗務員が誤って羽根 39 に接触する事故を防止できるので、きわめて安全である。空中においても電線や木に接触する事故を防止でき、安全である。また、性能面では、吹き出し速度が高く、ダクト 38 に囲まれていることにより、横風時にボルテックス・リング状態に入らないという優れた利点がある。このダクテッド・ファンの騒音低減に関連する従来技術として、特許公報特許第 2662838 号（登録日平成 9 年 6 月 20 日）に開示される回転翼航空機の尾部回転翼がある。

【0005】ところで、従来、ダクテッド・ファン型の尾部回転翼 36 が全備重量 7 トン以上の大型回転翼航空機に採用されなかった理由は、以下に述べるような問題があったからである。

【0006】(1) 大直径なので、尻擦り角が小さく、地上高を高くとれない。

従来のダクテッド・ファン型回転翼を尾部用に設計すると、機体の大きさに比較して大直径となり、図 18 に示すように車輪接地点 T からテールブーム 35 の後端部下端を結ぶ線 L と通常の着陸時の地面 G の成す角度、即ち尻擦り角 θ が小さくなり、着陸時に速度を下げるためのフレアと呼ばれる引き起こし操作ができなくなる。これはキャビンの大きさが、ほぼ人間の背の高さによって決められており、大型機でも小型機でも大差ないのに対し、尾部回転翼 36 の大きさは機体の全備重量に比例して大きくなるからである。また、図 16 に示す従来のプロペラ型尾部回転翼 33 では、テールブーム 35 を途中で上方に折り曲げて、尾部回転翼 33 の取り付け位置を高くして地面 G との距離を大きくするので、尻擦り角 θ も大きく取れ、地上高を高くとれるが、ダクテッド・ファン型尾部回転翼 36 では、図 18 に示されるように尾部回転翼駆動回転軸 40 の延長上に設置することが多いため、尻擦り角 θ が小さくなり、地上高が低くなる。

(2) 垂直尾翼厚さが厚く、抵抗が大きい。

ダクテッド・ファン型尾部回転翼 3 6 では、回転翼組み立て 3 7 の外周のダクト 3 8 の厚さは、回転翼直径の 4 0 % 程度必要である。このため、回転翼直径が大きくなると、ダクト 3 8 の厚さ、即ち垂直尾翼 4 1 の厚さが非常に厚くなり、空気抵抗が増大して性能が悪くなる。

(3) 機体構造の重量が大きくなる。

大直径のため、垂直尾翼 4 1 が大型となり、構造重量が大きくなる。即ち、ダクテッド・ファン型尾部回転翼は、回転翼外周部を囲むダクトが必要であるが、大型であれば、ダクト部分の重量が増大し重くなる。

【 0 0 0 7 】

【発明が解決しようとする課題】そこで本発明は、全備重量 7 トン以上の大型回転翼航空機に、ダクテッド・ファン型の尾部回転翼を適用できるように改善して、性能や安全性に優れた回転翼航空機を提供しようとするものである。

【 0 0 0 8 】

【課題を解決するための手段】上記課題を解決するため本発明の回転翼航空機のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼は、回転翼航空機のテールブームの後端部及び垂直尾翼内に、2 個のダクテッド・ファン型回転翼を埋め込んだことを特徴とするものである。

【 0 0 0 9 】上記の回転翼航空機のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼において、2 個のダクテッド・ファン型回転翼における複数の羽根が、回転中心部のハブにピッチ角のみ変更できるように取り付けられていることが好ましい。

【 0 0 1 0 】上記の各回転翼航空機のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼において、2 個のダクテッド・ファン型回転翼は、回転数が異なることも好ましい。

【 0 0 1 1 】また、2 個のダクテッド・ファン型回転翼は、羽根の枚数が異なることも好ましい。

【 0 0 1 2 】さらに、2 個のダクテッド・ファン型回転翼は、回転数が異なり、且つ羽根の枚数が異なることも好ましい。

【 0 0 1 3 】上記の各回転翼航空機のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼において、2 個のダクテッド・ファン型回転翼のコントロールは、1 個のアクチュエータで制御されるようになされていることも好ましい。

【 0 0 1 4 】また、2 個のダクテッド・ファン型回転翼のコントロールは、夫々独立して制御されるようになされていることも好ましい。この場合、2 個のダクテッド・ファン型回転翼の一方の回転翼は、前進飛行時には推力を出さず、ホバリング時のみ推力を発生するようになされていることが一層好ましい。

【 0 0 1 5 】

【発明の実施の形態】本発明の回転翼航空機の尾部回転翼の実施形態を図によって説明する。図 1 において、1 は回転翼航空機、2 は主回転翼である。回転翼航空機 1 の機体 3 の後方に延長したテールブーム 4 の後端部及び

垂直尾翼 5 の中に、2 個の同一構造のダクテッド・ファン型回転翼 6 , 6 を埋め込んで、ツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼を構成している。図 2 はそのツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼を左前方から見た斜視図で、この場合、風は矢印の方向に吹出される。図 3 はその尾部回転翼を右前方から見た斜視図である。図 2 , 図 3 中の 7 は、テールブーム 4 の後端部下部に取り付けられている水平尾翼である。

【 0 0 1 6 】上記構成のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼は、2 個のダクテッド・ファン型回転翼 6 , 6 の直径が小さいので、地上高 H が高い。従って、キャビン後方からの荷物の積み込みが容易である。また、車輪接地点 T からテールブーム 4 の後端部下端を結ぶ線 L と通常の着陸時の地面 G の成す角度、即ち尻擦り角が大きいので、着陸時に速度を下げるためのフレアと呼ばれる引き起こしの操作に十分な余裕が生まれ、安全性が高くなる。その上、着陸に要する距離や時間が少なくて済む。さらに、回転翼 6 , 6 がダクトに覆われているので、樹木や電線等への衝突を防止でき、安全性が高い。また、回転翼 6 , 6 の直径が小さいため、それに

20 応じてダクトの厚さが薄くてよいので、垂直尾翼 5 の厚さも薄くてよい。従って、空気抵抗が少なく、性能がよくなる。さらに、回転翼 6 , 6 が小型であるので、吹き出し速度を大きくとることができる。このため、ボルテックス・リング状態に入ることがなく、強い横風の状態における飛行においても安全性が高くなる。

【 0 0 1 7 】上記実施形態のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼の 2 個の回転翼 6 , 6 は、図 4 に示されるようにテールブーム 4 の上部に取り付けた駆動回転軸 8 からの回転駆動力により回転させられるようになっている。即ち、駆動回転軸 8 の回転駆動力は、下方の回転翼 6 のギヤボックス 9 内で回転方向を変換して、

30 先ず下方の回転翼 6 を回転させ、次にギヤボックス 9 から斜め上方に延設して上方の回転翼 6 のギヤボックス 9 内に連繋した駆動軸 1 0 を介して上方の回転翼 6 を回転させる。このように駆動回転軸 8 の回転駆動力により回転させられる上下 2 個の回転翼 6 , 6 における羽根 1 1 , 1 1 は図 5 , 図 6 に示すようにギヤボックス 9 , 9 内に取り付けられている回転中心部のハブ 1 2 , 1 2 にピッチ角のみ変更可能に取り付けられている。羽根 1 1 , 1 1 のピッチ角の変更は、パイロットがペダルを操作することにより、図示せぬコントロール系統を介してその一部を構成する図 5 に示されるリンク 1 3 を移動することで達成され、2 個の回転翼 6 , 6 の推力が変動せしめられる。尚、ペダルとリンク 1 3 の中間には、図示せぬが、人力を補い、コンピュータからの制御信号をリンク 1 3 の作動量に変換させるためのアクチュエータが装着されている。

【 0 0 1 8 】上下 2 個の回転翼 6 , 6 の推力は常に同一である必要はない。従って、前記アクチュエータ以降

のコントロール系統は、上方の回転翼 6 と下方の回転翼 6 で分岐して、夫々個別に独立して制御されることも、本発明の好ましい実施形態の 1 つである。

【 0 0 1 9 】上方の回転翼 6 は、垂直尾翼 5 の中に埋め込まれているが、垂直尾翼 5 の厚さが図 6 に示すように薄く、下方の回転翼 6 に比べれば性能が低い。これはダクトド・ファン型の回転翼では、ダクトの厚さは回転翼直径の 4 0 % 程度が必要であるからであって、この厚さが薄くなると性能が低下する。また、巡航時（前進飛行時）に推力を出すと、垂直尾翼周りの圧力分布が変化し、大きな捻じりモーメントが垂直尾翼に発生する。巡航時（前進飛行時）には垂直尾翼自体が揚力を発生して主回転翼の発生するトルクを打ち消すことができる。従って、上方の回転翼 6 は、巡航時（前進飛行時）には推力を出さないようにする方が好ましい。しかし逆に、ホバリング時には垂直尾翼の揚力がなくなるため、尾部回転翼の推力だけで主回転翼のトルクと釣り合う必要がある。従って、この場合、上方の回転翼 6 にも最大の推力を発生させるように制御することが好ましい。このように上、下のダクトド・ファン型の回転翼 6, 6 の推力を運用条件に適するように、それぞれ個別に制御することは本発明の最も好ましい実施形態である。

【 0 0 2 0 】図 7 は図 4 の C - C 線断面矢視図で、上、下のダクトド・ファン型回転翼 6, 6 が駆動軸 1 0 で連結されているが、ギヤボックス 9, 9 の減速比を異ならせることにより、上下の回転翼 6, 6 の回転数（回転速度）を異ならせることができる。このようにすると、尾部回転翼から発生する騒音の周波数パターンが変化して、人間の耳にはうるさく聞えないようになる効果が期待できる。このことは、上下の回転翼 6, 6 の羽根 1 1, 1 1 の枚数を異ならせることでも達成できる。勿論、上下の回転翼 6, 6 の回転数を異ならせ、且つ羽根 1 1, 1 1 の枚数を異ならせれば、より一層効果が上がる。

【 0 0 2 1 】上下のダクトド・ファン型回転翼 6, 6 の構成は共通していて、その組立状態を図 8 に、分解状態を図 9 に示す。羽根 1 1 はギヤボックスから延長する出力軸 2 2 に取り付けられたハブ金具 1 6 上の 2 重のフランジ部に、それぞれ 2 個のベアリング 1 7 で、ピッチ軸 1 8 周りに回転可能に取り付けられている。羽根 1 1 のピッチ角は、ピッチホーン 1 9 を移動させることにより変化させることができる。このピッチホーン 1 9 は、コントロール系統のスパイダー 2 0 に取り付けられたスタッド 2 1 と結合されており、スパイダー 2 0 は出力軸 2 2 と同軸内に配置されたプッシュロッド 2 3 の先端部に結合されている。プッシュロッド 2 3 は図 5 に示すリンク 1 3 に結合されている。このように構成されるため、パイロットとコンピュータによる自動制御されたコントロール操舵量はリンク 1 3 から羽根 1 1 のピッチ角変化量に変換され、回転翼の推力が変化せしめられ

る。

【 0 0 2 2 】前述の下方の回転翼 6 のギヤボックス 9 の詳細を図 1 0 によって説明すると、メインギヤボックスからの入力回転力は、駆動回転軸 8 を介して下方のギヤボックス 9 に伝達される。伝達された回転力は、このギヤボックス 9 によりほぼその 1 / 2 を 9 0 度方向を変えて下方の回転翼 6 に伝達し、残りを斜め上方に方向を変換し、駆動回転軸 8 を介して上方の回転翼 6 に伝達する。図中、2 5 は温度センサーである。通常、回転翼航空機のギヤボックスは、寸法の割に大きな馬力を伝達するが、ギヤやベアリングの伝達馬力損失が小さくなるよう、極めて精密に調整されている。しかし、伝達馬力損失は零にはできず、最終的には全て熱エネルギーに変換されるので、効率も良く熱を排出しなければ、たちまち焼き付いてしまうことになる。図 1 6 に示される従来の回転翼航空機では、尾部回転翼 3 3 の中間ギヤボックス 4 2 には冷却装置が取り付けられていた。ところが、本発明の場合には、この中間ギヤボックス 4 2 の位置が、下方の回転翼 6 となっているので、回転翼 6 で発生させられた風によって十分な冷却風が得られるので、特別な冷却装置は不要である。

【 0 0 2 3 】図 1 1 は、図 1 0 の D - D 線断面矢視図である。駆動回転軸 8 より伝達された回転力は、インプットピニオンのスパイラル・ベベルギヤ 2 6 から下方の回転翼 6 の駆動ギヤ 2 7 に伝達され、回転翼 6 を回転させる。さらにスパイラル・ベベルギヤ 2 6 は上方の回転翼 6 の駆動ギヤ 2 8 と噛み合い、回転力を上方の回転翼 6 にも伝えて回転翼 6 を回転させる。図 1 6 に示される従来の回転翼航空機の尾部回転翼 3 3 の中間ギヤボックス 4 2 の場合には、インプットピニオンのスパイラル・ベベルギヤ 2 6 から、直接上方の回転翼 6 の駆動ギヤ 2 8 と噛み合うことになるが、本発明では単に下方の回転翼 6 の駆動ギヤ 2 7 が追加されただけであり、重量の増加は僅かである。しかも先に述べたように冷却装置が不要になったので、軽量化する要素もあり、全体としての重量増加は僅かである。さらに、上方の回転翼 6 では約 5 0 % の馬力消費であるから、上方のギヤボックス 9 は小型になる。従って、ギヤボックスに関しては、総合的に軽量となる。

【 0 0 2 4 】

【発明の効果】以上の説明で判るように本発明の回転翼航空機のツイン・ダクトド・ファン型尾部回転翼によれば、全機特性、性能面、ロータ系統の設計、駆動系統の設計、機体構造設計、装備設計、安全性、製造コスト、運用コスト等において、以下に述べるような効果が得られる。

1) 全機特性

(1) ツイン・ダクトド・ファン型尾部回転翼の直径が小さく、尻擦り角が大きく取れる。従って、着陸時の引き起こしの操作にも十分な余裕が生まれ、安全性が高

くなる。その上、着陸に要する距離や時間も少なくて済む。

(2) ツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼の直径が小さく、地上高が高く取れるから、キャビン後方からの荷物積み込みも容易である。

(3) 回転翼がダクトで覆われており、樹木や電線等への衝突が防止でき、安全性が高い。

(4) 1 個の大直径回転翼を 2 個に分割すれば、合計の回転翼面積は同一となるように設計するから、それぞれの回転翼の直径は $1 / \sqrt{2}$ となる。一方、重量は直径の 3 乗に比例するから、直径が $1 / \sqrt{2}$ の回転翼が 2 個あれば、合計重量は $1 / \sqrt{2}$ となり、重量を軽減できる。

2) 性能面

(1) 尾部回転翼直径が小さいため、ダクト厚さが薄くてよく、垂直尾翼の厚みも薄くてよい。従って、空気抵抗が少なく、性能がよくなる。

(2) 小型の回転翼であるので、吹き出し速度を大きくとることができる。従って、ボルテックス・リング状態に入ることがなく、強い横風の状態でも、安定性が高い。

(3) 2 個のダクテッド・ファン型尾部回転翼の組み合わせにより、騒音低下させる事ができる。例えば、2 個の尾部回転翼の回転数を、それぞれわずかに変えることにより、騒音が和音で聞こえるようになる。このようなチューニングにより人間の耳にはうるささが減少したように聞こえる。このような効果は、尾部回転翼の羽根の枚数を上下で変えたり、取り付け角度を変えたりすることで、さらに向上する。勿論、2 個の尾部回転翼の回転数を変え、且つ羽根の枚数を変えれば、より一層効果上がる。

(4) 本発明のようにダクテッド・ファン型尾部回転翼を 2 つ並べて使用することによる性能への影響に関しては、数値流体力学を用いた解析およびモデル・ロータによる風洞試験により問題の無いことを確認している。図 1 2 は、数値流体力学による解析に用いた解析モデルの例である。図 1 3 の a , b は図 1 2 の解析モデルを用いた解析結果であり、ダクテッド・ファン単体での推力および必要パワーと、ツイン・ダクテッド型とした時の片方のダクテッド・ファンの推力および必要パワーとの比較を示したものである。図 1 3 の a , b で判るように、ツイン・ダクテッド型とすることによる性能への影響はない。また、ダクテッド・ファンでは回転する羽根の影響によりダクトから吹き出す空気が回転することによるエネルギー損失が避けられないが、このエネルギー損失についても数値流体力学を用いた解析によってツイン・ダクテッド型とすることによる影響が無いことを確認している (図 1 4) 。図 1 4 に示されるように、2 つのファンの回転方向を同方向と逆方向に変えても推力に変化が無いことから、それぞれのファンから吹き出す空気はお互いに干渉していないことが判る。さらに、図 1 5

は、本発明の尾部回転翼を模擬した風洞試験の結果を示したものである。この図 1 5 から本発明のようにツイン・ダクテッド型としても、従来のダクテッド・ファン 1 個の場合と比較して同じ推力を得るのに必要な駆動トルクは等しく、2 個のダクテッド・ファン型尾部回転翼の空力干渉による性能低下は無いことが判る。

3) ローター系統の設計

(1) 従来使用実績のある、小型ヘリコプタ用のダクテッド・ファン型尾部回転翼を 2 個搭載することは、開発リスクが少ない。また、小型機の開発で取得した新しい技術も直ちに採用できる。従って、小型機と大型機の技術を共通化することにより、開発費と期間を大幅に減らすことができる。航空機においても、繰り返して設計することは、洗練された設計に到達することのできる優れた方法である。結果として、コストが安く、軽量で、安全性が高く、高性能な尾部回転翼を提供することが可能になる。

(2) 従来のプロペラ型尾部回転翼に比較して、ダクテッド・ファン型尾部回転翼は剛性が高く、疲労・空弾性の問題が小さい。従って、安全性が高く、軽量で信頼性が高い。

4) 駆動系統の設計

(1) 従来のプロペラ型の尾部回転翼では、取り付け位置を高くするため、垂直尾翼の上端部に取り付けることが多かった。このため、中間ギヤボックスを設置して、尾部回転翼駆動軸を折り曲げる必要があった。本発明のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼では、ちょうど中間ギヤボックスに相当する位置に下方の尾部回転翼を設置するため、この中間ギヤボックスと兼用でき、従来のプロペラ型の尾部回転翼に比較して重量増加はほとんどない。

(2) 従来のプロペラ型の尾部回転翼では、中間ギヤボックスに冷却装置が必要であったが、本発明のツイン・ダクテッド・ファン型では尾部回転翼自身がギヤボックスを空冷するため、冷却器が不要である。このため、馬力消費が少なく、性能上有利である。また、構造が単純で整備性が良い。

(3) 従来のプロペラ型の尾部回転翼では、ギヤボックスは 100% の馬力を伝達しなければならないが、本発明のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼の場合には、上方のギヤボックスは 50% の馬力で良い。したがって、ギヤボックスが軽量化できる。

5) 機体構造設計

本発明のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼では、テールブームに従来のプロペラ型尾部回転翼のような空弾性上の要求がなく、設計が容易である。また、従来の小型機用の垂直尾翼設計を踏襲できるので、設計効率がよく、軽量化できる。

6) 装備設計

上下 2 個のダクテッド・ファン型尾部回転翼のコントロ

ールを共用とすることにより、コストダウンできる。

7) 安全性

上下2個のダクテッド・ファン型尾部回転翼のコントロールを個別に制御することにより、飛行中の故障時や軍用における被弾時の安全性を向上させることができる。

8) 製造コスト

同一寸法の回転翼を多数生産することにより、コストを低減することができる。

9) 運用コスト

可動部分の少ないダクテッド・ファン型尾部回転翼を採用することにより、整備が容易になり、運用コストを削減できる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼を備えた回転翼航空機を示す側面図である。

【図2】本発明のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼を左前方から見た斜視図である。

【図3】本発明のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼を右前方から見た斜視図である。

【図4】本発明のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼の左側正面から見た構造図である。

【図5】図4のA - A線断面矢視図である。

【図6】図4のB - B線断面矢視図である。

【図7】図4のC - C線断面矢視図である。

【図8】ダクテッド・ファン型回転翼の組立状態を示す一部破断正面図である。

【図9】ダクテッド・ファン型回転翼の分解状態を示す斜視図である。

【図10】本発明のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼における下方の回転翼のギヤボックスの詳細を示す側面図である。

【図11】図10のD - D線断面矢視図である。

【図12】ダクテッド・ファンを並べて使用することによる性能への影響に関して、数値流体力学による解析に用いた解析モデルの例を示すものである。

【図13】a、bは図12の解析モデルを用いた解析結果で、ダクテッド・ファン単体での推力および必要パワーと、ツイン・ダクテッド・ファン型とした時の片方のダクテッド・ファンの推力および必要パワーとの比較を示すものである。

【図14】ツイン・ダクテッド型の2つのファンの回転

方向を同方向と逆方向に変えても推力に変化が無いことを示すものである。

【図15】本発明のツイン・ダクテッド・ファン型尾部回転翼を模擬した風洞試験の結果を、従来のダクテッド・ファン1個の場合と比較したものである。

【図16】プロペラ型尾部回転翼を備えた従来の全備重量7トン以上の大型回転翼航空機を示す側面図である。

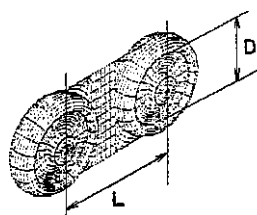
【図17】ダクテッド・ファン型尾部回転翼を備えた従来の5トン以下の小型回転翼航空機を示す左前方上方から見た斜視図である。

【図18】大型回転翼航空機用に設計したダクテッド・ファン型尾部回転翼を備えた場合の大型回転翼航空機を示す側面図である。

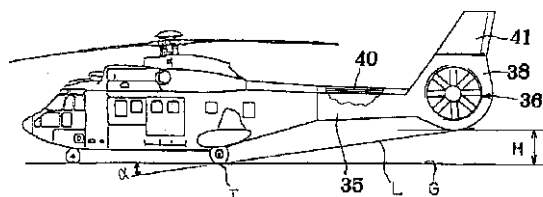
【符号の説明】

- 1 回転翼航空機
- 2 主回転翼
- 3 機体
- 4 テールブーム
- 5 垂直尾翼
- 6, 6 ダクテッド・ファン型回転翼
- 7 水平尾翼
- 8 駆動回転軸
- 9, 9 ギヤボックス
- 10 駆動軸
- 11, 11 羽根
- 12, 12 ハブ
- 13 リンク
- 14 スリット
- 15 出力軸
- 16 ハブ金具
- 17 ベアリング
- 18 ピッチ軸
- 19 ピッチホーン
- 20 スパイダー
- 21 スタッド
- 22 出力軸
- 23 プッシュロッド
- 25 温度センサー
- 26 スパイラル・ベベルギヤ
- 40 27, 28 駆動ギヤ

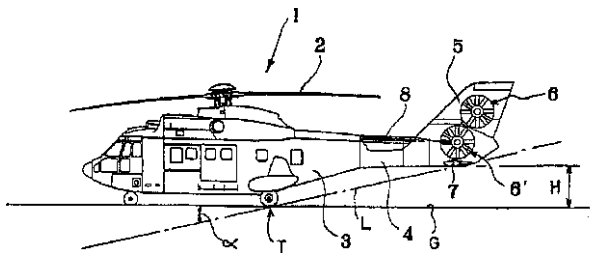
【図12】



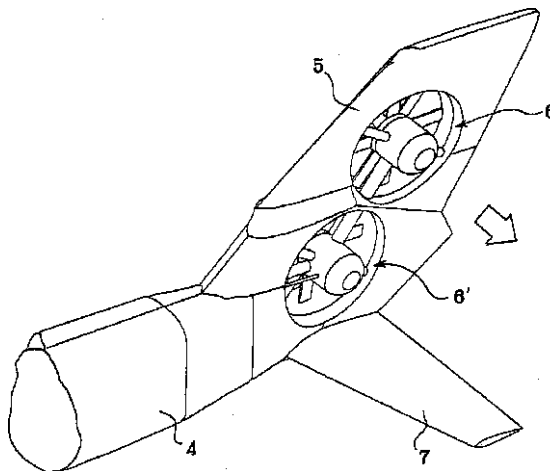
【図18】



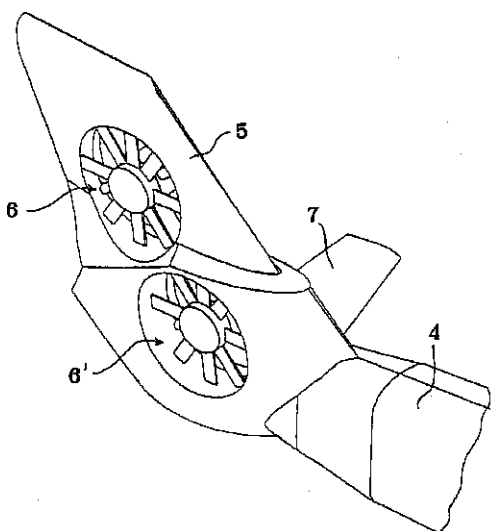
【図1】



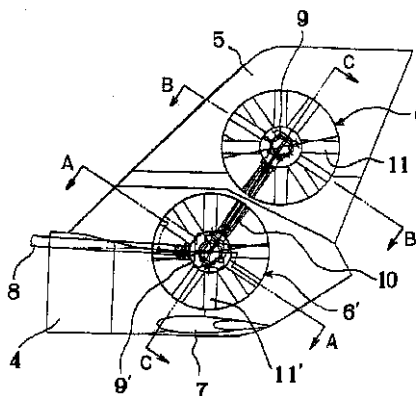
【図2】



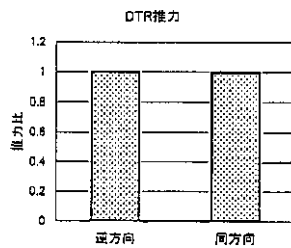
【図3】



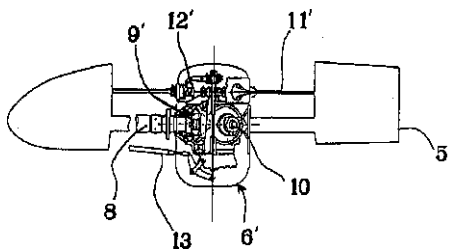
【図4】



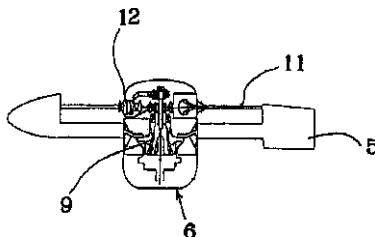
【図14】



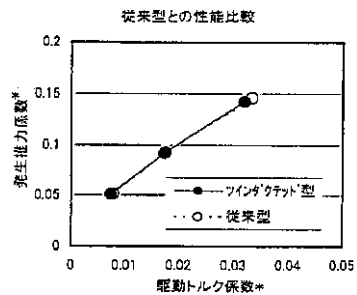
【図5】



【図6】

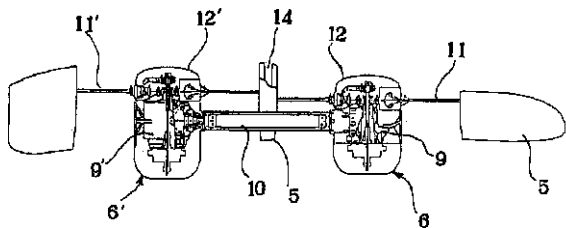


【図15】

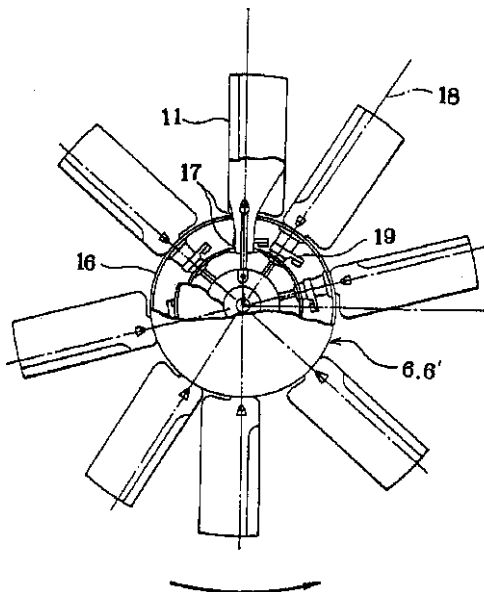


*: 推力およびトルクを回転数および回転面積で無次元化したもの

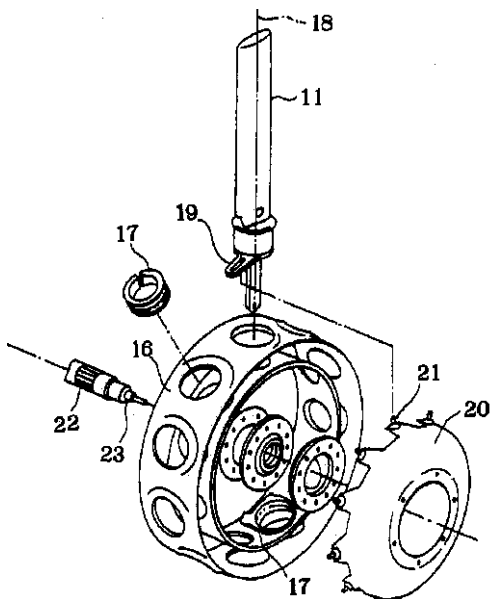
【図 7】



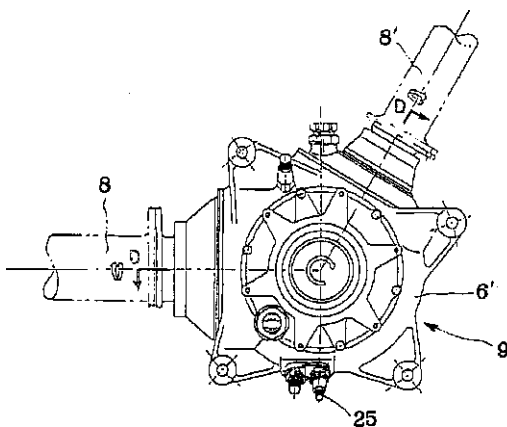
【図 8】



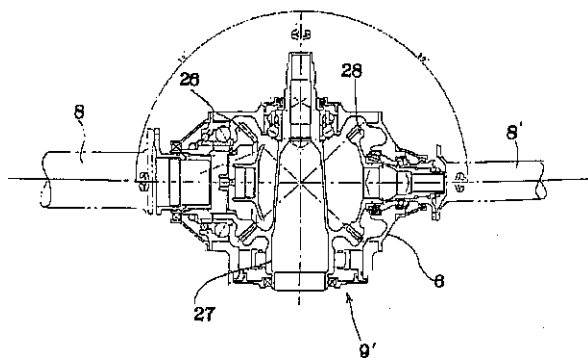
【図 9】



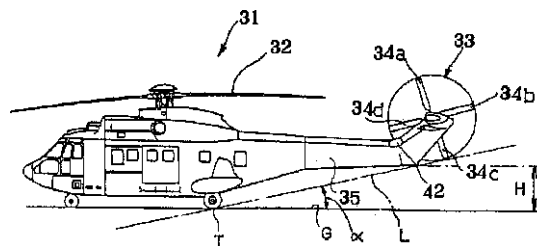
【図 10】



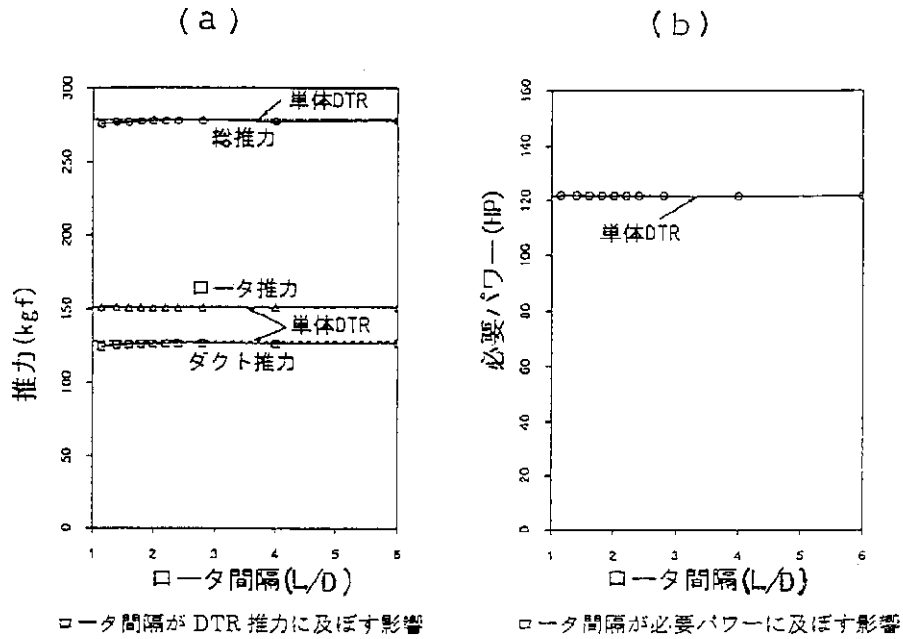
【図 11】



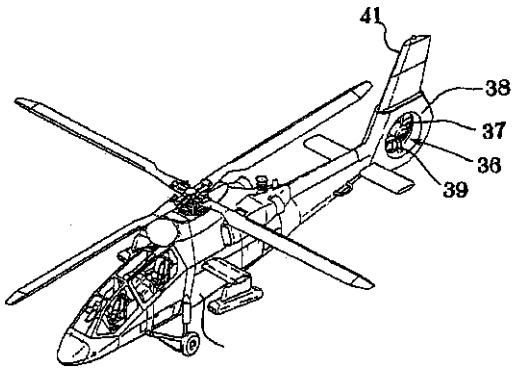
【図 16】



【図 13】



【図 17】



フロントページの続き

(72)発明者 飛永 佳成
 岐阜県各務原市川崎町 1 番地 川崎重工業
 株式会社岐阜工場内

(72)発明者 渡辺 隆司
 岐阜県各務原市川崎町 1 番地 川崎重工業
 株式会社岐阜工場内

(72)発明者 村重 敦
 岐阜県各務原市川崎町 1 番地 川崎重工業
 株式会社岐阜工場内

(72)発明者 西村 宏貴
 岐阜県各務原市川崎町 1 番地 川崎重工業
 株式会社岐阜工場内