

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号
特許第7610449号
(P7610449)

(45)発行日 令和7年1月8日(2025.1.8)

(24)登録日 令和6年12月24日(2024.12.24)

(51)国際特許分類	F I
B 6 4 C 29/00 (2006.01)	B 6 4 C 29/00 A
B 6 4 C 27/24 (2006.01)	B 6 4 C 27/24
B 6 4 C 27/26 (2006.01)	B 6 4 C 27/26

請求項の数 6 (全15頁)

(21)出願番号	特願2021-54480(P2021-54480)	(73)特許権者	000005326 本田技研工業株式会社 東京都港区南青山二丁目1番1号
(22)出願日	令和3年3月29日(2021.3.29)	(74)代理人	100077665 弁理士 千葉 剛宏
(65)公開番号	特開2022-151924(P2022-151924 A)	(74)代理人	100116676 弁理士 宮寺 利幸
(43)公開日	令和4年10月12日(2022.10.12)	(74)代理人	100191134 弁理士 千馬 隆之
審査請求日	令和5年11月28日(2023.11.28)	(74)代理人	100136548 弁理士 仲宗根 康晴
		(74)代理人	100136641 弁理士 坂井 志郎
		(74)代理人	100180448 弁理士 関口 亨祐

最終頁に続く

(54)【発明の名称】 航空機

(57)【特許請求の範囲】

【請求項1】

胴体と、

前記胴体に接続される翼と、

上下方向への移動を行うために下方側に第1気流を発生させる複数の離着陸用ロータと、

前方への移動を行うために後方側に第2気流を発生させる巡航用ロータと、

を備え、

複数の前記離着陸用ロータは、前記巡航用ロータの後方側に配置される後部ロータを含む航空機であって、

航空機の平面視において前記胴体の軸線方向に対する前記第2気流の角度が変化するように、前記第2気流の方向を変化させ得る気流偏向機構と、

上下方向への移動から前方への移動への移行時と、前方への移動から上下方向への移動への移行時の少なくとも一方で、前記後部ロータが発生させる前記第1気流と前記第2気流との干渉を抑制するために、前記気流偏向機構を制御するコントローラと、

を備える、航空機。

【請求項2】

胴体と、

前記胴体に接続される翼と、

上下方向への移動を行うために下方側に第1気流を発生させる複数の離着陸用ロータと、

前方への移動を行うために後方側に第2気流を発生させる巡航用ロータと、

10

20

を備え、

複数の前記離着陸用ロータは、前記巡航用ロータの後方側に配置される後部ロータを含む航空機であって、

前記第2気流の方向を変化させ得る気流偏向機構と、

上下方向への移動から前方への移動への移行時と、前方への移動から上下方向への移動への移行時の少なくとも一方で、前記後部ロータが発生させる前記第1気流と前記第2気流との干渉を抑制するために、前記気流偏向機構を制御するコントローラと、

を備え、

前記後部ロータは、前記胴体の軸線から左右方向の一方に第1距離だけオフセットして配置され、

前記巡航用ロータは、前記胴体の前記軸線から左右方向の一方に前記第1距離よりも小さい第2距離だけオフセットして配置され、

前記コントローラは、

前記第1気流と前記第2気流との干渉を抑制する際に、前記胴体の軸線方向に対する前記第2気流の方位角が大きくなるように前記気流偏向機構を制御し、

前方への移動速度の上昇に伴い、前記軸線方向に対する前記第2気流の方位角を小さくするように前記気流偏向機構を制御する、航空機。

【請求項3】

胴体と、

前記胴体に接続される翼と、

上下方向への移動を行うために下方側に第1気流を発生させる複数の離着陸用ロータと、前方への移動を行うために後方側に第2気流を発生させる巡航用ロータと、

を備え、

複数の前記離着陸用ロータは、前記巡航用ロータの後方側に配置される後部ロータを含む航空機であって、

前記第2気流の方向を変化させ得る気流偏向機構と、

上下方向への移動から前方への移動への移行時と、前方への移動から上下方向への移動への移行時の少なくとも一方で、前記後部ロータが発生させる前記第1気流と前記第2気流との干渉を抑制するために、前記気流偏向機構を制御するコントローラと、

を備え、

前記コントローラは、前記第1気流と前記第2気流の干渉度合を推定し、推定結果に応じて前記胴体の軸線方向に対する前記第2気流の方位角を決定する、航空機。

【請求項4】

胴体と、

前記胴体に接続される翼と、

上下方向への移動を行うために下方側に第1気流を発生させる複数の離着陸用ロータと、前方への移動を行うために後方側に第2気流を発生させる巡航用ロータと、

を備え、

複数の前記離着陸用ロータは、前記巡航用ロータの後方側に配置される後部ロータを含む航空機であって、

前記第2気流の方向を変化させ得る気流偏向機構と、

上下方向への移動から前方への移動への移行時と、前方への移動から上下方向への移動への移行時の少なくとも一方で、前記後部ロータが発生させる前記第1気流と前記第2気流との干渉を抑制するために、前記気流偏向機構を制御するコントローラと、

を備え、

前記コントローラは、前記後部ロータの回転数と前記巡航用ロータの回転数に応じて前記胴体の軸線方向に対する前記第2気流の方位角を決定する、航空機。

【請求項5】

請求項1～4のいずれか1項に記載の航空機であって、

前記気流偏向機構は、前記巡航用ロータの向きを変えるアクチュエータを備える、航空

10

20

30

40

50

機。

【請求項 6】

胴体と、

前記胴体に接続される翼と、

上下方向への移動を行うために下方側に第 1 気流を発生させる複数の離着陸用ロータと、

前方への移動を行うために後方側に第 2 気流を発生させる巡航用ロータと、

を備え、

複数の前記離着陸用ロータは、前記巡航用ロータの後方側に配置される後部ロータを含む航空機であって、

前記第 2 気流の方向を変化させ得る気流偏向機構と、

上下方向への移動から前方への移動への移行時と、前方への移動から上下方向への移動への移行時の少なくとも一方で、前記後部ロータが発生させる前記第 1 気流と前記第 2 気流との干渉を抑制するために、前記気流偏向機構を制御するコントローラと、

を備え、

前記気流偏向機構は、

前記巡航用ロータの後方に配置される整流板と、

前記整流板の向きを変えるアクチュエータと、を備える、航空機。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、複数の内燃機関を備える航空機に関する。

【背景技術】

【0002】

特許文献 1 には、電動垂直離着陸機（eVTOL 機）と称される航空機が示される。この航空機は、胴体の左右に配置される複数の離着陸用ロータと、後翼の上方に配置される複数の巡航用ロータと、を備える。eVTOL 機は、離陸後に、垂直に上昇し、ある程度の高度に達した後に、前方への移動を開始する。また、eVTOL 機は、前方への移動を停止し、垂直に降下し、着陸する。eVTOL 機は、前方への移動開始時及び前方への移動停止時に、離着陸用ロータと巡航用ロータを併用する。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0003】

【文献】米国特許出願公開第 2020/0115045 号明細書

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

特許文献 1 の航空機では、複数の離着陸用ロータのうちの一部が巡航用ロータの後方側且つ下方側に配置される。この航空機で離着陸用ロータと巡航用ロータが併用されると、離着陸用ロータの上方側に発生する気流と巡航用ロータの後方側に発生する気流とが干渉する。すると、離着陸用ロータが発生させる揚力と巡航用ロータが発生させる推力に影響がでる虞がある。

【0005】

本発明はこのような課題を考慮してなされたものであり、離着陸用ロータが発生させる第 1 気流と巡航用ロータが発生させる第 2 気流との干渉を抑制することができる航空機を提供することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0006】

本発明の態様は、

胴体と、

前記胴体に接続される翼と、

10

20

30

40

50

上下方向への移動を行うために下方側に第 1 気流を発生させる複数の離着陸用ロータと、前方への移動を行うために後方側に第 2 気流を発生させる巡航用ロータと、

を備え、

複数の前記離着陸用ロータは、前記巡航用ロータの後方側に配置される後部ロータを含む航空機であって、

前記第 2 気流の方向を変化させ得る気流偏向機構と、

上下方向への移動から前方への移動への移行時と、前方への移動から上下方向への移動への移行時の少なくとも一方で、前記後部ロータが発生させる前記第 1 気流と前記第 2 気流との干渉を抑制するために、前記気流偏向機構を制御するコントローラと、

を備える。

10

【発明の効果】

【0007】

本発明によれば、離着陸用ロータが発生させる第 1 気流と巡航用ロータが発生させる第 2 気流との干渉を抑制することができる。

【図面の簡単な説明】

【0008】

【図 1】図 1 は航空機の平面図である。

【図 2】図 2 は右側の離着陸用ロータが発生させる第 1 気流と右側の巡航用ロータが発生させる第 2 気流とを示す図である。

【図 3】気流偏向装置と第 1 ロータユニットと第 2 ロータユニットを示すブロック図である。

20

【図 4】図 4 は気流偏向テーブルを示す図である。

【図 5】図 5 は気流偏向の一例を示す図である。

【図 6】図 6 は気流偏向の一例を示す図である。

【図 7】図 7 は気流偏向装置の動作を示すフローチャートである。

【図 8】図 8 A は航空機の離陸から着陸までの時間経過と高度の変化とを示す図であり、図 8 B は時間経過と方位角（回転角度）の変化とを示す図である。

【発明を実施するための形態】

【0009】

以下、この発明に係る航空機について実施形態を挙げ、添付の図面を参照して詳細に説明する。

30

【0010】

[1 航空機 10 の全体の構成]

図 1 を用いて航空機 10 の全体の構成を説明する。本実施形態では、航空機 10 として、駆動源を電動モータとするロータで揚力及び推力を発生させる電動垂直離着陸機（eVTOL 機）を想定する。なお、本明細書では、鉛直上向きを上方向（上方）とし、鉛直下向きを下方向（下方）とする。また、航空機 10 が水平方向に移動（飛行）するときの移動方向を前方向（前方）とし、その逆方向を後方向（後方）とする。また、航空機 10 から前方に向けた状態で、航空機 10 の幅方向の右側の方向を右方向（右方）とし、幅方向の左側の方向を左方向（左方）とする。また、各部を航空機 10 の真上の位置から見たことを航空機 10 の平面視という。各部を航空機 10 の前方の位置から見たことを航空機 10 の正面視という。

40

【0011】

航空機 10 は、胴体 12 と、前翼 14 と、後翼 16 と、2 つのブーム 18 と、8 つの離着陸用ロータ 20 と、2 つの巡航用ロータ 22 と、を備える。胴体 12 の中心軸線 A は前後方向に延びる。航空機 10 の構造は、中心軸線 A を含む垂直平面を中心にして左右対称である。図 1 に示されるように、平面視において、中心軸線 A は、航空機 10 の重心 G と重なる。

【0012】

胴体 12 は、前後方向に長い。胴体 12 は、重心 G よりも前方に位置する胴体前部 12

50

fと、重心Gよりも後方に位置する胴体後部12rと、を有する。胴体前部12fは、前
端側が細くなるように構成される。胴体後部12rは、後端側が細くなるように構成され
る。なお、胴体12の本体には部分的にフェアリングが被せられる。本明細書では、本体
とフェアリングを含めて胴体12、胴体前部12f、胴体後部12rと称する。

【0013】

前翼14は、胴体12の胴体前部12fの上部に接続され、航空機10が前方へ移動す
るときに揚力を発生させるように構成される。前翼14は、中心から左右に延びる前翼本
体（水平安定板ともいう）26と、前翼14の後縁に配置される左右のエレベータ28と
、を有する。

【0014】

後翼16は、胴体12の胴体後部12rの上部にパイロン32を介して接続され、航空
機10が前方へ移動するとき揚力を発生させるように構成される。後翼16は、中心か
ら左右後方に延びる後翼本体34と、後翼16の後縁に配置される左右のエレボ
ン36と、後翼16の左右の翼端に配置される一対の垂直尾翼38と、を有する。各垂直尾翼38
は、尾翼本体42（垂直安定板ともいう）と、垂直尾翼38の後縁に配置されるラダー（
不図示）と、を有する。

【0015】

後翼16の翼面積は、前翼14の翼面積よりも大きい。また、後翼16の翼幅は、前翼
14の翼幅よりも長い。このような構成により、航空機10が前方へ移動するときに後翼
16が発生させる揚力は、前翼14が発生させる揚力よりも大きくなる。つまり、後翼16
は、航空機10の主翼として機能する。後翼16は、空気抵抗を少なくする後退翼であ
る。一方、前翼14は、航空機10の先尾翼として機能する。

【0016】

なお、航空機10が前方へ移動するときに後翼16が発生させる揚力と、航空機10が
前方へ移動するときに前翼14が発生させる揚力が同程度であっても良い。前翼14が発
生させる揚力と後翼16が発生させる揚力の大小関係は、重心Gの位置、巡航時の機体の
姿勢等によって適宜決定される。また、所望の揚力が発生するように、前翼14及び後翼
16の大きさ（翼面積、長さ等）は決定される。

【0017】

2つのブーム18は、胴体12よりも右方に配置される右側のブーム18と、胴体12
よりも左方に配置される左側のブーム18と、からなる。2つのブーム18は対をなし、
中心軸線Aを含む垂直平面を中心にして左右対称に配置される。2つのブーム18は、前
翼14及び後翼16に接続され、前翼14及び後翼16を介して胴体12に接続される。
2つのブーム18は、離着陸用ロータ20を支持する支持部材として機能する。

【0018】

右側のブーム18は、前方から後方に向かって延び且つ右方（幅方向の外側）に向か
って弧状に湾曲する棒部材である。右側のブーム18は、直線状の棒部材であっても良い。
右側のブーム18は、前翼14の右側の翼端に接続されると共に、後翼16の右翼のエレ
ボン36よりも内側に接続される。右側のブーム18の前端は、前翼14よりも前方に位
置する。右側のブーム18の後端は、後翼16よりも後方に位置する。

【0019】

左側のブーム18は、前方から後方に向かって延び且つ左方（幅方向の外側）に向か
って弧状に湾曲する棒部材である。左側のブーム18は、直線状の棒部材であっても良い。
左側のブーム18は、前翼14の左側の翼端に接続されると共に、後翼16の左翼のエレ
ボン36よりも内側に接続される。左側のブーム18の前端は、前翼14よりも前方に位
置する。左側のブーム18の後端は、後翼16よりも後方に位置する。

【0020】

離着陸用ロータ20は、第1モータ64（図3）の出力軸に接続されるマスト（不図示
）と、マストに接続されるハブ（不図示）と、ハブに接続される複数のブレード46と、
を有する。マストは、上下方向と平行になるように配置されており、上下方向に延びる軸

10

20

30

40

50

20Aを中心にして回転可能である。複数のブレード46は、ブーム18、前翼14及び後翼16よりも上方に位置する。ブレード46のピッチ角は可変である。このような構造により、離着陸用ロータ20は、軸20Aを中心にして回転し、揚力を発生させる。1つの離着陸用ロータ20と第1モータ64とモータ駆動用の第1ドライバ62(図3)は第1ロータユニット60(図3)を構成する。なお、第1ロータユニット60に1以上のバッテリーが含まれていても良い。

【0021】

8つの離着陸用ロータ20は、胴体12の右方に配置される4つの離着陸用ロータ20a~20dと、胴体12の左方に配置される4つの離着陸用ロータ20a~20dと、からなる。右側の離着陸用ロータ20a~20dは、右側のブーム18によって支持される。左側の離着陸用ロータ20a~20dは、左側のブーム18によって支持される。前後方向の位置が同位置である右側の離着陸用ロータ20a~20dと左側の離着陸用ロータ20a~20dは対をなす。

10

【0022】

図1に示されるように、前方から後方に向かって、一对の離着陸用ロータ20aと、前翼14と、一对の離着陸用ロータ20bと、一对の離着陸用ロータ20cと、後翼16と、一对の離着陸用ロータ20d(後部ロータ)と、がその順で配置される。各々の離着陸用ロータ20dは、巡航用ロータ22の後方側且つ上方側に配置される。

【0023】

巡航用ロータ22は、第2モータ70(図3)の出力軸に接続されるマスト(不図示)と、マストに接続されるハブ(不図示)と、ハブに接続される複数のブレード(不図示)と、を有する。巡航用ロータ22の周囲には円筒形のダクト54が設けられる。マストは、後翼16の下方の位置で前後方向と平行になるように配置されており、前後方向に延びる軸を中心にして回転可能である。このような構造により、巡航用ロータ22は、前後方向に延びる軸を中心にして回転し、推力を発生させる。1つの巡航用ロータ22と第2モータ70とモータ駆動用の第2ドライバ68(図3)は第2ロータユニット66(図3)を構成する。なお、第2ロータユニット66に1以上のバッテリーが含まれていても良い。

20

【0024】

2つの巡航用ロータ22は、胴体12の胴体後部12rに配置される。巡航用ロータ22の左右方向の位置は、各対の離着陸用ロータ20の左右方向の位置よりも内側(胴体12側)である。また、巡航用ロータ22の前後方向の位置は、一对の離着陸用ロータ20cと一对の離着陸用ロータ20dとの間である。また、巡航用ロータ22の回転軸の上下方向の位置は、離着陸用ロータ20のブレード46の上下方向の位置よりも下方側である。

30

【0025】

2つの巡航用ロータ22の前後方向の位置と上下方向の位置は一致する。また、2つの巡航用ロータ22は、左右に並べて配置される。一方の巡航用ロータ22は、胴体12の中心軸線Aを含む垂直平面よりも右方側に配置され、後翼16の右翼によって支持される。他方の巡航用ロータ22は、胴体12の中心軸線Aを含む垂直平面よりも左方側に配置され、後翼16の左翼によって支持される。

【0026】

右側の離着陸用ロータ20dは、中心軸線Aから右方向に第1距離だけオフセットして配置される。左側の離着陸用ロータ20dは、中心軸線Aから左方向に第1距離だけオフセットして配置される。右側の巡航用ロータ22は、中心軸線Aから右方向に第2距離だけオフセットして配置される。左側の巡航用ロータ22は、中心軸線Aから左方向に第2距離だけオフセットして配置される。第2距離は第1距離よりも小さい。つまり、左右の巡航用ロータ22は、左右の離着陸用ロータ20dよりも中心側に配置される。

40

【0027】

[2 気流偏向装置78]

図2は、右側の離着陸用ロータ20dが発生させる第1気流74と右側の巡航用ロータ22が発生させる第2気流76とを示す図である。図2で示されるように、右側の離着陸

50

用ロータ 20d 及び右側の巡航用ロータ 22 は、中心軸線 A に対して、胴体 12 の右方に所定の距離だけオフセットして配置される。離着陸用ロータ 20d が回転すると、離着陸用ロータ 20d の下方側には第 1 気流 74 が発生する。巡航用ロータ 22 が回転すると、巡航用ロータ 22 の後方側には第 2 気流 76 が発生する。離着陸用ロータ 20d と巡航用ロータ 22 が併用される場合、第 1 気流 74 と第 2 気流 76 は干渉する。左側の離着陸用ロータ 20d 及び左側の巡航用ロータ 22 についても、右側の離着陸用ロータ 20d 及び右側の巡航用ロータ 22 と同じことがいえる。

【0028】

図 3 は、気流偏向装置 78 と第 1 ロータユニット 60 と第 2 ロータユニット 66 を示すブロック図である。航空機 10 は、気流偏向装置 78 を有する。気流偏向装置 78 は、計測器群 80 と、回転センサ 82 と、コントローラ 84 と、第 3 ドライバ 86 と、気流偏向機構 88 と、を備える。気流偏向装置 78 は、第 1 気流 74 と第 2 気流 76 との干渉を抑制するために、第 2 気流 76 の進行方向を適宜変化させる。本明細書では、胴体 12 の中心軸線 A が延びる方向（軸線方向）に対して第 2 気流 76 の進行方向が傾く角度を方位角 d （図 5、図 6）という。

10

【0029】

計測器群 80 は、航空機 10 の飛行状態を検出する各種の計測器によって構成される。例えば、計測器群 80 は、パイロットが操作する操作器具、例えば操縦桿等の操作量を計測するセンサを含む。また、計測器群 80 は、航空機 10 の水平方向の移動速度を計測する計測器を含んでも良い。また、計測器群 80 は、航空機 10 の高度を計測する計測器を含んでも良い。また、計測器群 80 は、機体のヨー、ピッチ、ロールを計測する計測器を含んでも良い。また、計測器群 80 は、風速及び風向きを計測する計測器を含んでも良い。計測器群 80 の各計測器は、定期的に計測値をコントローラ 84 に送信する。

20

【0030】

回転センサ 82 は、例えばロータリーエンコーダである。回転センサ 82 は、気流偏向機構 88 が有する第 3 モータ 98 の回転角度 r を計測する。第 3 モータ 98 の回転角度 r は、第 2 気流 76 の方位角 d に比例する。回転センサ 82 は、計測した回転角度 r をコントローラ 84 に送信する。なお、本実施形態では、方位角 d がゼロのときの回転角度 r をゼロとする。

【0031】

コントローラ 84 は、離着陸用ロータ 20 の回転制御、巡航用ロータ 22 の回転制御、離着陸用ロータ 20 及び巡航用ロータ 22 を使用した機体のピッチ制御、及び、気流偏向機構 88 の動作制御を行う。コントローラ 84 は、例えば電子制御装置（ECU）である。ECU は、演算部 90 と、記憶部 92 と、入出力部（不図示）等を有する。

30

【0032】

演算部 90 は、例えば、CPU 等のプロセッサによって構成される。この場合、記憶部 92 に記憶されるプログラムがプロセッサによって実行されることによって、各機能が実現される。なお、演算部 90 は、例えば、ASIC、FPGA 等の集積回路によって構成されても良い。また、演算部 90 は、ディスクリットデバイスを含む電子回路によって構成されても良い。演算部 90 は、各計測器の計測値、回転センサ 82 の計測値及び記憶部 92 が記憶する情報を用いて演算を行い、第 1 ドライバ 62、第 2 ドライバ 68 及び第 3 ドライバ 86 に指令信号を出力する。

40

【0033】

記憶部 92 は、例えば、揮発性メモリと不揮発性メモリによって構成される。揮発性メモリとしては、例えば RAM 等があげられる。不揮発性メモリとしては、例えば ROM とフラッシュメモリ等があげられる。不揮発性メモリは、演算部 90 によって実行されるプログラムの他に、ユーザによって予め入力される各種の情報を記憶する。本実施形態において、不揮発性メモリは、ロータ制御テーブル 94 と気流偏向テーブル 96 とを記憶する。ロータ制御テーブル 94 は、各計測器の計測値と、第 1 モータ 64 の目標回転数 $R1$ 及び第 2 モータ 70 の目標回転数 $R2$ と、を対応付ける。気流偏向テーブル 96 は、第 1 モ

50

ータ64の目標回転数 R_1 及び第2モータ70の目標回転数 R_2 と、第3モータ98の回転角度 r と、を対応付ける。例えば、図4で示されるように、気流偏向テーブル96は、(目標回転数 R_2 /目標回転数 R_1)と回転角度 r とを対応付ける。また、記憶部92は、最新の回転角度 r を記憶する。

【0034】

第3ドライバ86は、気流偏向機構88の第3モータ98の駆動回路である。第3ドライバ86は、コントローラ84が出力する指令信号に基づいて、第3モータ98に電力を供給する。

【0035】

気流偏向機構88は、第3モータ98と、動力伝達機構100と、を有する。第3モータ98は、第3ドライバ86から供給される電力に応じて動作する。動力伝達機構100は、第3モータ98の動作に応じて動作して、第2気流76の方位角 d を変化させる。例えば、図5で示されるように、動力伝達機構100は、上下方向と平行する軸102を中心にして巡航用ロータ22の全体又はダクト54を回転させる。又は、図6で示されるように、動力伝達機構100は、ダクト54から後方に向かって延びる整流板104の向きを変化させても良い。

10

【0036】

[3 気流偏向装置78の動作]

図7は、気流偏向装置78の動作を示すフローチャートである。コントローラ84の演算部90は、以下で説明する処理を、所定時間毎に繰り返し行う。なお、以下では、右側の第1気流74と第2気流76との干渉を抑制する動作について説明するが、左側の第1気流74と第2気流76との干渉を抑制する動作も同じである。

20

【0037】

ステップS1において、演算部90は、各計測器の計測値を取得する。

【0038】

ステップS2において、演算部90は、取得した計測値とロータ制御テーブル94に基づいて、8つの離着陸用ロータ20の目標回転数 R_1 と2つの巡航用ロータ22の目標回転数 R_2 を決定する。演算部90は、決定した目標回転数 R_1 に基づいて8つの第1ドライバ62に制御指令を出力する。その結果、8つの第1モータ64が動作し、8つの離着陸用ロータ20が回転する。また、演算部90は、決定した目標回転数 R_2 に基づいて2つの第2ドライバ68に制御指令を出力する。その結果、2つの第2モータ70が動作し、2つの巡航用ロータ22が回転する。

30

【0039】

ステップS3において、演算部90は、第1気流74と第2気流76との干渉度合を推定する。演算部90は、離着陸用ロータ20dの目標回転数 R_1 と巡航用ロータ22の目標回転数 R_2 が所定値以上である場合、すなわち、離着陸用ロータ20dと巡航用ロータ22とが併用される場合に、第1気流74と第2気流76とが干渉する可能性があると判定する。例えば、上下方向への移動から前方への移動への移行時と、前方への移動から上下方向への移動への移行時に、離着陸用ロータ20dと巡航用ロータ22とが併用される。この場合、演算部90は、干渉度合を判定するための指標として、第3モータ98の回転角度 r 、すなわち回転センサ82の計測値を用いる。演算部90は、記憶部92に記憶される最新の回転角度 r と所定の閾値とを比較することで、干渉度合の大小を判定する。

40

【0040】

第3モータ98の回転角度 r が閾値未満である場合、すなわち第2気流76の方位角 d が小さい場合に、演算部90は、干渉度合が大きいと推定する。この場合(ステップS4: YES)、処理はステップS5に移行する。一方、第3モータ98の回転角度 r が閾値以上である場合、すなわち第2気流76の方位角 d が大きい場合に、演算部90は、干渉度合が小さいと推定する。この場合(ステップS4: NO)、処理は終了する。

【0041】

50

ステップS5において、演算部90は、第2気流76の方位角 d を決定する。第3モータ98の回転角度 r は方位角 d に比例することから、回転角度 r を決定することと方位角 d を決定することは同義である。このため、演算部90は、第3モータ98の回転角度 r を決定する。ここでは、演算部90は、気流偏向テーブル96を用いて第3モータ98の回転角度 r を決定する。この際、演算部90は、ステップS2で決定した離着陸用ロータ20dの目標回転数 $R1$ と巡航用ロータ22の目標回転数 $R2$ を入力値とし、回転角度 r を演算する。なお、演算部90は、目標回転数 $R1$ 、 $R2$ を入力値とする代わりに、実回転数を入力値としても良い。なお、ステップS5の時点で、目標回転数 $R1$ と目標回転数 $R2$ はともに所定値以上である。このため、気流偏向テーブル96の入力パラメータである(目標回転数 $R2$ / 目標回転数 $R1$) がゼロになることはなく、また、発散することもない。

10

【0042】

ステップS6において、演算部90は、第3モータ98の回転角度 r が、ステップS5で決定した回転角度 r となるように、第3ドライバ86に制御指令を出力する。このようにして、演算部90は、第3モータ98を制御し、第2気流76の方位角 d を所望の角度にする。

【0043】

[4 方位角 d の遷移例]

図8Aは、航空機10の離陸から着陸までの時間経過と高度の変化とを示す図である。図8Bは、時間経過と方位角 d (回転角度 r) の変化とを示す図である。図8Aで示されるように、航空機10は、時点 $t1$ で離陸し、時点 $t1$ から時点 $t2$ の間に垂直方向に一定速度で上昇し、時点 $t2$ から時点 $t3$ の間に垂直方向の移動から水平方向の移動に徐々に移行し、時点 $t3$ 以降に巡航する。また、航空機10は、時点 $t4$ まで巡航し、時点 $t4$ から時点 $t5$ の間に水平方向の移動から垂直方向の移動に徐々に移行し、時点 $t5$ から時点 $t6$ の間に垂直方向に一定速度で下降し、時点 $t6$ で着陸する。

20

【0044】

例えば、時点 $t2$ から時点 $t3$ の間及び時点 $t4$ から時点 $t5$ の間に離着陸用ロータ20dと巡航用ロータ22とが併用される。

【0045】

図8Bで示されるように、時点 $t2$ で、演算部90は、第3モータ98の回転角度 r を最大角度 r_{max} にする。その結果、第2気流76の方位角 d は最大角度 d_{max} となる。右側の巡航用ロータ22を例にすると、最大角度 d_{max} は、右側の離着陸用ロータ20dが発生させる第1気流74だけでなく、左側の離着陸用ロータ20dが発生させる第1気流74とも干渉しない範囲で設定される。時点 $t2$ で、演算部90は、第2気流76が第1気流74から遠ざかるように第3モータ98を制御する。このため、第1気流74と第2気流76との干渉は抑制される。

30

【0046】

時点 $t2$ から時点 $t3$ の間では、機体が上昇するにつれて、離着陸用ロータ20dの使用率が徐々に低くなり、巡航用ロータ22の使用率が徐々に高くなる。すると、水平方向の機体の移動速度が徐々に上昇する。この場合、 $R2/R1$ が徐々に増加するため、演算部90は、第3モータ98の回転角度 r を徐々に小さくする。その結果、第2気流76の方位角 d は徐々に小さくなる。つまり、時点 $t2$ から時点 $t3$ の間に、演算部90は、第2気流76を第1気流74に徐々に近づける。

40

【0047】

時点 $t3$ で方位角 d は略ゼロである。この時点で、離着陸用ロータ20dは使用されていないか、又は、極低速で回転する。つまり、第1気流74は実質的に発生していない。このため、第1気流74と第2気流76との干渉は発生しない。

【0048】

時点 $t4$ で方位角 d は略ゼロである。この時点で、離着陸用ロータ20dは実質的に使用されていない。つまり、第1気流74は発生していない。このため、第1気流74と

50

第2気流76との干渉は発生しない。

【0049】

時点t4から時点t5の間では、機体が下降するにつれて、離着陸用ロータ20dの使用率が徐々に高くなり、巡航用ロータ22の使用率が徐々に低くなる。すると、水平方向の機体の移動速度が徐々に低下する。この場合、R2/R1が徐々に減少するため、演算部90は、第3モータ98の回転角度rを徐々に大きくする。その結果、第2気流76の方位角dは徐々に大きくなる。つまり、時点t4から時点t5の間に、演算部90は、第2気流76を第1気流74から徐々に遠ざける。

【0050】

時点t5で、演算部90は、第3モータ98の回転角度rを最大角度r_maxにする。その結果、第2気流76の方位角dは最大角度d_maxとなる。時点t5で、演算部90は、第2気流76が第1気流74から遠ざかるように第3モータ98を制御する。このため、第1気流74と第2気流76との干渉は抑制される。

10

【0051】

[5 変形例]

上記した実施形態では、演算部90は、第3モータ98の回転角度rを連続的に変化させることによって、第2気流76の方位角dを連続的に変化させる。これとは別に、演算部90は、第3モータ98の回転角度rを段階的に変化させることによって、第2気流76の方位角dを段階的に変化させても良い。例えば、演算部90は、離着陸用ロータ20dと巡航用ロータ22が併用される場合に回転角度rを所定角度にし、併用されない場合に回転角度rをゼロにしても良い。また、演算部90は、パイロットのスイッチ操作に応じて回転角度rを変化させても良い。

20

【0052】

上記した実施形態では、巡航用ロータ22の回転軸の上下方向の位置は、離着陸用ロータ20のブレード46の上下方向の位置よりも下方側である。この実施形態とは別に、巡航用ロータ22の回転軸の上下方向の位置が、離着陸用ロータ20のブレード46の上下方向の位置よりも上方側又は同位置であっても良い。要するに、本発明は、巡航用ロータ22から排出される空気と、離着陸用ロータ20に吸い込まれる空気と排出される空気の少なくとも一方と、が干渉するような構造の航空機10に適用可能である。

【0053】

図7で示されるステップS3において、演算部90は、離着陸用ロータ20と巡航用ロータ22を併用している状態で、機体の目標姿勢と実姿勢の乖離に基づいて干渉度合を推定しても良い。例えば、ピッチ角度の目標値がゼロであるにもかかわらず機体が後傾姿勢である場合は、巡航用ロータ22の気流と離着陸用ロータ20dの気流とが干渉し、離着陸用ロータ20dによる揚力が要求通りに発生していない可能性がある。従って、機体のピッチ方向の制御において、ピッチ角度の目標値と実測値の乖離が大きい場合は、干渉度合が大きいと推定することができる。

30

【0054】

[6 実施形態から得られる技術的思想]

上記実施形態及び変形例から把握しうる技術的思想について、以下に記載する。

40

【0055】

本発明の態様は、

胴体12と、

前記胴体12に接続される翼(前翼14、後翼16)と、

上下方向への移動を行うために下方側に第1気流74を発生させる複数の離着陸用ロータ20と、

前方への移動を行うために後方側に第2気流76を発生させる巡航用ロータ22と、
を備え、

複数の前記離着陸用ロータ20は、前記巡航用ロータ22の後方側に配置される後部ロータ(離着陸用ロータ20d)を含む航空機10であって、

50

前記第 2 気流 7 6 の方向を変化させ得る気流偏向機構 8 8 と、

上下方向への移動から前方への移動への移行時（時点 t_2 ~ 時点 t_3 ）と、前方への移動から上下方向への移動への移行時（時点 t_4 ~ 時点 t_5 ）の少なくとも一方で、前記後部ロータが発生させる前記第 1 気流 7 4 と前記第 2 気流 7 6 との干渉を抑制するために、前記気流偏向機構 8 8 を制御するコントローラ 8 4（演算部 9 0）と、

を備える。

【0056】

上記構成では、後部ロータ（離着陸用ロータ 2 0 d）と巡航用ロータ 2 2 の併用時に、コントローラ 8 4（演算部 9 0）は、第 2 気流 7 6 の方向を第 1 気流 7 4 の位置から遠ざけるように変化させる。このため、上記構成によれば、第 1 気流 7 4 と第 2 気流 7 6 との干渉を抑制することができる。

10

【0057】

本発明の態様において、

前記後部ロータ（離着陸用ロータ 2 0 d）は、前記胴体 1 2 の軸線（中心軸線 A）から左右方向の一方に第 1 距離だけオフセットして配置され、

前記巡航用ロータ 2 2 は、前記胴体 1 2 の前記軸線から左右方向の一方に前記第 1 距離よりも小さい第 2 距離だけオフセットして配置され、

前記コントローラ 8 4（演算部 9 0）は、

前記第 1 気流 7 4 と前記第 2 気流 7 6 との干渉を抑制する際に、前記胴体 1 2 の軸線方向に対する前記第 2 気流 7 6 の方位角 d が大きくなるように前記気流偏向機構 8 8 を制御し、

20

前方への移動速度の上昇に伴い、前記軸線方向に対する前記第 2 気流 7 6 の方位角 d を小さくするように前記気流偏向機構 8 8 を制御しても良い。

【0058】

上記構成によれば、コントローラ 8 4（演算部 9 0）は、巡航用ロータ 2 2 の使用率が高くなるにつれて、第 2 気流 7 6 の方位角 d を小さくする。従って、巡航用ロータ 2 2 による推進力を大きくすることができる。

【0059】

本発明の態様において、

前記コントローラ 8 4（演算部 9 0）は、前記第 1 気流 7 4 と前記第 2 気流 7 6 の干渉度合を推定し、推定結果に応じて前記胴体 1 2 の軸線方向に対する前記第 2 気流 7 6 の方位角 d を決定しても良い。

30

【0060】

本発明の態様において、

前記コントローラ 8 4（演算部 9 0）は、前記後部ロータ（離着陸用ロータ 2 0 d）の回転数と前記巡航用ロータ 2 2 の回転数に応じて前記胴体 1 2 の軸線方向に対する前記第 2 気流 7 6 の方位角 d を決定しても良い。

【0061】

本発明の態様において、

前記気流偏向機構 8 8 は、前記巡航用ロータ 2 2 の向きを変えるアクチュエータ（第 3 モータ 9 8）を備えても良い。

40

【0062】

本発明の態様において、

前記気流偏向機構 8 8 は、

前記巡航用ロータ 2 2 の後方に配置される整流板 1 0 4 と、

前記整流板 1 0 4 の向きを変えるアクチュエータ（第 3 モータ 9 8）と、を備えても良い。

【0063】

なお、本発明に係る航空機は、上記実施形態及び変形例に限らず、本発明の要旨を逸脱することなく、種々の構成を採り得ることはもちろんである。

50

【符号の説明】

【 0 0 6 4 】

1 0 ... 航空機	1 2 ... 胴体	
1 4 ... 前翼 (翼)	1 6 ... 後翼 (翼)	
2 0 ... 離着陸用ロータ		
2 0 d ... 離着陸用ロータ (後部ロータ)	2 2 ... 巡航用ロータ	
7 4 ... 第 1 気流	7 6 ... 第 2 気流	
8 4 ... コントローラ	8 8 ... 気流偏向機構	
9 0 ... 演算部		
9 8 ... 第 3 モータ (アクチュエータ)	1 0 4 ... 整流板	10

20

30

40

50

【図面】
【図 1】

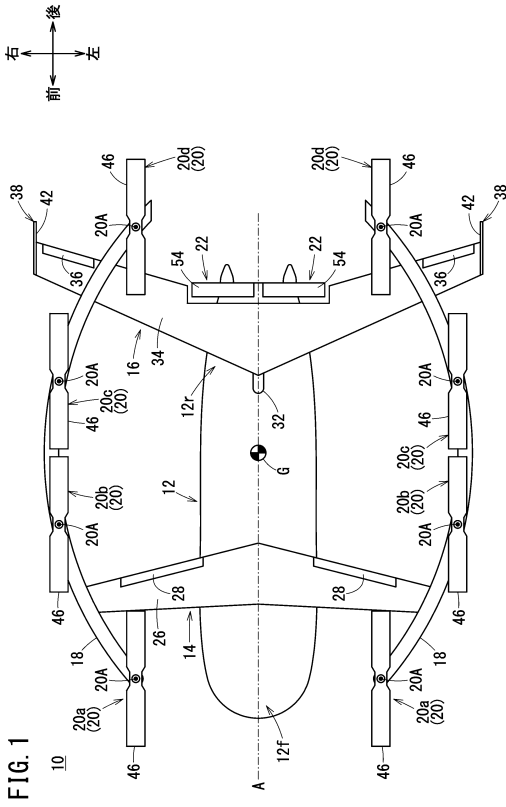


FIG. 1

【図 2】

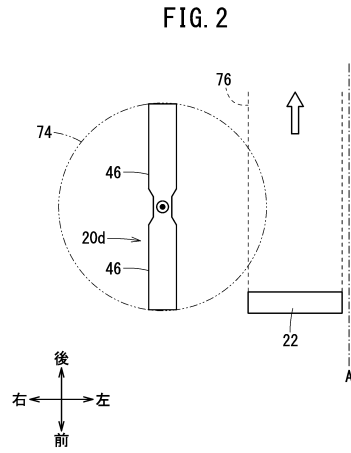


FIG. 2

10

20

【図 3】

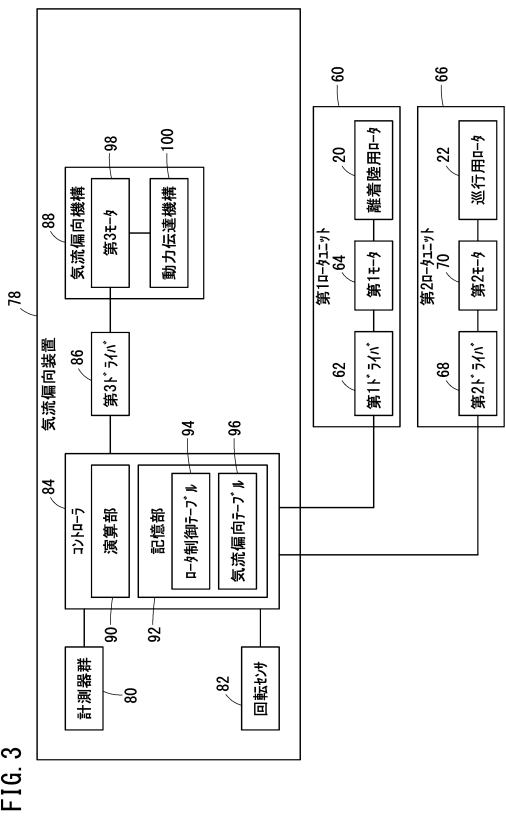


FIG. 3

【図 4】

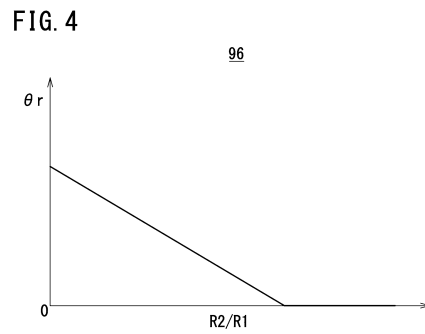


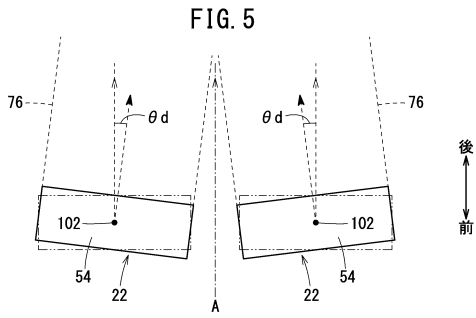
FIG. 4

30

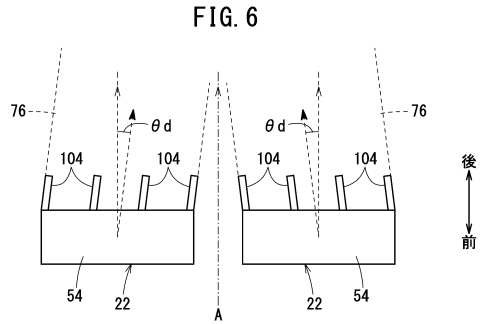
40

50

【図5】



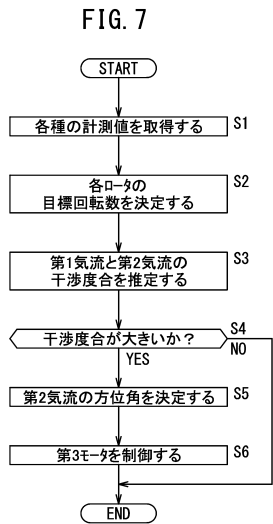
【図6】



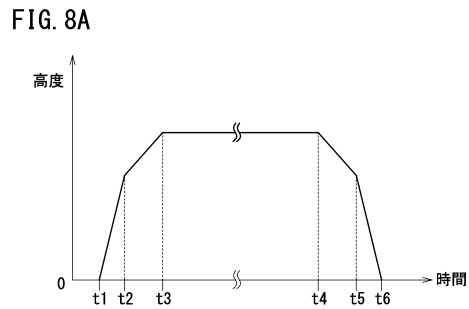
10

20

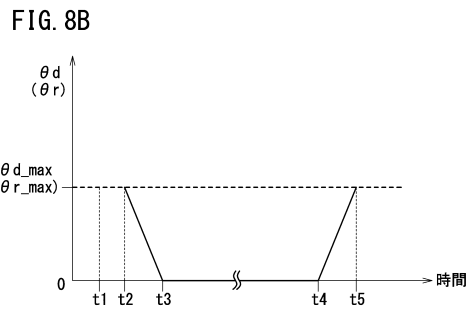
【図7】



【図8】



30



40

50

フロントページの続き

(72)発明者 浅沼 雅彦

埼玉県和光市中央1丁目4番1号 株式会社本田技術研究所内

審査官 志水 裕司

(56)参考文献 韓国登録特許第10-1895366(KR, B1)

特表2017-514748(JP, A)

(58)調査した分野 (Int.Cl., DB名)

B64C 27/00

B64C 29/00

B64U 10/00