(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局

(43) 国際公開日
2022年6月23日(23.06.2022)

WIPO | PCT

(10) 国際公開番号
WO 2022/130501 A1

(51) 国際特許分類:
B64C 27/26 (2006.01) *B64D 27/24* (2006.01)
B64C 29/00 (2006.01)

(21) 国際出願番号： PCT/JP2020/046756

(22) 国際出願日： 2020年12月15日(15.12.2020)

(25) 国際出願の言語： 日本語

(26) 国際公開の言語： 日本語

(71) 出願人: 本田技研工業株式会社 (**HONDA MOTOR CO., LTD.**) [JP/JP]; 〒1078556 東京都港区南青山二丁目１番１号 Tokyo (JP).

(72) 発明者: 石塚勇二(**ISHITSUKA Yuji**); 〒3510193 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 Saitama (JP). 吉井一真 (**YOSHII Kazuma**); 〒3510193 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 Saitama (JP).

(74) 代理人: 千葉剛宏，外 (**CHIBA Yoshihiro** et al.); 〒1510053 東京都渋谷区代々木２丁目１番１号 新宿マインズタワー １６階 Tokyo (JP).

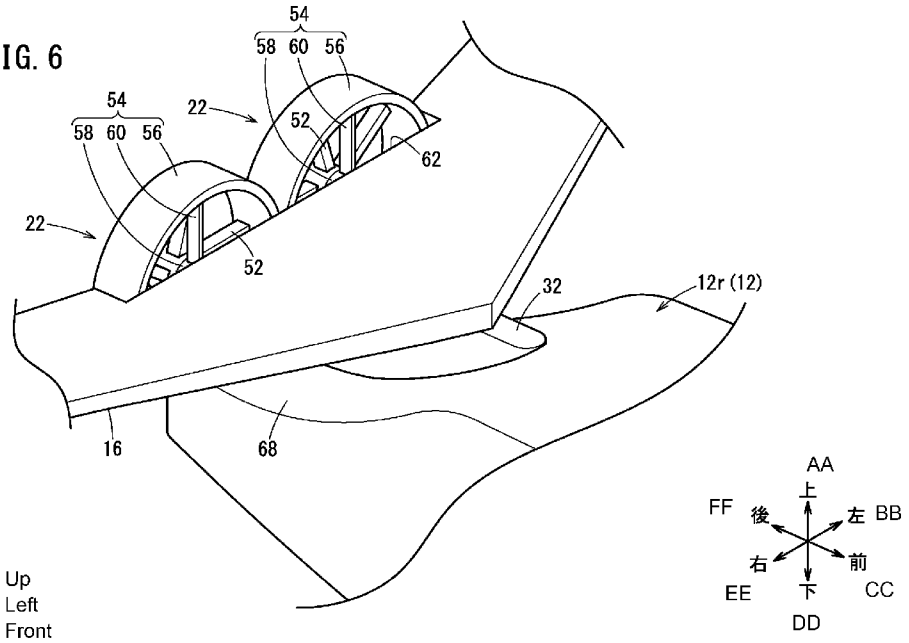
(81) 指定国(表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, IT, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL,

WO 2022/130501 A1

(54) **Title:** AIRCRAFT

(54) 発明の名称： 航空機

FIG. 6



AA Up
BB Left
CC Front
DD Down
EE Right
FF Rear

(57) **Abstract:** In a front view of this aircraft (10), there is an overlap portion (66) where at least a part of a fuselage (12) and at least a part of two cruising rotors (22) overlap, and a rear portion (12r) of the fuselage (12) has an inclined surface (68) which is displaced downward from upward progressing from the front to the rear, such that the area of the overlap portion (66) gradually becomes smaller progressing from the front to the rear.

[続葉有]

ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW.

(84) 指定国(表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類:

— 国際調査報告(条約第21条(3))

— 補正された請求の範囲(条約第19条(1))

(57) 要約:航空機(１０)の正面視において、胴体(１２)の少なくとも一部と２つの巡航用ロータ(２２)の少なくとも一部とが重なり合うオーバーラップ部分(６６)があり、胴体(１２)の後部(１２ｒ)は、前方から後方に進むにつれてオーバーラップ部分(６６)の面積が徐々に小さくなるように、前方から後方に進むにつれて上方から下方に変位する傾斜面(６８)を有する。

明　細　書

発明の名称 ： 航空機

技術分野

[0001] 本発明は、鉛直方向に離着陸すること、及び、巡航することが可能な航空機に関する。

背景技術

[0002] 米国特許出願公開第２０２０／０１１５０４５号明細書には、垂直離着陸機（ＶＴＯＬ）と称される航空機が示される。米国特許出願公開第２０２０／０１１５０４５号明細書で示される航空機は、胴体と、胴体に接続される前翼及び後翼（主翼）と、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。この航空機は、離着陸するときと停止飛行するときに離着陸用ロータを使用し、巡航するときに巡航用ロータを使用する。また、この航空機は、停止飛行から巡航飛行に移行するときと巡航飛行から停止飛行に移行するときに離着陸用ロータと巡航用ロータを併用する。

発明の概要

[0003] 翼の上部に推力装置を配置すると、空力設計上のデメリットが発生する。このため、翼の下部に推力装置を配置することが好ましい。しかし、米国特許出願公開第２０２０／０１１５０４５号明細書に示される航空機において、仮に推力装置が後翼の下部に配置されたとすると、次の問題が発生する虞がある。

[0004] 米国特許出願公開第２０２０／０１１５０４５号明細書に示される航空機では、平面視において巡航用ロータの前方に離着陸用ロータが配置される。巡航用ロータの前方に配置される一対の離着陸用ロータは、下方に向かって空気を流す。このとき発生する空気は、前方から巡航用ロータに案内される空気と干渉する。すると、巡航用ロータに案内される空気の流れに乱れが発生し、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] 一方、巡航用ロータを胴体側に配置すると、胴体が巡航用ロータの前方に位置することになる。すると、胴体が、巡航用ロータに案内される空気の流れを妨げる虞がある。この場合、巡航用ロータが発生させる推力を十分に得ることができなくなる。

[0006] 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、巡航用ロータが発生させる推力を十分に得ることができる航空機を提供することを目的とする。

[0007] 本発明の態様は、

胴体と、

前記胴体の後部の上部に接続される翼と、

前記胴体の中心軸線よりも右側と左側にそれぞれ配置され、水平方向移動時に推力を発生させるように構成される２つ以上の巡航用ロータと、

を備える航空機であって、

前記航空機の正面視において、前記胴体の少なくとも一部と２つの前記巡航用ロータの少なくとも一部とが重なり合うオーバーラップ部分があり、

前記胴体の前記後部は、前方から後方に進むにつれて前記オーバーラップ部分の面積が徐々に小さくなるように、前方から後方に進むにつれて上方から下方に変位する傾斜面を有する。

[0008] 本発明によれば、巡航用ロータが発生させる推力を十分に得ることができる。

図面の簡単な説明

[0009] [図1]図１は本実施形態に係る航空機の斜視図である。

[図2]図２は本実施形態に係る航空機の平面図である。

[図3]図３は本実施形態に係る航空機の左側面図である。

[図4]図４は本実施形態に係る航空機の正面図である。

[図5]図５は本実施形態に係る航空機の背面図である。

[図6]図６は胴体の後部の周辺を斜め上から見た場合の斜視図である。

[図7]図７は胴体の後部の周辺を斜め下から見た場合の斜視図である。

発明を実施するための形態

[0010] 以下、本発明に係る航空機について、好適な実施形態を挙げ、添付の図面を参照して詳細に説明する。

[0011] ［１　航空機１０の全体の構成］

本実施形態では、航空機１０として、電動モータを有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）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から前方に向いた状態で、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ることを航空機１０の平面視という。各部を航空機１０の前方の位置から見ることを航空機１０の正面視という。

[0012] 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。図２に示されるように、航空機１０の構造は、平面視において、前後方向に延びる胴体１２の中心軸線Ａと重なる位置を中心にして左右対称である。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。

[0013] 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前部１２ｆと、重心Ｇよりも後方に位置する後部１２ｒと、を有する。前部１２ｆは、前端側が細くなるように構成される。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の本体に部分的にフェアリングが被せられていても良い。本明細書では、このフェアリングを含めて胴体１２、前部１２ｆ、後部１２ｒと称する。

[0014] 前翼１４は、胴体１２の前部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。

[0015] 後翼１６は、胴体１２の後部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に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４４と、を有する。

[0016] 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。前翼１４と後翼１６は、２つのブーム１８を支持する支持部材としても機能する。

[0017] 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。

[0018] 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、平面視において、胴体１２の中心軸線Ａと重なる位置を中心にして左右対称に配置される。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。

[0019] 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、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。

[0020] 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、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。

[0021] 離着陸用ロータ２０は、電動モータ（不図示）の出力軸に連結される回転マスト（不図示）と、回転マストに取り付けられるプロペラ４６と、を有する。回転マストは、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を中心にして回転可能である。プロペラ４６は、ブーム１８、前翼１４及び後翼１６よりも上方に位置する。このような構造により、プロペラ４６は、上下方向に延びる軸を中心にして回転可能である。各離着陸用ロータ２０は、プロペラ４６の回転によって揚力を発生させる。

[0022] ８つの離着陸用ロータ２０は、胴体１２よりも右方に配置される４つの離着陸用ロータ２０ａ～２０ｄと、胴体１２よりも左方に配置される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。

[0023] 図２に示されるように、平面視において、前方から後方に向かって、一対の離着陸用ロータ２０ａと、前翼１４と、一対の離着陸用ロータ２０ｂと、一対の離着陸用ロータ２０ｃと、後翼１６と、一対の離着陸用ロータ２０ｄと、がその順で配置される。つまり、一対の離着陸用ロータ２０ａは、前翼１４よりも前方に配置される。また、一対の離着陸用ロータ２０ｂは、前翼１４と後翼１６との間に配置され、且つ、一対の離着陸用ロータ２０ｃよりも前方に配置される。また、一対の離着陸用ロータ２０ｃは、前翼１４と後

翼１６との間に配置され、且つ、一対の離着陸用ロータ２０ｂよりも後方に配置される。また、一対の離着陸用ロータ２０ｄは、後翼１６よりも後方に配置される。

[0024] ２つの巡航用ロータ２２は、胴体１２の後部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、一対の離着陸用ロータ２０ｃと一対の離着陸用ロータ２０ｄとの間である。また、巡航用ロータ２２の軸の上下方向の位置は、離着陸用ロータ２０のプロペラ４６の上下方向の位置よりも下方である。

[0025] 図５～図７に示されるように、巡航用ロータ２２は、電動モータ（不図示）の出力軸に連結される回転マスト（不図示）と、回転マストの前端部に取り付けられるプロペラ５２と、プロペラ５２の周囲を囲う円筒形のダクト５４と、を有する。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、平面視において胴体１２の中心軸線Ａと重なる位置よりも右方に配置され、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、平面視において胴体１２の中心軸線Ａと重なる位置よりも左方に配置され、後翼１６の左翼によって支持される。回転マストは、後翼１６よりも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、プロペラ５２は、前後方向に延びる軸を中心にして回転可能である。各巡航用ロータ２２は、プロペラ５２の回転によって推力を発生させる。

[0026] ダクト５４は、外側に位置する筒部５６と、中心側に位置する中心部５８と、筒部５６の内周面と中心部５８の外周面との間でダクト５４の径方向に延びる複数（本実施形態では３つ）のアーム６０と、を有する。左側の筒部５６の外周面と右側の筒部５６の外周面は互いに接続される。筒部５６は、回転マストを中心とする円筒形であり、プロペラ５２を囲う。後翼１６の後側の部分であって、左右のエレボン３６及び左右のブーム１８の間には、前

後方向、左右方向及び上下方向に拡がる凹部６２が形成される。ダクト５４の筒部５６は、凹部６２の内部に配置される。但し、筒部５６と凹部６２は、互いに離間する。図７に示されるように、後翼１６の左翼の下部及び右翼の下部には、下方に突出する突出部６４が形成される。ダクト５４の中心部５８は、突出部６４に接続される。

[0027] 図４に示されるように、正面視において、後翼１６の一部と巡航用ロータ２２の一部は重なり合う。また、正面視において、後翼１６よりも上方に巡航用ロータ２２の上部が突出し、後翼１６よりも下方に巡航用ロータ２２の中心部及び下部が突出する。

[0028] ここで、胴体１２の後部１２ｒと巡航用ロータ２２との位置関係について説明する。図４に示されるように、正面視において、胴体１２の少なくとも一部と２つの巡航用ロータ２２の少なくとも一部とは互いに重なり合う。このように、正面視において、胴体１２と２つの巡航用ロータ２２とが互いに重なり合う部分をオーバーラップ部分６６と称する。

[0029] 図６、図７に示されるように、後部１２ｒは、前方から後方に進むにつれてオーバーラップ部分６６の面積が徐々に小さくなるように、前方から後方に進むにつれて上方から下方に変位する傾斜面６８を有する。傾斜面６８は、前方から後方に且つ上方から下方に向かって延びる。傾斜面６８は、パイロン３２を中心にして、後部１２ｒの右上部及び左上部に形成される。傾斜面６８は、胴体１２の上方で前方から後方に流れる空気の一部を、巡航用ロータ２２に案内する。

[0030] 傾斜面６８は、平面であっても良いし、曲面であっても良い。例えば、前後方向及び上下方向と平行する断面において、傾斜面６８の形状は、直線状でも良いし、下方に湾曲しても良い。また、左右方向及び上下方向と平行する断面において、傾斜面６８の形状は、直線状でも良いし、下方に湾曲しても良い。なお、傾斜面６８が湾曲する場合、左右方向及び上下方向と平行する断面において、パイロン３２の外周面と傾斜面６８は、連続的に湾曲形状を呈していることが好ましい。

[0031] 傾斜面６８の後端７０の上下方向の位置は、巡航用ロータ２２の上下方向の位置よりも下方である。一方、傾斜面６８の後端７０の前後方向の位置は、巡航用ロータ２２の前後方向の位置よりも後方又は同じであることが好ましい。但し、傾斜面６８の後端７０の前後方向の位置は、巡航用ロータ２２の前後方向の位置よりも前方であっても良い。このような構造により、ダクト５４の直前位置には遮蔽物がない空間が形成される。

[0032] 図３、図５～図７に示されるように、本実施形態においては、胴体１２の後部１２ｒの下面は、前方から後方に進むにつれて下方から上方に変位する。従って、左右方向及び上下方向と平行する胴体１２の後部１２ｒの断面積は、前方から後方に進むにつれて徐々に小さくなる。但し、後部１２ｒの下面は、傾斜面６８と共に前方から後方に進むにつれて上方から下方に向かって変位しても良いし、前方から後方に水平に延びても良い。

[0033] ［２　飛行状態と使用されるロータとの関係］

離着陸用ロータ２０は、航空機１０が離陸するときと着陸するときと停止飛行するときに使用される。一方、巡航用ロータ２２は、航空機１０が巡航するときに使用される。また、離着陸用ロータ２０及び巡航用ロータ２２は、航空機１０が停止飛行から巡航飛行に移行する場合であって、前方に第１速度（≧０ｋｍ／ｈ）以上、第２速度（＞第１速度）未満で移動する場合に併用される。この場合、加速するために、巡航用ロータ２２の使用率が徐々に高くされる。加速に伴い、翼で発生させる揚力が大きくなるため、離着陸用ロータ２０の使用率は徐々に低くされる。例えば、離着陸用ロータ２０の使用率は、離着陸用ロータ２０の回転速度を低下させて揚力を減少させることによって低くされる。又は、離着陸用ロータ２０の使用率は、各ブレードのピッチ角を変更して揚力を減少させることによって低くされる。

[0034] また、離着陸用ロータ２０及び巡航用ロータ２２は、航空機１０が巡航飛行から停止飛行に移行する場合であって、前方に第３速度（≧０ｋｍ／ｈ）以上、第４速度（＞第３速度）未満で移動する場合に併用される。この場合、減速するために、巡航用ロータ２２の使用率が徐々に低くされる。減速に

伴い、翼で発生させる揚力が小さくなるため、離着陸用ロータ２０の使用率は徐々に高くされる。例えば、離着陸用ロータ２０の使用率は、離着陸用ロータ２０の回転速度を低下させて揚力を減少させることによって低くされる。又は、離着陸用ロータ２０の使用率は、各ブレードのピッチ角を変更して揚力を減少させることによって低くされる。

[0035] ［３　実施形態から得られる技術的思想］

上記実施形態から把握しうる技術的思想について、以下に記載する。

[0036] 本発明の態様は、

胴体１２と、

前記胴体１２の後部１２ｒの上部に接続される翼（後翼１６）と、

前記胴体１２の中心軸線Ａよりも右側と左側にそれぞれ配置され、水平方向移動時に推力を発生させるように構成される２つ以上の巡航用ロータ２２と、

を備える航空機１０であって、

前記航空機１０の正面視において、前記胴体１２の少なくとも一部と２つの前記巡航用ロータ２２の少なくとも一部とが重なり合うオーバーラップ部分６６があり、

前記胴体１２の前記後部１２ｒは、前方から後方に進むにつれて前記オーバーラップ部分６６の面積が徐々に小さくなるように、前方から後方に進むにつれて上方から下方に変位する傾斜面６８を有する。

[0037] 上記構成においては、正面視において、胴体１２と２つの巡航用ロータ２２とが重なり合う。つまり、２つの巡航用ロータ２２が胴体１２側に寄せられている。また、上記構成においては、胴体１２の後部１２ｒに傾斜面６８が形成される。この傾斜面６８により、巡航用ロータ２２の直前位置に空間が形成されるため、胴体１２の後部１２ｒが巡航用ロータ２２に案内される空気の流れを妨げることがなくなる。更に、この傾斜面６８は、胴体１２の上部周辺で前方から後方に流れる空気を、巡航用ロータ２２に円滑に案内する。従って、巡航用ロータ２２に空気が十分に案内されるため、巡航用ロー

タ２２が発生させる推力を十分に得ることができる。

[0038] 本発明の態様において、

前記胴体１２の前記後部１２ｒは、２つの前記巡航用ロータ２２よりも下方の位置まで延びても良い。

[0039] 上記構成によれば、前方から流れる空気を巡航用ロータ２２まで案内することができる。従って、効率的に推力を発生させることができる。

[0040] 本発明の態様において、

左右方向及び上下方向と平行する前記胴体１２の前記後部１２ｒの断面積は、前方から後方に進むにつれて徐々に小さくなっていても良い。

[0041] 上記構成によれば、胴体１２の形状によって、前方から流れる空気を巡航用ロータ２２まで案内することができる。従って、効率的に推力を発生させることができる。

[0042] 本発明の態様において、

２つの前記巡航用ロータ２２は、前記翼（後翼１６）に接続され、

前記航空機１０の正面視において、前記翼の少なくとも一部と２つの前記巡航用ロータ２２の少なくとも一部とが重なり合い、

個々の前記巡航用ロータ２２の中心は、前記翼よりも下方に位置しても良い。

[0043] 上記構成によれば、翼（後翼１６）よりも上方に突出する巡航用ロータ２２の部分が、翼よりも下方に突出する巡航用ロータ２２の部分よりも小さいため、巡航用ロータ２２に発生する抵抗力を低減することができる。

[0044] 本発明の態様において、

２つの前記巡航用ロータ２２は、プロペラ５２と前記プロペラ５２を囲うダクト５４とを有し、

２つの前記巡航用ロータ２２の前記ダクト５４は、互いに接続されても良い。

[0045] 上記構成によれば、一方の巡航用ロータ２２が翼（後翼１６）と他方の巡航用ロータ２２に接続されるので、巡航用ロータ２２と翼の剛性が高くなる

。

[0046] 本発明の態様において、

揚力を発生させるように構成される複数の離着陸用ロータ２０を備え、

複数の前記離着陸用ロータ２０の少なくとも一部（離着陸用ロータ２０ｄ）は、２つ以上の前記巡航用ロータ２２よりも後方に配置されても良い。

[0047] 上記構成によれば、巡航用ロータ２２の後方に配置される離着陸用ロータ２０ｄが発生させる空気の流れが、巡航用ロータ２２に案内される空気の流れに干渉することがない。従って、巡航用ロータ２２が発生させる推力に悪影響が及ぶことがない。

[0048] 本発明の態様において、

前記翼（後翼１６）は、右翼と左翼にそれぞれ動翼（エレボン３６）を有し、

２つの前記巡航用ロータ２２は、左右の前記動翼よりも前記胴体１２側に配置されても良い。

[0049] なお、本発明に係る航空機は、前述の実施形態に限らず、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。

請求の範囲

[請求項1] 胴体（１２）と、

前記胴体の後部（１２ｒ）の上部に接続される翼（１６）と、

前記胴体の中心軸線（Ａ）よりも右側と左側にそれぞれ配置され、水平方向移動時に推力を発生させるように構成される２つ以上の巡航用ロータ（２２）と、

を備える航空機（１０）であって、

前記航空機の正面視において、前記胴体の少なくとも一部と２つの前記巡航用ロータの少なくとも一部とが重なり合うオーバーラップ部分（６６）があり、

前記胴体の前記後部は、前方から後方に進むにつれて前記オーバーラップ部分の面積が徐々に小さくなるように、前方から後方に進むにつれて上方から下方に変位する傾斜面（６８）を有する、航空機。

[請求項2] 請求項１に記載の航空機であって、

前記胴体の前記後部は、２つの前記巡航用ロータよりも下方の位置まで延びる、航空機。

[請求項3] 請求項１又は２に記載の航空機であって、

左右方向及び上下方向と平行する前記胴体の前記後部の断面積は、前方から後方に進むにつれて徐々に小さくなる、航空機。

[請求項4] 請求項１～３のいずれか１項に記載の航空機であって、

２つの前記巡航用ロータは、前記翼に接続され、

前記航空機の正面視において、前記翼の少なくとも一部と２つの前記巡航用ロータの少なくとも一部とが重なり合い、

個々の前記巡航用ロータの中心は、前記翼よりも下方に位置する、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、

２つの前記巡航用ロータは、プロペラ（５２）と前記プロペラを囲うダクト（５４）とを有し、

２つの前記巡航用ロータの前記ダクトは、互いに接続される、航空機。

[請求項6] 請求項１～５のいずれか１項に記載の航空機であって、

揚力を発生させるように構成される複数の離着陸用ロータ（２０）を備え、

複数の前記離着陸用ロータの少なくとも一部（２０ｄ）は、２つ以上の前記巡航用ロータよりも後方に配置される、航空機。

[請求項7] 請求項１～６のいずれか１項に記載の航空機であって、

前記翼は、右翼と左翼にそれぞれ動翼（３６）を有し、

２つの前記巡航用ロータは、左右の前記動翼よりも前記胴体側に配置される、航空機。

補正された請求の範囲
[2022年4月1日(01.04.2022)国際事務局受理]

[請求項1] （補正後）胴体（１２）と、

前記胴体の後部（１２ｒ）の上部に接続される翼（１６）と、

前記胴体の中心軸線（Ａ）よりも右側と左側にそれぞれ配置され、水平方向移動時に推力を発生させるように構成される２つ以上の巡航用ロータ（２２）と、

を備える航空機（１０）であって、

２つの前記巡航用ロータは、前記翼の後方位置で前記翼に接続され、

前記航空機の正面視において、前記胴体の少なくとも一部と２つの前記巡航用ロータの少なくとも一部とが重なり合うオーバーラップ部分（６６）があり、

前記胴体の前記後部は、前方から後方に進むにつれて前記オーバーラップ部分の面積が徐々に小さくなるように、前方から後方に進むにつれて上方から下方に変位する傾斜面（６８）を有する、航空機。

[請求項2] 請求項１に記載の航空機であって、

前記胴体の前記後部は、２つの前記巡航用ロータよりも下方の位置まで延びる、航空機。

[請求項3] 請求項１又は２に記載の航空機であって、

左右方向及び上下方向と平行する前記胴体の前記後部の断面積は、前方から後方に進むにつれて徐々に小さくなる、航空機。

[請求項4] （補正後）請求項１～３のいずれか１項に記載の航空機であって、

前記航空機の正面視において、前記翼の少なくとも一部と２つの前記巡航用ロータの少なくとも一部とが重なり合い、

個々の前記巡航用ロータの中心は、前記翼よりも下方に位置する、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、

２つの前記巡航用ロータは、プロペラ（５２）と前記プロペラを囲

うダクト（５４）とを有し、

２つの前記巡航用ロータの前記ダクトは、互いに接続される、航空機。

[請求項6] 請求項１～５のいずれか１項に記載の航空機であって、

揚力を発生させるように構成される複数の離着陸用ロータ（２０）を備え、

複数の前記離着陸用ロータの少なくとも一部（２０ｄ）は、２つ以上の前記巡航用ロータよりも後方に配置される、航空機。

[請求項7] 請求項１～６のいずれか１項に記載の航空機であって、

前記翼は、右翼と左翼にそれぞれ動翼（３６）を有し、

２つの前記巡航用ロータは、左右の前記動翼よりも前記胴体側に配置される、航空機。

[図1]

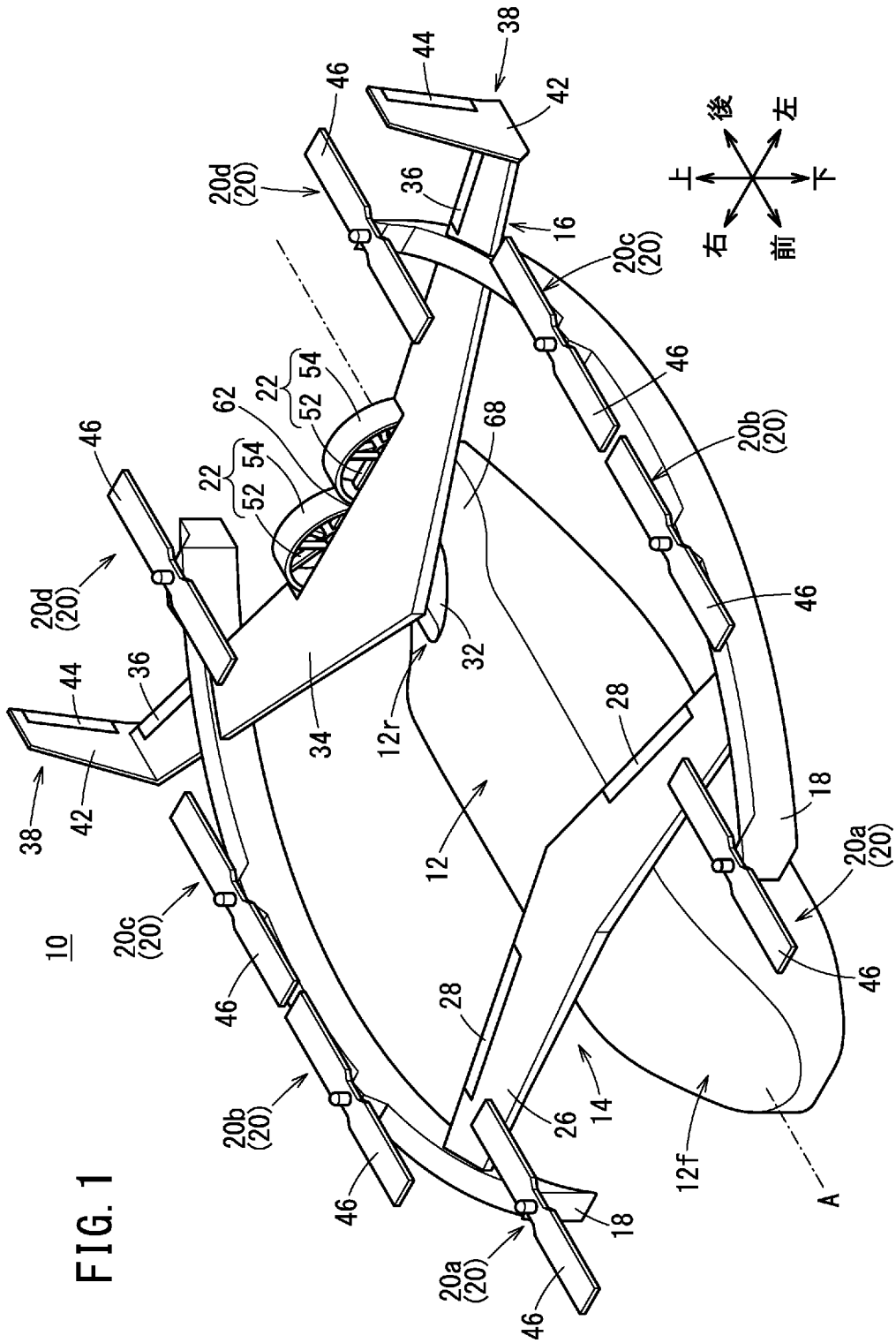

10
38
42
44
36
46
20d (20)
20c (20)
20b (20)
20a (20)
16
18
12
12r
12f
14
22
52
54
62
68
32
34
26
28
A
後
左
上
下
右
前

FIG. 1

[図2]

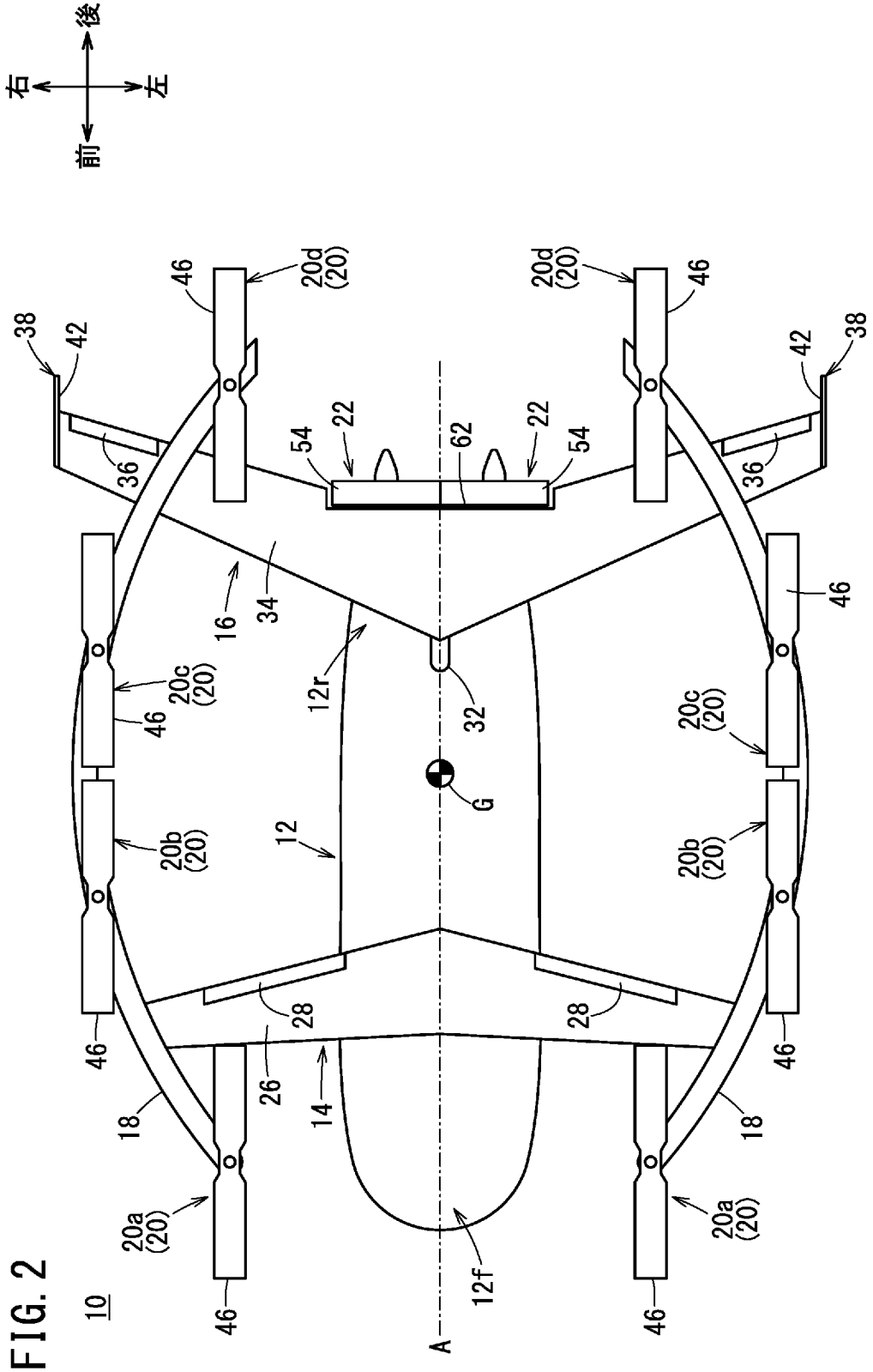

後
右
左
前
10
A
G
12
12f
12r
14
16
18
20a (20)
20b (20)
20c (20)
20d (20)
22
26
28
32
34
36
38
42
46
54
62

FIG. 2

[図3]

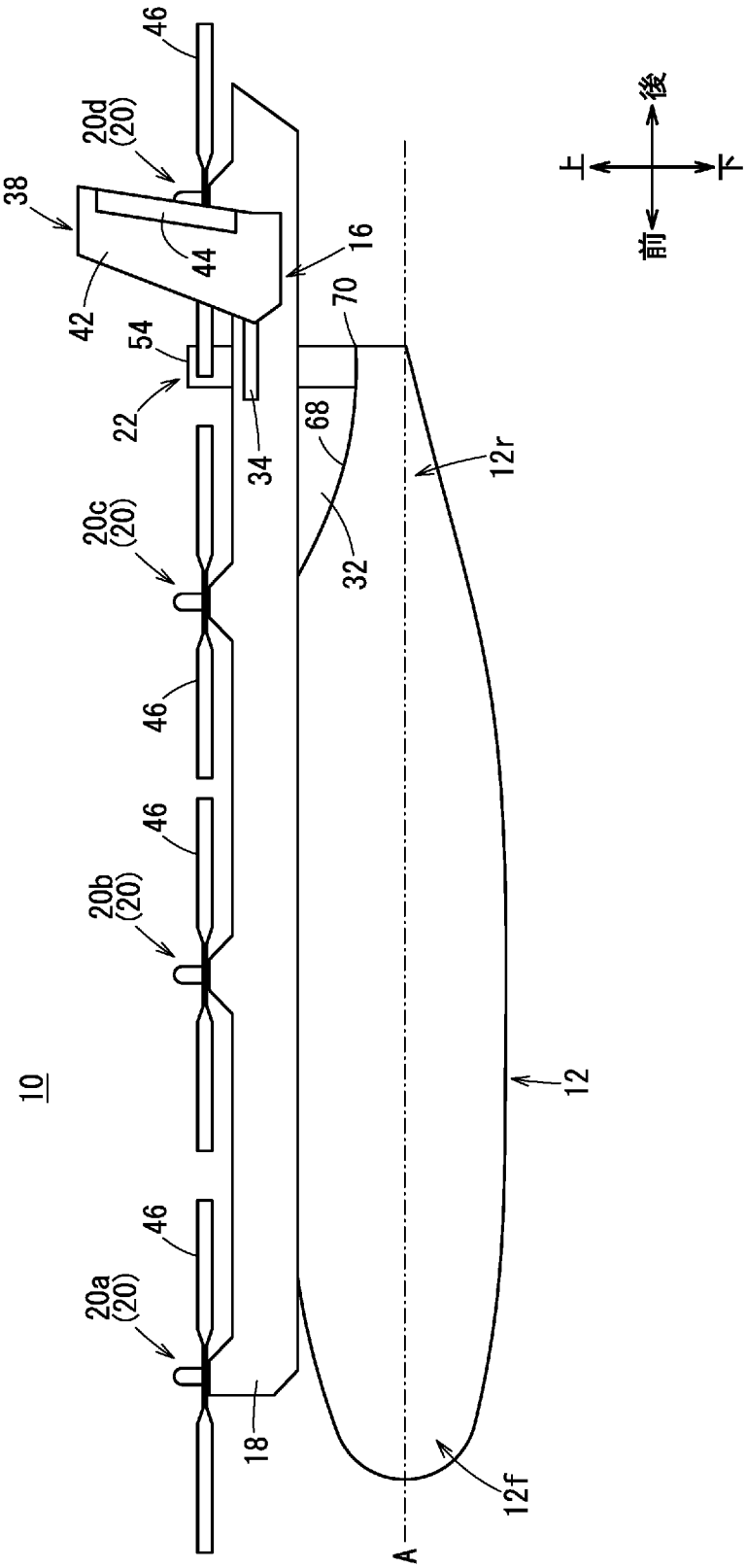

46
20d (20)
38
44
16
42
70
54
22
34
68
12r
20c (20)
32
46
46
20b (20)
10
12
46
20a (20)
18
12f
A
後
上
下
前

FIG. 3

[図4]

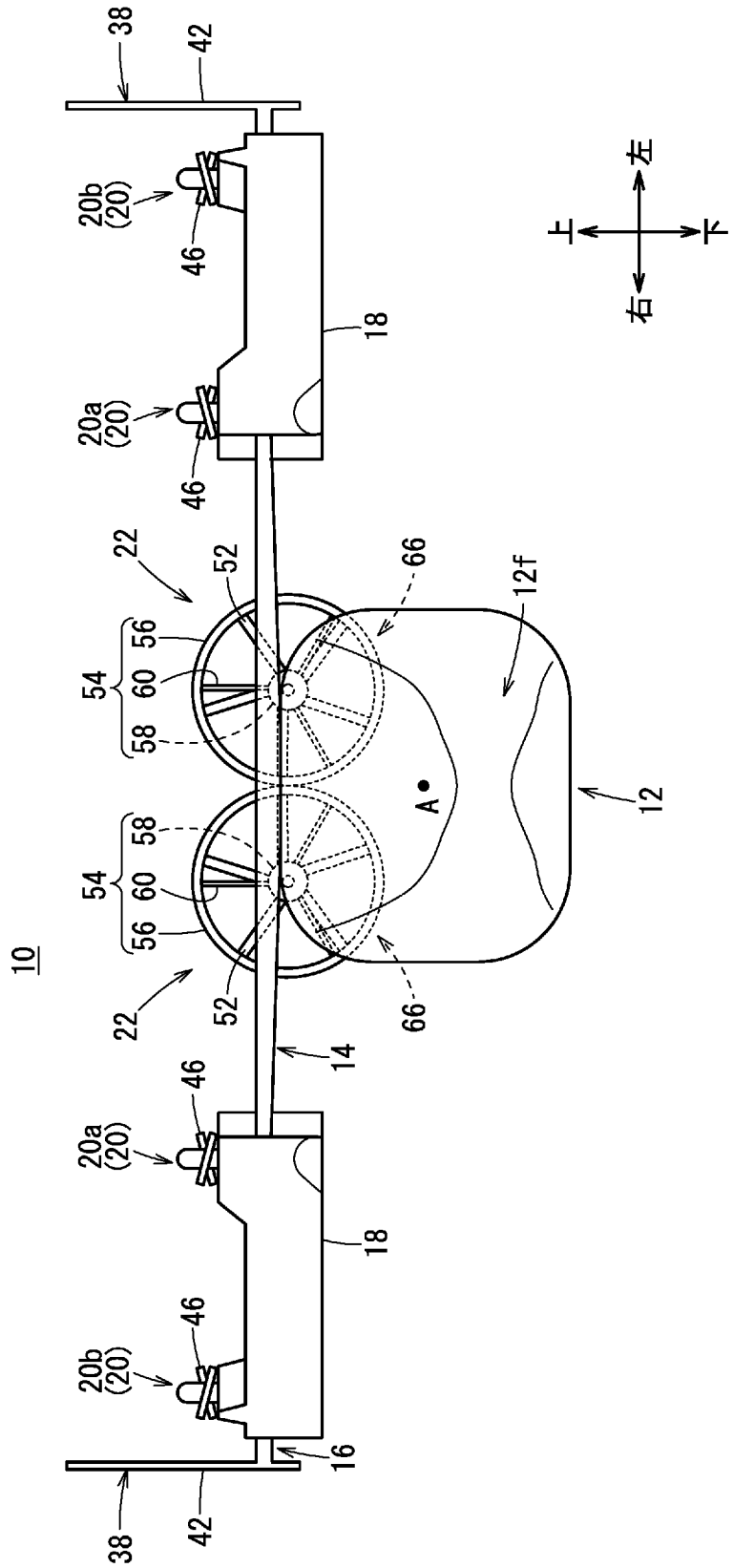


FIG. 4

[図5]

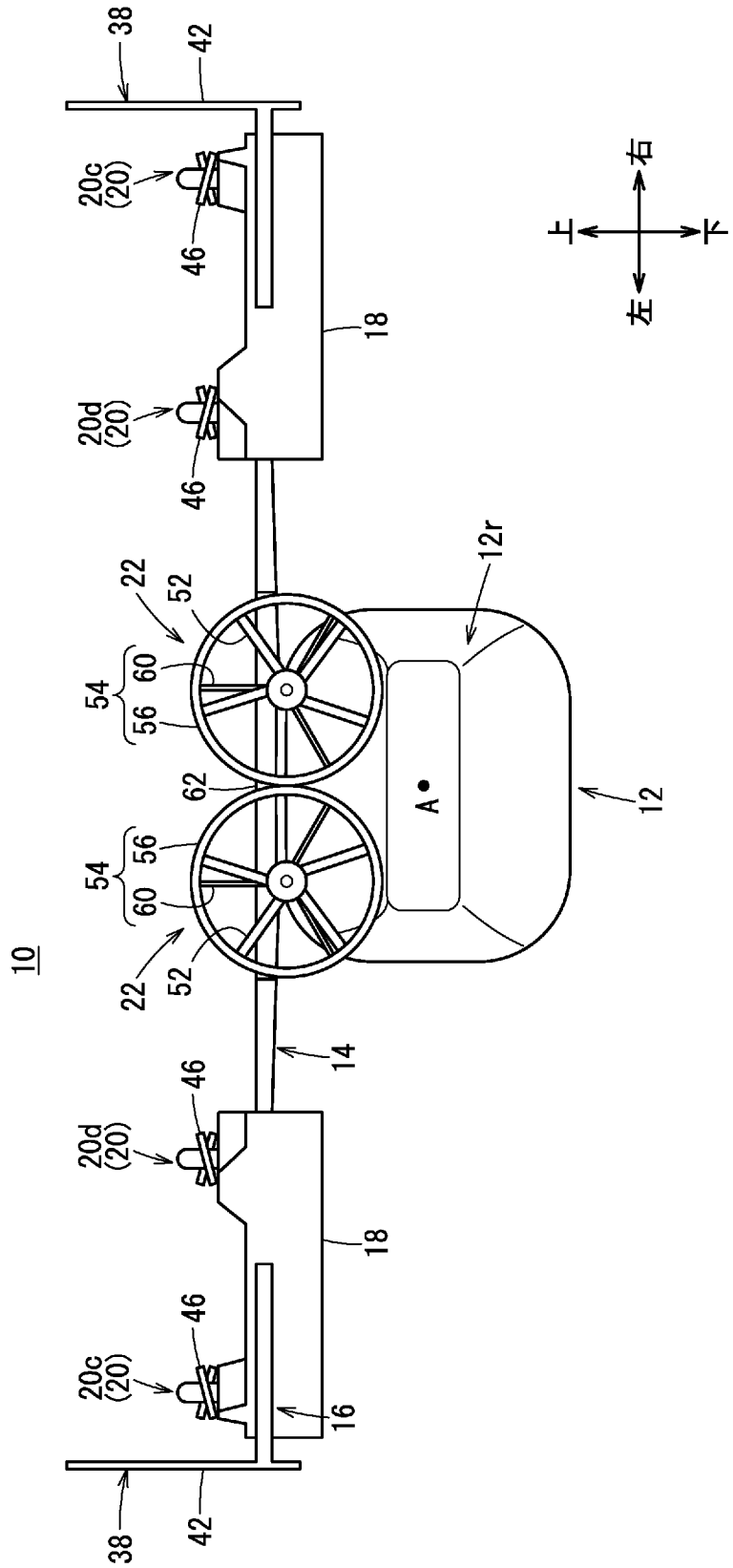


FIG. 5

[図6]

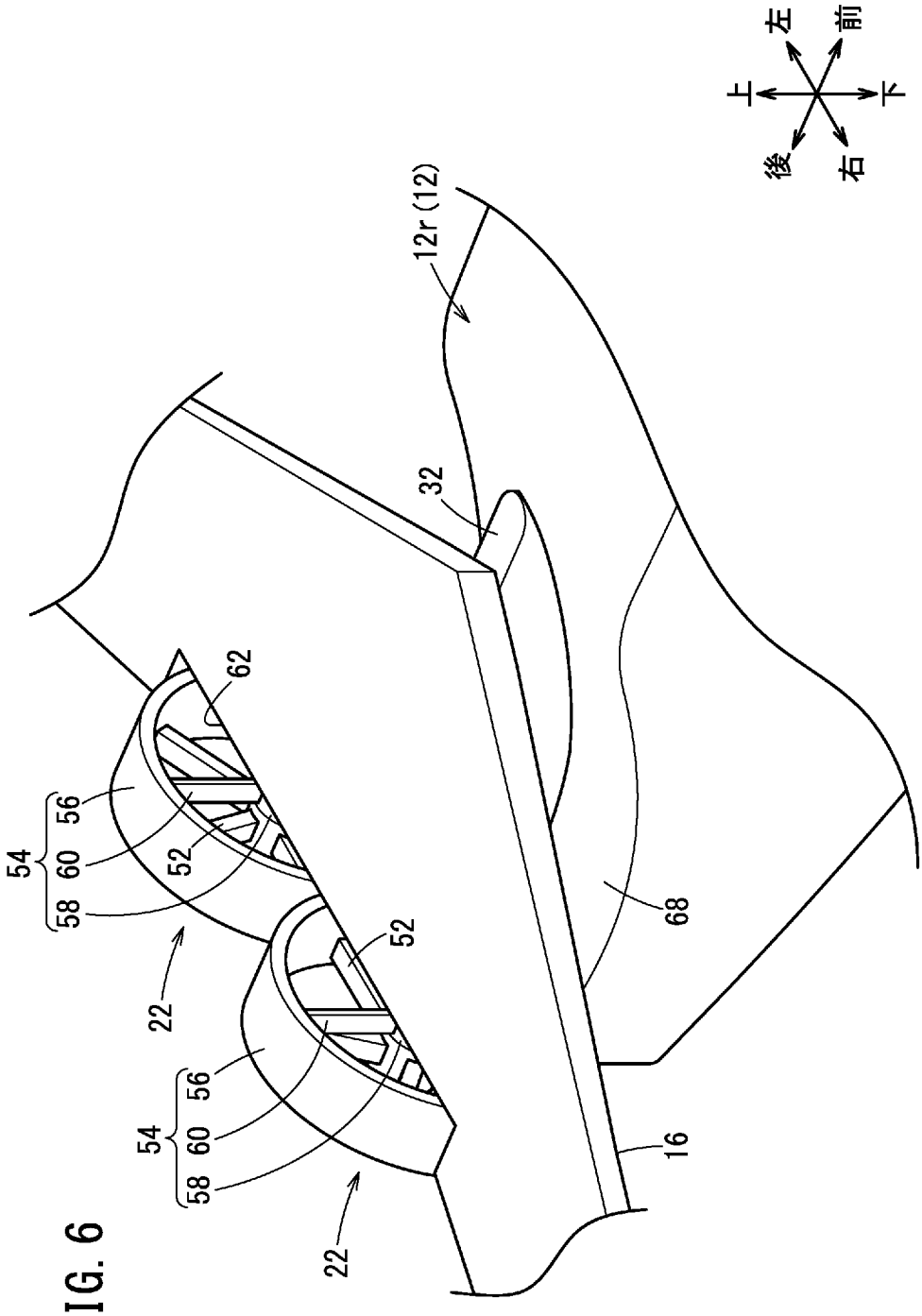


FIG. 6

[図7]

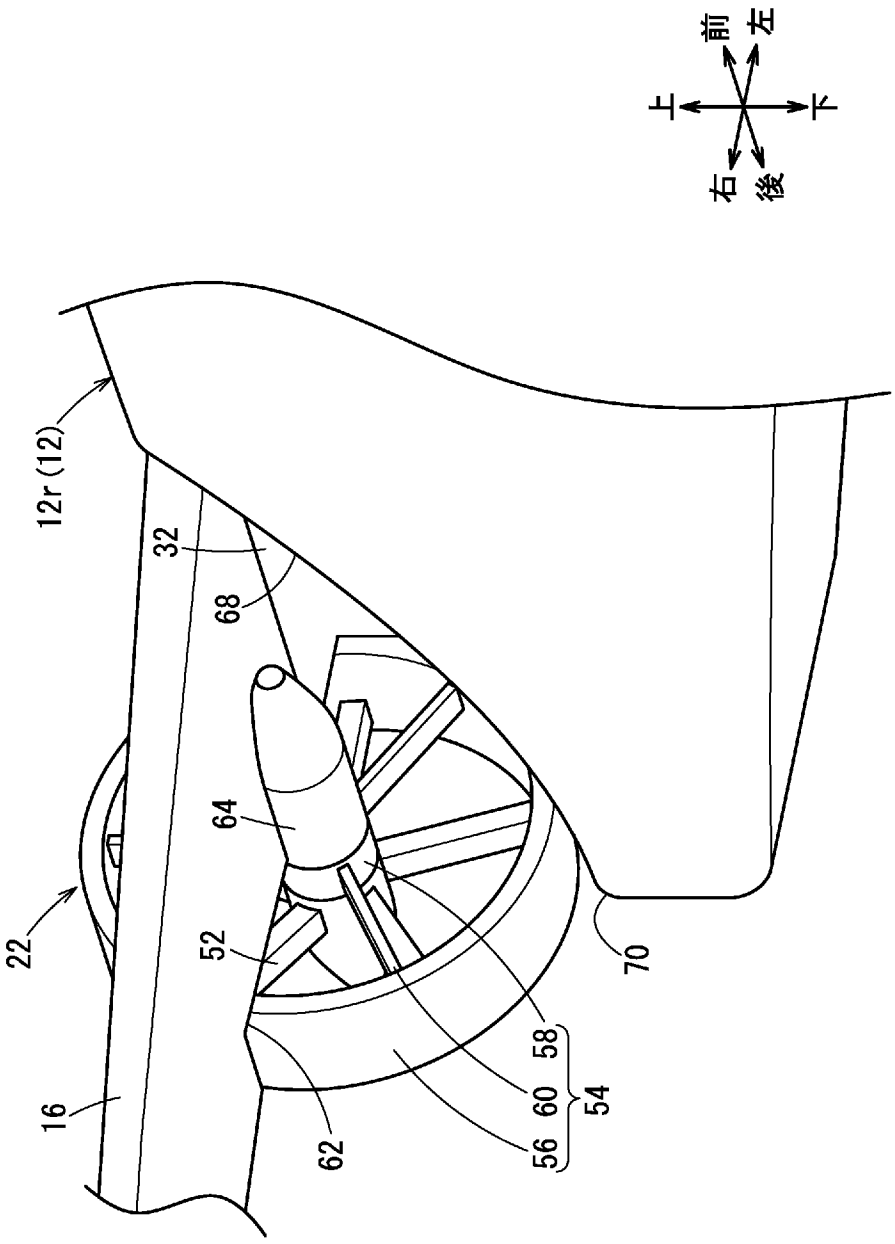


FIG. 7

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2020/046756

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
B64C 27/26(2006.01)i; B64C 29/00(2006.01)i; B64D 27/24(2006.01)i
FI: B64C29/00 A; B64C27/26; B64D27/24

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)
B64C27/26; B64C29/00; B64D27/24

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Published examined utility model applications of Japan	1922-1996
Published unexamined utility model applications of Japan	1971-2021
Registered utility model specifications of Japan	1996-2021
Published registered utility model applications of Japan	1994-2021

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	US 2020/0115045 A1 (AIRBUS HELICOPTERS) 16 April 2020 (2020-04-16) fig. 1-8	1-7
Y	JP 2020-526436 A (COLUGO SYSTEMS LTD.) 31 August 2020 (2020-08-31) fig. 2a-2d	1-7
Y	JP 2001-71998 A (HOSODA, Rokuro) 21 March 2001 (2001-03-21) fig. 1-2	1-7
Y	JP 2002-542116 A (SIKORSKY AIRCRAFT CORPORATION) 10 December 2002 (2002-12-10) fig. 2-4	1-7
Y	JP 07-40897 A (OKABE, Kazuo) 10 February 1995 (1995-02-10) fig. 1-8	2

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☒ 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 application or patent 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
05 February 2021 (05.02.2021)	16 February 2021 (16.02.2021)

Name and mailing address of the ISA/	Authorized officer
Japan Patent Office 3-4-3, Kasumigaseki, Chiyoda-ku, Tokyo 100-8915, Japan	Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/JP2020/046756

Patent Documents referred in the Report	Publication Date	Patent Family	Publication Date
US 2020/0115045 A1	16 Apr. 2020	EP 3628593 A1 fig. 1-8 FR 3086641 A1 CN 110963053 A	
JP 2020-526436 A	31 Aug. 2020	(Family: none)	
JP 2001-71998 A	21 Mar. 2001	US 6467726 B1 fig. 1-2	
JP 2002-542116 A	10 Dec. 2002	US 6270038 B1 fig. 2-4 WO 2000/064736 A1	
JP 07-40897 A	10 Feb. 1995	(Family: none)	

国際調査報告

国際出願番号
PCT/JP2020/046756

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（ＩＰＣ））

B64C 27/26(2006.01)i; B64C 29/00(2006.01)i; B64D 27/24(2006.01)i
FI: B64C29/00 A; B64C27/26; B64D27/24

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））

B64C27/26; B64C29/00; B64D27/24

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	１９２２－１９９６年
日本国公開実用新案公報	１９７１－２０２１年
日本国実用新案登録公報	１９９６－２０２１年
日本国登録実用新案公報	１９９４－２０２１年

国際調査で使用した電子データベース（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	関連する請求項の番号
Y	US 2020/0115045 A1 (AIRBUS HELICOPTERS) 16.04.2020 (2020-04-16) 図1-8	1-7
Y	JP 2020-526436 A (コルゴ システムズ エルティーディー) 31.08.2020 (2020-08-31) 図２ａ－２ｄ	1-7
Y	JP 2001-71998 A (細田 六郎) 21.03.2001 (2001-03-21) 図1-2	1-7
Y	JP 2002-542116 A (シコルスキー エアクラフト コーポレイション) 10.12.2002 (2002-12-10) 図2-4	1-7
Y	JP 07-40897 A (岡部 和夫) 10.02.1995 (1995-02-10) 図1-8	2

☐ Ｃ欄の続きにも文献が列挙されている。

☑ 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” 国際出願日前の出願または特許であるが、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抵触するものではなく、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
05.02.2021	16.02.2021

名称及びあて先
日本国特許庁(ISA/JP)
〒100-8915
日本国
東京都千代田区霞が関三丁目４番３号

権限のある職員（特許庁審査官）
長谷井　雅昭 3D 3940
電話番号 03-3581-1101 内線 3341

国際調査報告
パテントファミリーに関する情報

国際出願番号
PCT/JP2020/046756

引用文献	公表日	パテントファミリー文献	公表日
US 2020/0115045 A1	16.04.2020	EP 3628593 A1 図1-8 FR 3086641 A1 CN 110963053 A	
JP 2020-526436 A	31.08.2020	（ファミリーなし）	
JP 2001-71998 A	21.03.2001	US 6467726 B1 図1-2	
JP 2002-542116 A	10.12.2002	US 6270038 B1 図2-4 WO 2000/064736 A1	
JP 07-40897 A	10.02.1995	（ファミリーなし）	