

(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  
2014年11月20日(20.11.2014)



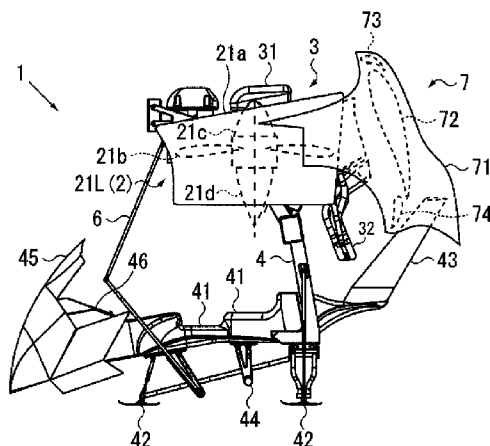
(10) 国際公開番号  
WO 2014/185492 A1

- (51) 国際特許分類:  
B64C 29/00 (2006.01) B64C 27/22 (2006.01)  
B64C 27/20 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2014/062955
- (22) 国際出願日: 2014年5月15日(15.05.2014)
- (25) 国際出願の言語: 日本語
- (26) 国際公開の言語: 日本語
- (30) 優先権データ:  
特願 2013-103898 2013年5月16日(16.05.2013) JP
- (71) 出願人: 株式会社 I H I (IHI CORPORATION)  
[JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目1番  
1号 Tokyo (JP).
- (72) 発明者: 恒川 正善(TSUNEKAWA, Masayoshi); 〒  
1358710 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 株  
式会社 I H I 内 Tokyo (JP). 田村 哲也  
(TAMURA, Tetsuya); 〒1358710 東京都江東区豊洲  
三丁目1番1号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP).
- (74) 代理人: 長門 侃二(NAGATO, Kanji); 〒1050004  
東京都港区新橋5丁目8番1号 百楽ビル5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, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES,  
FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN,  
IR, IS, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS,  
LT, 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, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA,  
UG, US, UZ, VC, VN, 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, 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))

(54) Title: VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING AIRCRAFT

(54) 発明の名称: 垂直離着陸機



(57) Abstract: A vertical take-off and landing aircraft comprises: a propeller (2) which generates lift and thrust; a main frame (4) which supports a seat (41) and ground contact legs (42); a sub frame (5) which supports the propeller (2) and is rotatably disposed in a front-back direction with respect to the main frame (4); a power supply means (3) which is supported by the main frame (4) and supplies power to the propeller (2); a control stick (6) which is connected to the sub frame (5); and a main wing (7) which is disposed in the propeller (2), the main wing (7) being configured to usually retreat to a position that does not interfere with an air current generated by the propeller (2), and when the thrust is lost, be able to move to a position at which the lift is generated. Consequently, gliding becomes possible even when the thrust is lost while an increase in the size of the body thereof is suppressed.

(57) 要約:

[続葉有]



WO 2014/185492 A1



---

揚力及び推力を発生させる推進器 2 と、座席 4 1 及び接地脚 4 2 を支持するメインフレーム 4 と、推進器 2 を支持するとともにメインフレーム 4 に対して前後方向に回動可能に配置されたサブフレーム 5 と、メインフレーム 4 に支持されるとともに推進器 2 に動力を供給する動力供給手段 3 と、サブフレーム 5 に接続された操縦桿 6 と、推進器 2 に配置された主翼 7 と、を有し、主翼 7 は、通常時は推進器 2 の気流と干渉しない位置に退避し、推力喪失時は揚力を発生させる位置に移動可能に構成されている。機体の大型化を抑制しつつ、推力喪失時であっても滑空することができる。

## 明 細 書

発明の名称：垂直離着陸機

### 技術分野

[0001] 本発明は、垂直離着陸機に関し、特に、推力喪失時に安全に不時着可能な垂直離着陸機に関する。

### 背景技術

[0002] 現在、滑走せずに揚力を発生させることができる垂直離着陸機として代表的なものは、ヘリコプターである。ヘリコプターは、機体に比して大きなローターを有し、かかるローターを回転させることによって揚力と推力を発生している。また、数少ない実例としては、ジェットエンジンの推力を偏向して垂直離着陸を行う固定翼機も存在している。

[0003] ヘリコプターは、機体そのものが比較的大きいうえに、機体よりも大きなメインローターや機体後部にテールローターを有していることから、建築物や樹木等の障害物が存在している狭い空間において、離着陸や姿勢制御を行うと、メインローターやテールローターが障害物と接触してしまうため、離着陸のために広い空間が必要となる。

[0004] 一方、ジェットエンジンを使用した垂直離着陸可能な固定翼機の場合は、ジェット排気が高温であるとともに排気量が多いことから、離着陸時に石等の小さな物体がジェット排気により吹き飛ばされ、周囲の建築物等を傷つけてしまう。したがって、かかる固定翼機の場合も離着陸のために広い空間が必要となる。

[0005] そこで、狭い空間であっても安全に離着陸することができる垂直離着陸機（VTOL:Vertical Take-off and Landing）が既に提案されている（例えば、特許文献1、特許文献2等参照）。特許文献1及び特許文献2に記載された垂直離着陸機は、円筒形のダクトやナセルの中にプロペラ状のファンが配置されたダクトドファンを備えている。

### 先行技術文献

## 特許文献

[0006] 特許文献1：特開2006-56364号公報

特許文献2：特開平05-077789号公報

## 発明の概要

### 発明が解決しようとする課題

[0007] しかしながら、特許文献1に記載された垂直離着陸機は、推力発生手段がダクトファンだけであることから、ファンが停止して推力を喪失した場合には機体は垂直落下してしまうという問題がある。また、緊急事態に備えて、パラシュートを配備しておくことも考えられるが、パラシュートの開傘には一定の時間を要し、十分な高度を有していなければならず、乗員が曝露した状態で操縦する垂直離着陸機への適応が難しいという問題もあった。

[0008] また、特許文献2に記載された垂直離着陸機は、航空機の機体にダクトファンを配置したものであり、航空機と同様の主翼を有していることから、ファンが停止して推力を喪失した場合であっても主翼により滑空することができるので、不時着を試みることができる。しかしながら、かかる垂直離着陸機は、航空機の機体をベースにしていることから、機体全体が大型化してしまい、離着陸に一定の広い空間を必要とし、垂直離着陸機の利点を減殺してしまうという問題があった。

[0009] 本発明は上述した問題点に鑑み創案されたものであり、機体の大型化を抑制しつつ、推力喪失時であっても滑空することができる、垂直離着陸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

[0010] 本発明は、垂直離着陸機であって、揚力及び推力を発生させる推進器と、座席及び接地脚を支持するメインフレームと、前記推進器を支持するとともに前記メインフレームに対して前後方向に回動可能に配置されたサブフレームと、前記メインフレーム又は前記サブフレームに支持されるとともに前記推進器に動力を供給する動力供給手段と、前記サブフレームに接続された操

縦桿と、前記推進器又は前記サブフレームに配置された主翼と、を有し、前記主翼は、通常時は前記推進器の気流と干渉しない位置に退避し、推力喪失時は揚力を発生させる位置に移動可能に構成されている。

[0011] 本発明の垂直離着陸機によれば、推進器又はサブフレームに主翼を配置したことにより、推進器と連動して回転させることができ、通常時（例えば、巡航飛行時やホバリング時等）は推進器の気流と干渉しない位置に退避させることができ、推力喪失時は揚力を発生させる位置に移動させることができる。

### 発明の効果

[0012] 上述した本発明の垂直離着陸機によれば、推進器がエンジントラブル等により推力を喪失した場合であったとしても、主翼により気流を利用して揚力を発生させて機体を滑空させることができるので、垂直落下を抑制することができる。また、推進器又はサブフレームに主翼を配置するだけでよいことから、機体の大型化を抑制することもできる。

### 図面の簡単な説明

[0013] [図1A]本発明の第一実施形態に係る垂直離着陸機を示す側面図である。

[図1B]本発明の第一実施形態に係る垂直離着陸機における動力伝達機構の正面側からの構成図である。

[図1C]本発明の第一実施形態に係る垂直離着陸機における主翼を示す部分背面図である。

[図2A]第一実施形態に係る垂直離着陸機の巡航飛行時における作用を示す図である。

[図2B]第一実施形態に係る垂直離着陸機の巡航飛行時における推力喪失状態を示す図である。

[図3A]第一実施形態に係る垂直離着陸機のホバリング時における作用を示す図である。

[図3B]第一実施形態に係る垂直離着陸機のホバリング時における推力喪失状態を示す図である。

[図4A]本発明の第二実施形態に係る垂直離着陸機を示す側面図である。

[図4B]本発明の第三実施形態に係る垂直離着陸機を示す側面図である。

### 発明を実施するための形態

[0014] 以下、本発明の実施形態について図1A～図4Bを用いて説明する。ここで、図1A～図1Cは、本発明の第一実施形態に係る垂直離着陸機を示す図であり、図1Aは側面図、図1Bは動力伝達機構を示す構成図、図1Cは主翼を示す部分背面図、である。

[0015] 本発明の第一実施形態に係る垂直離着陸機1は、図1A～図1Cに示したように、揚力及び推力を発生させる推進器2と、座席41及び接地脚42を支持するメインフレーム4と、推進器2を支持するとともにメインフレーム4に対して前後方向に回動可能に配置されたサブフレーム5と、メインフレーム4又はサブフレーム5に支持されるとともに推進器2に動力を供給する動力供給手段3と、サブフレーム5に接続された操縦桿6と、推進器2に配置された主翼7と、を有し、主翼7は、通常時は推進器2の気流と干渉しない位置に退避し、推力喪失時は揚力を発生させる位置に移動可能に構成されている。

[0016] 前記推進器2は、例えば、メインフレーム4の機軸左側（図1Bの右側）に配置されるダクテッドファン21Lと、メインフレーム4の機軸右側（図1Bの左側）に配置されるダクテッドファン21Rと、を有し、これらのダクテッドファン21L、21Rはサブフレーム5により一体に連結されている。

[0017] ダクテッドファン21L、21Rは、一般に、略円筒形状のダクト21aと、ダクト21a内に回転可能に配置されたプロペラ21bと、により構成されており、プロペラ21bの中心部の前方（上流側）にはノーズコーン21cが配置され、プロペラ21bの中心部の後方（下流側）にはテールコーン21dが配置されている。ノーズコーン21cは、プロペラ21bにより吸い込まれる気体をダクト21a内に滑らかに案内する機能を有し、テールコーン21dはダクト21aから排出される気体を整流する機能を有してい

る。

[0018] また、図示しないが、プロペラ 2 1 b はピッチ可変機構を有していてもよい。ピッチ可変機構を設けることにより、左右のプロペラ 2 1 b のピッチを変更することができ、操縦性を向上させることができる。また、滑空時に空気抵抗を減少させるためにプロペラをフェザリングさせることもできる。

[0019] 前記動力供給手段 3 は、例えば、図 1 B に示した動力伝達機構により、ダクトファン 2 1 L, 2 1 R に動力を供給する原動機である。動力源としては、原動機に替えて、電動モータやレシプロエンジン等を使用してもよいし、過給機を設置するようにしてもよい。動力供給手段 3 は、メインフレーム 4 の背面に固定されており、機体上部に配置されたオイルタンク 3 1 から燃料が供給され、燃料を燃焼させて動力を出力し、後方に配置された排気ノズル 3 2 から排気ガスを排出する。

[0020] 図 1 B に示したように、垂直離着陸機 1 の動力伝達機構は、動力供給手段 3 と、動力供給手段 3 の出力軸の先端に接続されたスプロケット 3 3 と、両端部に傘歯車 3 4 a を有するとともに中間部にスプロケット 3 4 b を有する動力伝達シャフト 3 4 と、スプロケット 3 3, 3 4 b 間に掛け渡されたローラチェーンと、動力伝達シャフト 3 4 を回転可能に支持する軸受 3 5 と、を有し、動力供給手段 3 により出力される動力は、チェーン駆動機構を介して動力伝達シャフト 3 4 に伝達され、動力伝達シャフト 3 4 の回転は傘歯車 3 4 a を介してダクトファン 2 1 L, 2 1 R の駆動軸に伝達される。

[0021] 動力供給手段 3 と動力伝達シャフト 3 4 との動力伝達は、チェーン駆動機構に限定されるものではなく、ベルト駆動機構であってもよいし、歯車駆動機構であってもよいし、減速機や増速機を介在させるようにしてもよい。また、各ダクトファン 2 1 L, 2 1 R の回転数を個別に制御したい場合には、各ダクトファン 2 1 L, 2 1 R に個別に動力供給手段 3 を接続するようにしてもよい。動力伝達シャフト 3 4 を支持する軸受 3 5 は、動力供給手段 3 が固定されるメインフレーム 4 に配置されており、動力供給手段 3 の出力軸と動力伝達シャフト 3 4 との位置関係が変動しないように構成されて

いる。

[0022] 前記メインフレーム4は、機体の骨格をなす部材であって、推進器2、動力供給手段3、座席41、接地脚42等を支持する構成部品である。メインフレーム4は、機体の軽量化を図るためにフレーム構造であることが好ましい。メインフレーム4の下部には、乗員が着座する座席41（例えば、前部座席及び後部座席）、着陸時に地面等に接地する脚部を構成する複数の接地脚42、機体のモーメントやバランスを安定させる尾翼43、乗員の足を支持するフットレスト44等が配置されている。座席41にはシートベルトを配置してもよいし、接地脚42にはダンパーを配置してもよい。

[0023] また、座席41の前方には整流手段であるカウル45が接続されている。カウル45の一部は、視界を確保するために透明の部材により構成されており、側面部にはバックミラーが配置されていてもよい。また、座席41とカウル45との接続部46は、コンソールボックスとして使用するようによいし、動力供給手段3の操作スイッチや操作レバーを配置する制御部として使用するようによい。

[0024] また、メインフレーム4の背面には動力供給手段3の本体が固定されており、メインフレーム4の上部（天井部）にはオイルタンク31が固定されている。また、メインフレーム4の天井部には、雨避け用のルーフ部を構成する板部材を配置するようによい。

[0025] 前記サブフレーム5は、左右のダクトファン21L、21Rを接続する構成部品である。また、サブフレーム5には、座席41の前方に延設された操縦桿6が接続されている。操縦桿6は、サブフレーム5から座席41の前方まで延設されており、操縦桿6を前後方向に回動させることによってサブフレーム5をメインフレーム4に対して前後方向に回動させるように構成されている。操縦桿6は、サブフレーム5及び推進器2を回動させるものであるため、推進器2の外周面に操縦桿6が接続されていてもよい。そして、サブフレーム5は、図1Bに示したように、フレーム連結部51によりメインフレーム4に回動可能に接続される。



- [0026] かかるフレーム構造により、座席41や動力供給手段3はメインフレーム4に固定されていることから、一体構造をなしており、相対移動しないように構成されている。一方、推進器2（ダクトファン21L, 21R）はサブフレーム5に固定されていることから、サブフレーム5をメインフレーム4に回動可能に接続することにより、推進器2（ダクトファン21L, 21R）を座席41や動力供給手段3に対して相対移動（回動）させることができる。
- [0027] フレーム連結部51は、動力伝達シャフト34の回転軸とサブフレーム5の回動軸とが同軸上に配置されるように構成されている。また、フレーム連結部51は、例えば、メインフレーム4の下面に接続されるとともに動力伝達シャフト34を挿通可能な第一筒部を有する本体部51aと、サブフレーム5の下面に接続されるとともに第一筒部の内側に挿嵌される第二筒部を有する回動部51bと、第一筒部と第二筒部との間に配置された軸受（図示せず）と、を有する。
- [0028] かかる構成によれば、動力伝達シャフト34とダクトファン21L, 21Rとの連結部（傘歯車34a）における接続状態を維持したまま、ダクトファン21L, 21Rを動力伝達シャフト34の回転軸に沿って回動させることができ、推進器2の向きを変更することができる。なお、フレーム連結部51は、メインフレーム4とサブフレーム5とを相対移動（回動）させることができればよく、図示した構成に限定されるものではない。
- [0029] 上述したように、推進器2を有するサブフレーム5は、機体の骨格を形成するメインフレーム4に対して回動可能に構成されており、操縦桿6を操作して動力伝達シャフト34の軸回りに回動させることによって、推進器2（ダクトファン21L, 21R）を前後方向に回動（傾斜）させることができ、機体の進行方向等を制御することができる。なお、上述した動力供給手段3は、図示しないが、メインフレーム4ではなくサブフレーム5に配置されていてもよい。この場合、動力伝達シャフト34の回転軸とサブフレーム5の回動軸とは、同軸上に配置する必要はなく、動力伝達機構の簡素化を

図ることができる。

[0030] 主翼7は、図1A及び図1Cに示したように、例えば、推進器2の両側部に固定される一对の支持パネル71、71と、支持パネル71、71間に配置される主翼本体72と、主翼本体72の前方に配置されたスラット翼73と、主翼本体72の後方に配置されたフラップ翼74と、により構成される。なお、スラット翼73及びフラップ翼74は、主翼本体72に対して必須の構成要素ではなく、両方とも省略してもよいし、いずれか一方のみを配置するようにしてもよい。

[0031] 支持パネル71は、例えば、流線形を有する薄板部材により構成されており、ダクトファン21L、21Rのダクト21aの外面に固定される。なお、支持パネル71の形状は図示したものに限定されず、空力抵抗を考慮した形状であれば他の形状であってもよい。また、図示しないが、支持パネル71は、サブフレーム5に固定されていてもよい。

[0032] 主翼本体72は、例えば、図1Aに示したように、翼形状断面を有しており、図1Cに示したように、支持パネル71、71間に掛け渡されるように配置され固定される。主翼本体72は、垂直離着陸機1の機体重量及び積載重量（乗員及び荷物の総重量）に対する重力に対して垂直離着陸機1を滑空させるために必要な揚力を発生させることができる表面積を有している。主翼本体72の表面積は、垂直離着陸機1の機体重量や最大積載重量等の条件によって適宜変更される。なお、主翼本体72の表面積をより大きくしたい場合には、主翼本体72の横幅を長くして、支持パネル71を貫通させて配置するようにしてもよい。

[0033] スラット翼73は機体の揚力を増大させるための高揚力装置の一種である。スラット翼73は、例えば、主翼本体72の前縁との間に一定の隙間を形成するように配置される。かかるスラット翼73を配置することにより、スラット翼73の下面側を通る気流の一部を主翼本体72の上面側に流して、気流の剥離を遅らせることができる。なお、スラット翼73は、固定翼に限定されるものではなく、巡航飛行時は主翼本体72に格納できるように構成

されていてもよい。

[0034] フラップ翼 7 4 も機体の揚力を増大させるための高揚力装置の一種である。フラップ翼 7 4 は、例えば、主翼本体 7 2 の後縁との間に一定の隙間を形成するように配置される。かかる構成のフラップ翼 7 4 は、スロテッドフラップと称され、主翼本体 7 2 のキャンバーを長くすることができるとともに、主翼本体 7 2 の下面側を通る気流の一部をフラップ翼 7 4 の上面側に流して、気流の剥離を遅らせることができる。なお、フラップ翼 7 4 は、固定翼に限定されるものではなく、飛行状態に応じて角度を変更できるように構成されていてもよいし、巡航飛行時は主翼本体 7 2 に格納できるように構成されていてもよい。

[0035] また、主翼 7 は、図 1 A に示したように、推進器 2 (ダクテッドファン 2 1 L, 2 1 R) が鉛直上方を向いた状態で主翼本体 7 2 が推進器 2 (ダクテッドファン 2 1 L, 2 1 R) の後方に配置されるように構成されている。すなわち、主翼本体 7 2 は、翼弦方向がダクテッドファン 2 1 L, 2 1 R の回転軸と略平行となるように配置される。かかる構成により、ダクテッドファン 2 1 L, 2 1 R を通過する気流に対して主翼 7 が干渉することはない。

[0036] また、主翼本体 7 2 は、推進器 2 (ダクテッドファン 2 1 L, 2 1 R) との間に一定の隙間を有するように配置されている。具体的には、主翼本体 7 2 は、ダクテッドファン 2 1 L, 2 1 R のダクト 2 1 a や動力供給手段 3 (排気ノズル 3 2 等) と一定の隙間を有する。かかる隙間を形成することにより、滑空時に気流を推進器 2 (ダクテッドファン 2 1 L, 2 1 R) と主翼本体 7 2 との間に流すことができ、揚力を発生させることができる。この隙間は、機体重量、主翼本体 7 2 の大きさ等の条件によって適宜設定される。

[0037] 次に、上述した主翼 7 の作用について、図 2 A ~ 図 3 B を参照しつつ説明する。ここで、図 2 A は、巡航飛行時における作用を示しており、図 2 B は、巡航飛行時における推力喪失状態の作用を示している。図 3 A は、ホバリング時における作用を示しており、図 3 B は、ホバリング時における推力喪失状態の作用を示している。なお、各図において、説明の便宜上、ダクテッ

ドファン21Lと主翼7以外の構成を省略するとともに、支持パネル71を一点鎖線で図示している。

[0038] 図2Aに示したように、垂直離着陸機1の巡航飛行時には、ダクテッドファン21Lは、動力伝達シャフト34を回動中心にして前方に傾斜した状態に操縦されており、前方から空気を吸い込んで後方に噴き出すことによって推力を発生させている。このとき、主翼7は、ダクテッドファン21Lの上方に配置されており、主翼本体72は、ダクテッドファン21Lの推力により発生した気流Aに対して $\alpha$ の迎角を有している状態になっている。

[0039] かかる巡航飛行状態において、気流Aは、主翼本体72とダクテッドファン21Lとの隙間を通過し、主翼本体72には揚力L（リフト）及び抗力D（ドラッグ）が生じる。したがって、その合力Fによって機体は上方に持ち上げられることとなり、主翼7は垂直離着陸機1の飛行を補助することとなる。

[0040] そして、巡航飛行状態において、エンジントラブル等によりダクテッドファン21Lの回転が著しく低下又は停止した場合には、推進器2が推力を喪失することとなる。しかしながら、本実施形態では、図2Bに示したように、気流Aを受けて揚力Lを発生させる主翼7を備えていることから、慣性力によって垂直離着陸機1が飛行している間、主翼本体72とダクテッドファン21Lとの隙間を通過する気流Aによって、垂直離着陸機1の重力に対抗する上向きの合力Fを発生させることができる。

[0041] したがって、垂直離着陸機1の垂直落下を回避しつつ、垂直離着陸機1をそのまま滑空させることができる。また、操縦桿6を操作することによって、所望の場所に垂直離着陸機1を安全に不時着させることができる。なお、本実施形態に係る垂直離着陸機1では、乗員の体重移動によって、垂直離着陸機1を旋回させることができ、進行方向を任意に変更することができる。

[0042] 図3Aに示したように、垂直離着陸機1のホバリング時には、ダクテッドファン21Lは、動力伝達シャフト34を回動中心にして鉛直上方に向いた状態に操縦されており、上方から空気を吸い込んで下方に噴き出すことによ

って推力を発生させている。このとき、主翼7は、ダクトファン21Lの後方（背面）に配置されており、ダクトファン21Lの気流と干渉しない位置に退避している。

[0043] そして、ホバリング状態において、エンジントラブル等によりダクトファン21Lの回転が著しく低下又は停止した場合には、推進器2が推力を喪失することとなる。このとき、垂直離着陸機1は垂直落下しようとするが、図3Bに示したように、主翼本体72とダクトファン21Lとの隙間に下流側から気流Bが通過することとなる。その結果、主翼7は、気流Bの風圧を受けて、前方に回転しようとする回転力Rを生じさせる。主翼7が前方に回転すると、主翼本体72とダクトファン21Lとの隙間には上流側から気流Aが通過することとなり、最終的に、図2Bに示した状態と同じ姿勢へと移行する。

[0044] したがって、ホバリング時においても、巡航飛行時の場合と同様に、垂直離着陸機1の垂直落下を回避しつつ、垂直離着陸機1を滑空させることができ、操縦桿6を操作することによって、所望の場所に垂直離着陸機1を安全に不時着させることができる。

[0045] 上述した本実施形態に係る垂直離着陸機1によれば、推進器2に主翼7を配置したことにより、推進器2と連動して回動させることができ、通常時（例えば、巡航飛行時やホバリング時等）は推進器2の気流と干渉しない位置に退避させることができ、推力喪失時は揚力Lを発生させる位置に移動させることができる。したがって、推進器2がエンジントラブル等により推力を喪失した場合であったとしても、主翼7により気流Aを利用して揚力Lを発生させて機体を滑空させることができるので、垂直落下を抑制することができる。また、推進器2に主翼7を配置するだけでよいことから、機体の大型化を抑制することもできる。

[0046] 次に、本発明の他の実施形態に係る垂直離着陸機1について、図4A及び図4Bを参照しつつ説明する。ここで、図4Aは、本発明の第二実施形態に係る垂直離着陸機を示す側面図であり、図4Bは第三実施形態に係る垂直離

着陸機を示す側面図である。なお、上述した第一実施形態に係る垂直離着陸機 1 と同じ構成部品については、同じ符号を付して重複した説明を省略する。

[0047] 図 4 A に示した第二実施形態に係る垂直離着陸機 1 及び図 4 B に示した第三実施形態に係る垂直離着陸機 1 は、いずれも推進器 2 に制御翼 8 を配置したものである。すなわち、推進器 2 は、ダクトファン 21 L, 21 R により構成され、ダクトファン 21 L, 21 R を通過する気流の流れる方向を制御する制御翼 8 を有していてもよい。

[0048] 図 4 A に示した第二実施形態に係る垂直離着陸機 1 では、ダクトファン 21 L, 21 R の左右方向に沿って制御翼 8 を配置している。具体的には、ダクトファン 21 L, 21 R のダクト 21 a とテールコーン 21 d との間に回転軸 81 が掛け渡されており、回転軸 81 に制御翼 8 が固定されている。図示しないが、回転軸 81 は、一端がダクト 21 a に形成された軸受部に回転可能に支持されており、他端がテールコーン 21 d 内に配置されたアクチュエータに接続されている。したがって、回転軸 81 を回転させることによって、制御翼 8 を前後に回転させることができる。

[0049] また、図示しないが、制御翼 8 は、テールコーン 21 d の左右両側に配置されていてもよいし、内側又は外側のいずれか一方にのみ配置されていてもよい。また、制御翼 8 は、ダクト 21 a の外部に露出するように配置されていてもよいし、ダクト 21 a の内部に収まるように配置されていてもよいし、ダクトファン 21 L, 21 R のプロペラ 21 b の上流側に配置されていてもよい。

[0050] 図 4 B に示した第三実施形態に係る垂直離着陸機 1 では、ダクトファン 21 L, 21 R の前後方向に制御翼 8 を配置している。具体的には、ダクトファン 21 L, 21 R のダクト 21 a 内に回転軸 81 が左右方向に沿って掛け渡されており、回転軸 81 に制御翼 8 が固定されている。図示しないが、回転軸 81 は、一端がダクト 21 a に形成された軸受部に回転可能に支持されており、他端がダクト 21 a 内に配置されたアクチュエータに接続

されている。したがって、回転軸 81 を回転させることによって、制御翼 8 を前後に回転させることができる。

[0051] また、図示しないが、制御翼 8 は、テールコーン 21d の前後両側に配置されていてもよいし、前側又は後側のいずれか一方にのみ配置されていてもよい。また、制御翼 8 は、ダクト 21a の内部に収まるように配置されていてもよいし、ダクト 21a の外部に露出するように配置されていてもよいし、ダクトファン 21L, 21R のプロペラ 21b の上流側に配置されていてもよい。

[0052] 上述した制御翼 8 を推進器 2 に配置することにより、制御翼 8 の回転を操作することによって、ダクトファン 21L, 21R を通過する気流の流れを制御することができ、所望の方向に推力を発生させることができる。したがって、ダクトファン 21L, 21R をメインフレーム 4 に対して回転させる力を生じさせて操縦桿 6 の操縦を補助したり、乗員が体重移動させることなく垂直離着陸機 1 を左右に旋回させたりすることができる。

[0053] また、推力喪失時においても、垂直離着陸機 1 の滑空によってダクトファン 21L, 21R 内に気流が流れ込んでいる場合には、その気流の流れる方向を制御することによって、垂直離着陸機 1 の進行方向を制御することができ、不時着に適した場所に向かって垂直離着陸機 1 を操縦することができる。

[0054] 本発明は上述した実施形態に限定されず、本発明の趣旨を逸脱しない範囲で種々変更が可能であることは勿論である。

[0055] 本発明に係る垂直離着陸機の第 1 の態様は、揚力及び推力を発生させる推進器と、座席及び接地脚を支持するメインフレームと、前記推進器を支持するとともに前記メインフレームに対して前後方向に回転可能に配置されたサブフレームと、前記メインフレーム又は前記サブフレームに支持されるとともに前記推進器に動力を供給する動力供給手段と、前記サブフレームに接続された操縦桿と、前記推進器又は前記サブフレームに配置された主翼と、を有し、前記主翼は、通常時は前記推進器の気流と干渉しない位置に退避し、

推力喪失時は揚力を発生させる位置に移動可能に構成されているものとして  
いる。

[0056] 本発明の第1の態様によれば、推進器又はサブフレームに主翼を配置した  
ことにより、推進器と連動して回転させることができ、例えば、巡航飛行時  
やホバリング時は推進器の気流と干渉しない位置に退避させることができ、  
推力喪失時は揚力を発生させる位置に移動させることができる。

[0057] したがって、推進器がエンジントラブル等により推力を喪失した場合であ  
ったとしても、主翼により気流を利用して揚力を発生させて機体を滑空させ  
る得ることとなり、垂直落下を抑制し得ることとなる。また、推進器又は  
サブフレームに主翼を配置するだけでよいことから、機体の大型化も抑制し  
得ることとなる。

[0058] 本発明の第2の態様において、前記主翼は、前記推進器の両側部に固定さ  
れる一对の支持パネルと、該支持パネル間に配置される主翼本体と、により  
構成されているものとしている。

[0059] 本発明の第2の態様によれば、主翼本体の両側が一对の支持パネルにそれ  
ぞれ固定されるので、主翼本体が高い構造強度を有することとなる。

[0060] 本発明の第3の態様において、前記主翼は、前記推進器が鉛直上方を向い  
た状態で前記主翼本体が前記推進器の後方に配置されるように構成されてい  
るものとしている。

[0061] 本発明の第3の態様によれば、推進器を通過する気流に対して主翼が干渉  
するのを回避し得ることとなる。

[0062] 本発明の第4の態様において、前記主翼本体は、前記推進器との間に一定  
の隙間を有するように配置されているものとしている。

[0063] 本発明の第4の態様によれば、滑空時に推進器と主翼本体との間に気流を  
流すことができるので、揚力を発生させ得ることとなる。

[0064] 本発明の第5の態様において、前記主翼は、前記主翼本体の前方に配置さ  
れたスラット翼、及び、前記主翼本体の後方に配置されたフラップ翼のうち  
の少なくともいずれか一方の翼を有している構成としている。



[0065] 本発明の第5の態様によれば、主翼本体からの気流の剥離を遅らせることができる。

[0066] 本発明の第6の態様において、前記推進器は、ダクテッドファンにより構成され、該ダクテッドファンを通過する気流の流れる方向を制御する制御翼を有している構成としている。

[0067] 本発明の第6の態様によれば、制御翼の回動を操作することによって、推進器を通過する気流の流れを制御することができ、所望の方向に推力を発生させることができる。

### 符号の説明

- [0068] 1 垂直離着陸機  
2 推進器  
3 動力供給手段  
4 メインフレーム  
5 サブフレーム  
6 操縦桿  
7 主翼  
8 制御翼  
2 1 L, 2 1 R ダクテッドファン  
4 1 座席  
4 2 接地脚  
7 1 支持パネル  
7 2 主翼本体  
7 3 スラット翼  
7 4 フラップ翼

## 請求の範囲

- [請求項1] 揚力及び推力を発生させる推進器と、  
座席及び接地脚を支持するメインフレームと、  
前記推進器を支持するとともに前記メインフレームに対して前後方向に回動可能に配置されたサブフレームと、  
前記メインフレーム又は前記サブフレームに支持されるとともに前記推進器に動力を供給する動力供給手段と、  
前記サブフレームに接続された操縦桿と、  
前記推進器又は前記サブフレームに配置された主翼と、を有し、  
前記主翼は、通常時は前記推進器の気流と干渉しない位置に退避し、  
推力喪失時は揚力を発生させる位置に移動可能に構成されている垂直離着陸機。
- [請求項2] 前記主翼は、前記推進器の両側部に固定される一対の支持パネルと、  
該支持パネル間に配置される主翼本体と、により構成されている請求項1に記載の垂直離着陸機。
- [請求項3] 前記主翼は、前記推進器が鉛直上方を向いた状態で前記主翼本体が前記推進器の後方に配置されるように構成されている請求項2に記載の垂直離着陸機。
- [請求項4] 前記主翼本体は、前記推進器との間に一定の隙間を有するように配置されている請求項2に記載の垂直離着陸機。
- [請求項5] 前記主翼は、前記主翼本体の前方に配置されたスラット翼、及び、  
前記主翼本体の後方に配置されたフラップ翼のうちの少なくともいずれか一方の翼を有している請求項2に記載の垂直離着陸機。
- [請求項6] 前記推進器は、ダクテッドファンにより構成され、該ダクテッドファンを通過する気流の流れる方向を制御する制御翼を有する請求項1に記載の垂直離着陸機。
- [請求項7] 前記推進器は、ダクテッドファンにより構成され、該ダクテッドファンを通過する気流の流れる方向を制御する制御翼を有する請求項2

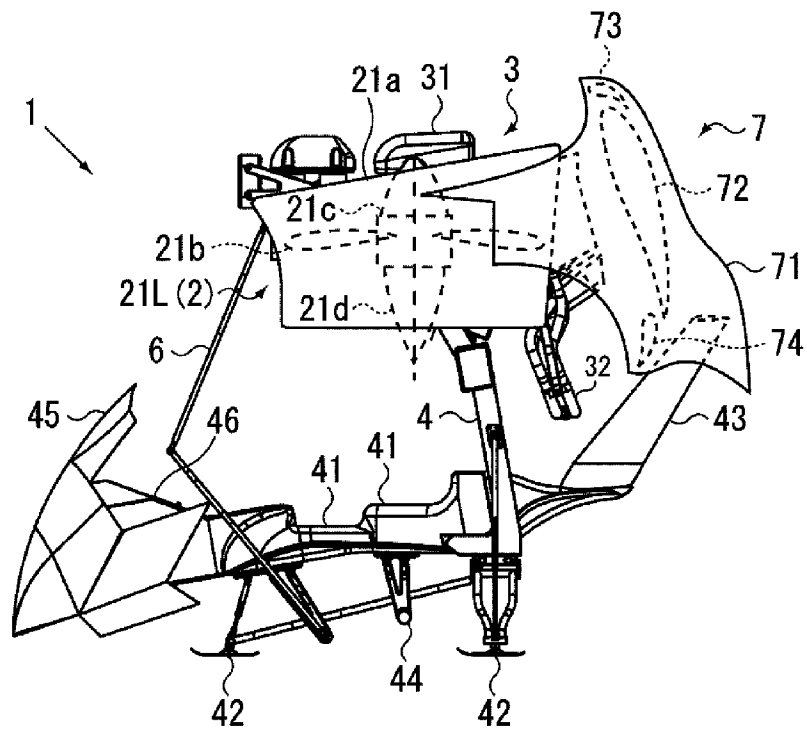
に記載の垂直離着陸機。

[請求項8] 前記推進器は、ダクテッドファンにより構成され、該ダクテッドファンを通過する気流の流れる方向を制御する制御翼を有する請求項3に記載の垂直離着陸機。

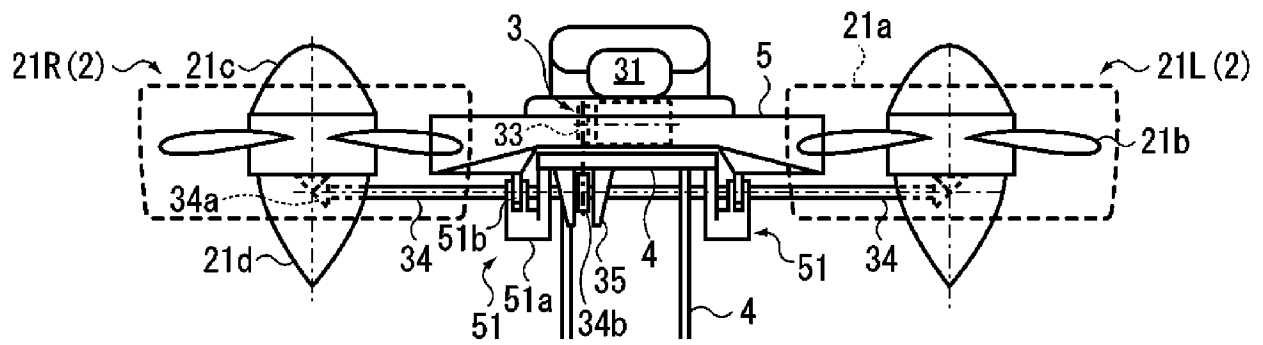
[請求項9] 前記推進器は、ダクテッドファンにより構成され、該ダクテッドファンを通過する気流の流れる方向を制御する制御翼を有する請求項4に記載の垂直離着陸機。

[請求項10] 前記推進器は、ダクテッドファンにより構成され、該ダクテッドファンを通過する気流の流れる方向を制御する制御翼を有する請求項5に記載の垂直離着陸機。

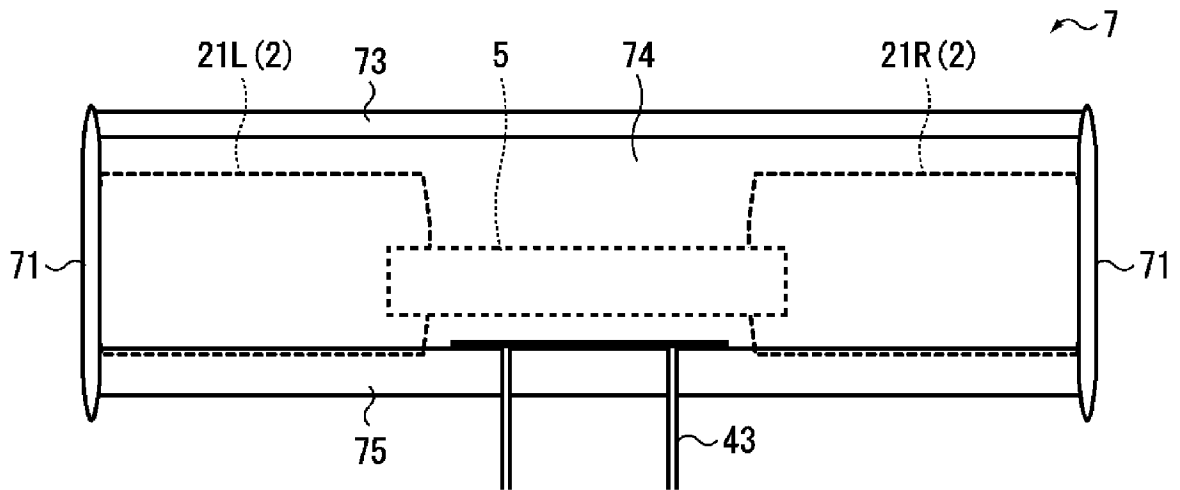
[図1A]



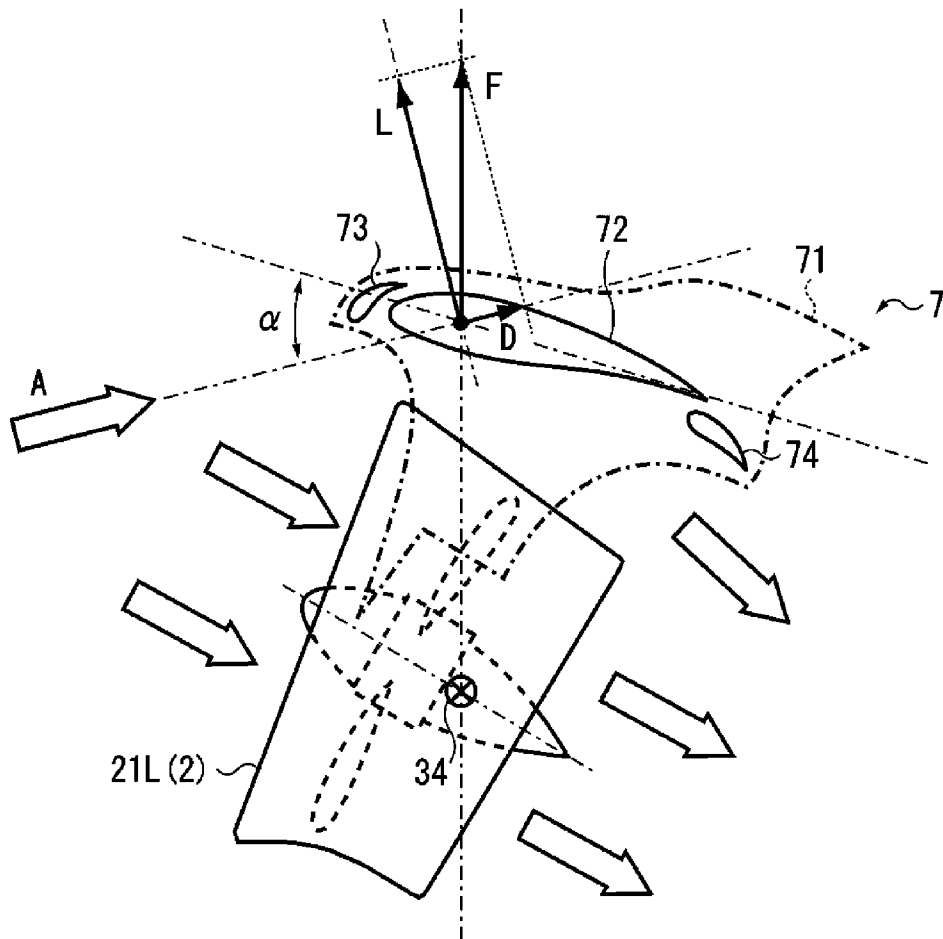
[図1B]



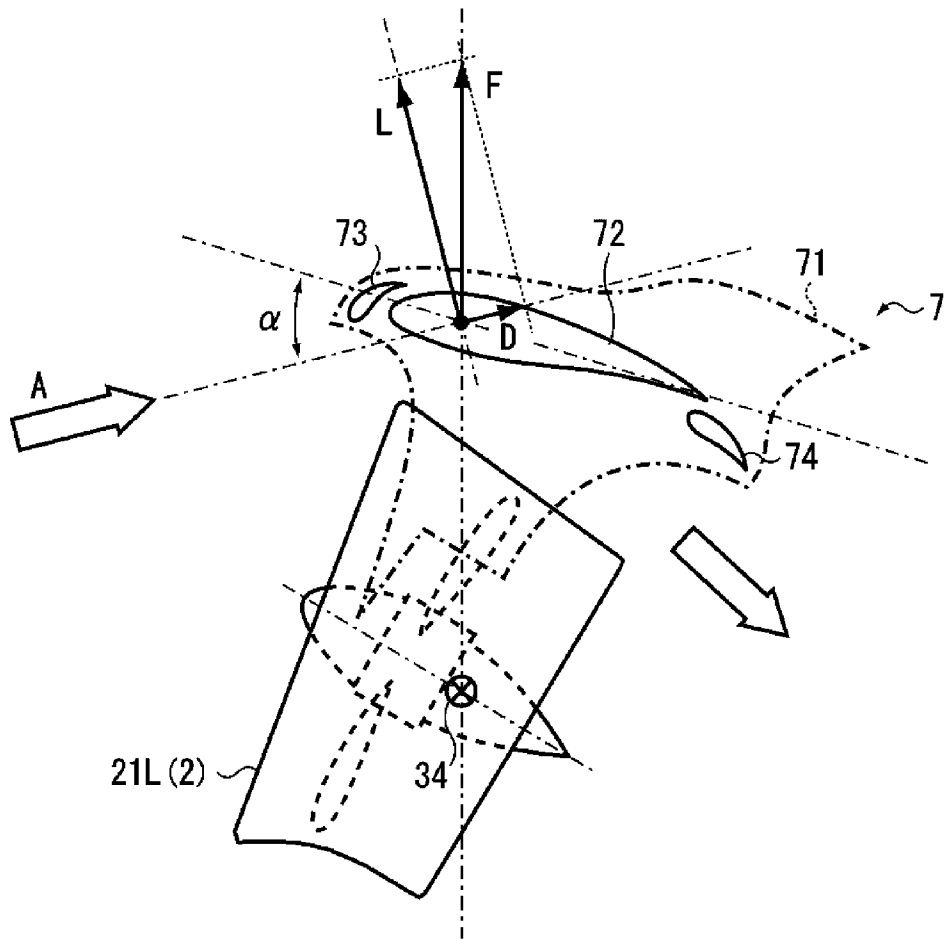
[図1C]



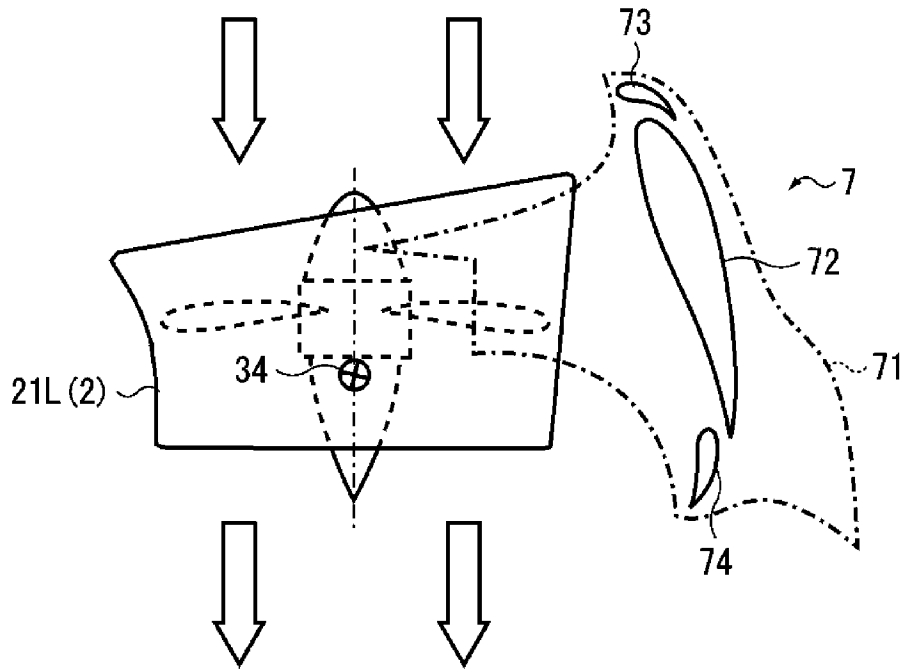
[図2A]



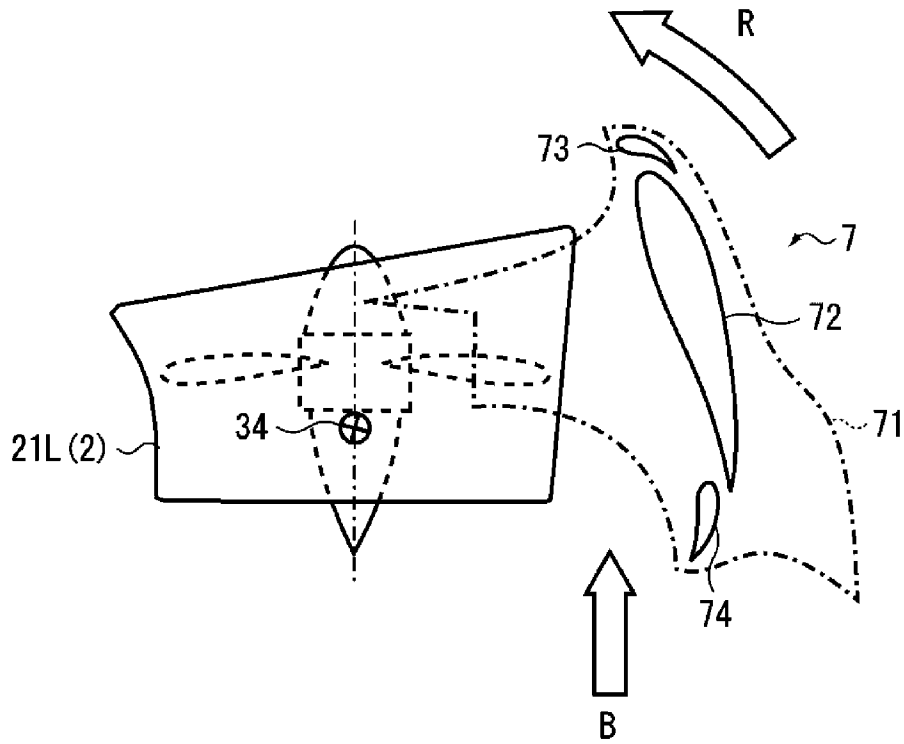
[図2B]



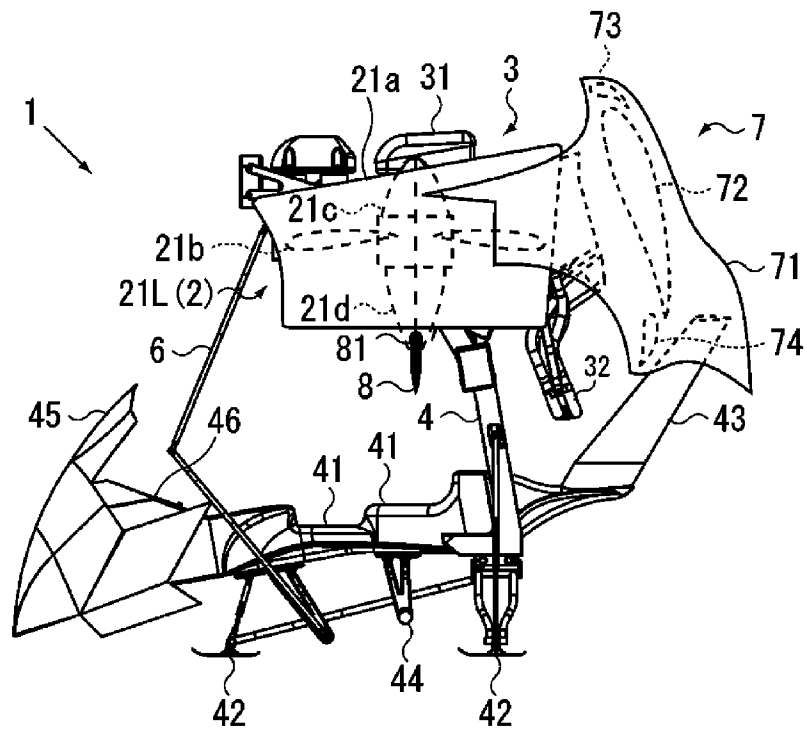
[図3A]



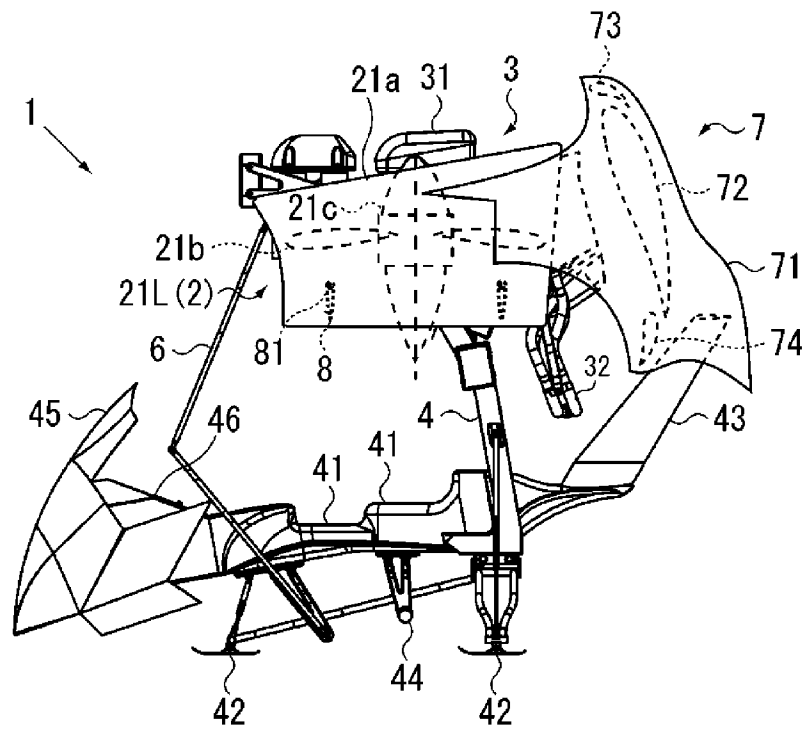
[図3B]



[図4A]



[図4B]





**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No.  
PCT/JP2014/062955

**A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER**  
B64C29/00(2006.01)i, B64C27/20(2006.01)i, B64C27/22(2006.01)i

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)  
B64C29/00-B64C29/04, B64C27/20-B64C27/30, B64C39/02

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

Jitsuyo Shinan Koho	1922-1996	Jitsuyo Shinan Toroku Koho	1996-2014
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2014	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2014

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.
A	JP 2013-10466 A (IHI Corp.), 17 January 2013 (17.01.2013), paragraphs [0016] to [0028]; fig. 1 to 3 & WO 2013/002383 A1 & AU 2012276578 A1 & EP 2727833 A1 & US 2014/0110533 A1	1-10
A	US 2008/0272226 A1 (HONEYWELL INTERNATIONAL INC.), 06 November 2008 (06.11.2008), paragraphs [0023] to [0039]; fig. 3 to 6 & EP 1988014 A2	1-10
A	US 5758844 A (BOEING NORTH AMERICAN), 02 June 1998 (02.06.1998), column 2, line 22 to column 3, line 35; fig. 1 to 5 (Family: none)	1-10

Further documents are listed in the continuation of Box C.  See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	"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
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	"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
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date	"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
"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)	"&" document member of the same patent family
"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	

Date of the actual completion of the international search 29 July, 2014 (29.07.14)	Date of mailing of the international search report 12 August, 2014 (12.08.14)
---------------------------------------------------------------------------------------	----------------------------------------------------------------------------------

Name and mailing address of the ISA/ Japanese Patent Office	Authorized officer
Facsimile No.	Telephone No.

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2014/062955

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	JP 2003-509276 A (Eurocopter), 11 March 2003 (11.03.2003), abstract; paragraph [0013]; fig. 1 to 3 & US 6607161 B1 & EP 1212238 B1 & WO 2001/019673 A1 & FR 2798359 A1 & CA 2382879 A1	1-10
A	US 2007/0158494 A1 (BURRAGE, Robert G.), 12 July 2007 (12.07.2007), abstract; paragraphs [0085] to [0089]; fig. 1, 5 to 8 & GB 2409845 A & EP 1704089 B1 & WO 2005/066020 A1	1-10
A	JP 2008-531395 A (GNM Ltd.), 14 August 2008 (14.08.2008), paragraphs [0016] to [0025]; fig. 1 to 6, 8 to 10 & US 2006/0196991 A1 & WO 2006/093420 A1 & NZ 538630 A & CA 2599342 A1 & CN 101132966 A & EA 200701893 A1 & BR PI0609185 A2 & IL 185465 A & KR 10-2007-0110057 A	6-10
P,A	JP 2013-189104 A (IHI Corp.), 26 September 2013 (26.09.2013), paragraphs [0017] to [0038]; fig. 1 to 5 & WO 2013/137261 A1	1-10

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC）） Int.Cl. B64C29/00(2006.01)i, B64C27/20(2006.01)i, B64C27/22(2006.01)i		
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. B64C29/00 - B64C29/04, B64C27/20 - B64C27/30, B64C39/02		
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 1971-2014年 日本国実用新案登録公報 1996-2014年 日本国登録実用新案公報 1994-2014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
A	JP 2013-10466 A (株式会社 I H I) 2013.01.17, 段落【0016】 - 【0028】, 図 1-3 & WO 2013/002383 A1 & AU 2012276578 A1 & EP 2727833 A1 & US 2014/0110533 A1	1-10
A	US 2008/0272226 A1 (HONEYWELL INTERNATIONAL INC.) 2008.11.06, 段落 [0023] - [0039], 図 3-6 & EP 1988014 A2	1-10
<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」 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	29.07.2014	国際調査報告の発送日
		12.08.2014
国際調査機関の名称及びあて先 日本国特許庁（ISA/J P） 郵便番号100-8915 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） 志水 裕司 電話番号 03-3581-1101 内線 3341	3D 9528

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 請求項の番号
A	US 5758844 A (BOEING NORTH AMERICAN) 1998. 06. 02, 第2欄第22行-第3欄第35行, 図1-5 (ファミリーなし)	1-10
A	JP 2003-509276 A (ユーロコプター) 2003. 03. 11, 要約, 段落【0013】, 図1-3 & US 6607161 B1 & EP 1212238 B1 & WO 2001/019673 A1 & FR 2798359 A1 & CA 2382879 A1	1-10
A	US 2007/0158494 A1 (BURRAGE, Robert G.) 2007. 07. 12, 要約, 段落 [0085] - [0089], 図1, 5-8 & GB 2409845 A & EP 1704089 B1 & WO 2005/066020 A1	1-10
A	JP 2008-531395 A (ジーエヌエム リミテッド) 2008. 08. 14, 段落【0016】 - 【0025】, 図1-6, 8-10 & US 2006/0196991 A1 & WO 2006/093420 A1 & NZ 538630 A & CA 2599342 A1 & CN 101132966 A & EA 200701893 A1 & BR PI0609185 A2 & IL 185465 A & KR 10-2007-0110057 A	6-10
P, A	JP 2013-189104 A (株式会社 I H I) 2013. 09. 26, 段落【0017】 - 【0038】, 図1-5 & WO 2013/137261 A1	1-10