

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号
特許第7515948号
(P7515948)

(45)発行日 令和6年7月16日(2024.7.16)

(24)登録日 令和6年7月5日(2024.7.5)

(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	
B 6 4 D	33/08	(2006.01)	B 6 4 D	33/08	

請求項の数 10 (全25頁)

(21)出願番号 特願2024-500824(P2024-500824)
 (86)(22)出願日 令和4年2月17日(2022.2.17)
 (86)国際出願番号 PCT/JP2022/006426
 (87)国際公開番号 WO2023/157189
 (87)国際公開日 令和5年8月24日(2023.8.24)
 審査請求日 令和6年5月9日(2024.5.9)
 早期審査対象出願

(73)特許権者 518210225
 テトラ・アビエーション株式会社
 福島県南相馬市原町区萱浜北谷地 2 9 2
 番地
 (74)代理人 100131428
 弁理士 若山 剛
 (72)発明者 中井 佑
 福島県南相馬市原町区萱浜北谷地 2 9 2
 番地 テトラ・アビエーション株式会社内
 審査官 塚本 英隆

最終頁に続く

(54)【発明の名称】 航空機、及び、回転翼モジュール

(57)【特許請求の範囲】

【請求項 1】

垂直離着陸を行う航空機であって、
 胴体と、
 前記胴体から左右方向にて延在する、少なくとも1対の固定翼と、
 回転駆動されることにより前記航空機を鉛直上方向へ推進させる推力を発生する回転翼と、
 電力によって前記回転翼を回転駆動する回転駆動部と、
 前記航空機の前後方向にて延在するとともに、前記回転駆動部の少なくとも一部が収容される内部空間を有し、且つ、前記回転翼を支持する支持体と、
 を備え、
 前記支持体は、
 前記回転翼が回転することによって送出する空気の流れの下流と異なる位置にて、前記内部空間と前記支持体の外部とを連通する第1開口を有する第1開口形成部と、
 前記回転翼が回転することによって送出する空気の流れの下流にて、前記内部空間と前記支持体の外部とを連通する第2開口を有する第2開口形成部と、を備え、
 前記第2開口形成部は、
 前記回転翼が回転することによって送出する空気の流れによって、前記第2開口の近傍の圧力が低下することにより、前記第1開口から前記内部空間へ空気が流入するとともに前記内部空間の空気が前記支持体の外部へ流出する形状を有し、

10

20

前記支持体は、前記固定翼の鉛直下方に位置するとともに、前記固定翼の前方と前記固定翼の後方とに亘って延在し、

前記第1開口形成部は、前記支持体のうちの、前記航空機の鉛直上方における端面内の位置を有する、航空機。

【請求項2】

請求項1に記載の航空機であって、

前記支持体は、前記航空機及び前記回転翼が静止している状態において、仮に、前記第1開口から空気を流入させた場合に、前記第2開口から流出する空気の流れの、前記第2開口の中央部における方向である流出方向が鉛直上方向の成分を有しない、航空機。

【請求項3】

請求項1又は請求項2に記載の航空機であって、

前記第2開口形成部は、前記支持体の鉛直面による断面において、前記支持体の外表面のうちの、前記第2開口を形成する2つの端を結ぶ直線に直交し、且つ、前記内部空間から前記支持体の外部へ向かう方向である開口方向が、鉛直上方向の成分を有しない、航空機。

【請求項4】

請求項1乃至請求項3のいずれか一項に記載の航空機であって、

前記支持体は、前記固定翼の鉛直下方に位置するとともに、前記固定翼の前方と前記固定翼の後方とに亘って延在し、

前記第1開口形成部は、前記固定翼の鉛直下方に位置する、航空機。

【請求項5】

請求項1乃至請求項4のいずれか一項に記載の航空機であって、

前記回転駆動部は、前記回転翼を回転駆動する電動機を含む、航空機。

【請求項6】

請求項1乃至請求項5のいずれか一項に記載の航空機であって、

前記回転駆動部は、前記回転翼の回転速度を制御する速度制御器を含む、航空機。

【請求項7】

請求項1乃至請求項6のいずれか一項に記載の航空機であって、

前記回転駆動部は、前記回転翼を回転駆動するための電力を供給する蓄電池を含む、航空機。

【請求項8】

請求項1乃至請求項7のいずれか一項に記載の航空機であって、

前記第2開口形成部は、前記支持体のうちの、前記航空機の左右方向における外表面に位置する、航空機。

【請求項9】

請求項1乃至請求項8のいずれか一項に記載の航空機であって、

前記支持体は、前記内部空間のうちの、前記第1開口及び前記第2開口と異なる部分を、気体に対して密閉する遮蔽体を備える、航空機。

【請求項10】

航空機の胴体から左右方向にて延在する固定翼に固定される回転翼モジュールであって、回転駆動されることにより前記航空機を鉛直上方向へ推進させる推力を発生する回転翼と、

電力によって前記回転翼を回転駆動する回転駆動部と、

前記航空機の前後方向にて延在するとともに、前記回転駆動部の少なくとも一部が収容される内部空間を有し、且つ、前記回転翼を支持する支持体と、

を備え、

前記支持体は、

前記回転翼が回転することによって送出する空気の流れの下流と異なる位置にて、前記内部空間と前記支持体の外部とを連通する第1開口を有する第1開口形成部と、

前記回転翼が回転することによって送出する空気の流れの下流にて、前記内部空間と前

10

20

30

40

50

記支持体の外部とを連通する第 2 開口を有する第 2 開口形成部と、を備え、

前記第 2 開口形成部は、

前記回転翼が回転することによって送出する空気の流れによって、前記第 2 開口の近傍の圧力が低下することにより、前記第 1 開口から前記内部空間へ空気が流入するとともに前記内部空間の空気が前記支持体の外部へ流出する形状を有し、

前記支持体は、前記固定翼の鉛直下方に位置するとともに、前記固定翼の前方と前記固定翼の後方とに亘って延在し、

前記第 1 開口形成部は、前記支持体のうちの、前記航空機の鉛直上方における端面内の位置を有する、回転翼モジュール。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、航空機、及び、回転翼モジュールに関する。

【背景技術】

【0002】

垂直離着陸を行う航空機が知られている。例えば、特許文献 1 に記載の航空機は、胴体と、胴体から左右方向にて延在する 1 対の固定翼と、1 対の固定翼に固定される複数の回転翼モジュールと、を備える。

【0003】

回転翼モジュールは、回転駆動されることにより航空機を鉛直上方向へ推進させる推力を発生する 1 対の回転翼と、電力によって回転翼を回転駆動する回転駆動部と、1 対の回転翼を支持する支持体と、を備える。支持体は、航空機の前後方向にて延在するとともに、回転駆動部が収容される内部空間を有する。

【0004】

支持体は、鉛直上方における外表面のうちの、回転翼の鉛直下方の位置にて、内部空間と支持体の外部とを連通する第 1 開口を有する。支持体は、鉛直下方における外表面のうちの、1 対の回転翼の中間の位置にて、内部空間と支持体の外部とを連通する第 2 開口を有する。

【0005】

このような構成により、回転翼が回転することによって送出する空気は、第 1 開口を通過して内部空間へ直接に流入するとともに、第 2 開口を通過して内部空間から流出する。従って、内部空間に位置する回転駆動部は、回転翼の回転に伴って生じる気流によって冷却される。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0006】

【文献】米国特許出願公開第 2018/0105268 号明細書

【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、回転翼が回転することによって送出する空気には、塵埃、雨、又は、雪等の異物が含まれやすい。このため、上記航空機においては、回転翼が回転することによって送出する空気とともに、内部空間に異物が流入しやすい。この結果、内部空間に位置する回転駆動部が異物によって劣化する虞があった。

【0008】

本発明の目的の一つは、異物の流入を抑制しながら回転駆動部を冷却することである。

【課題を解決するための手段】

【0009】

一つの側面では、航空機は、垂直離着陸を行う。

航空機は、胴体と、胴体から左右方向にて延在する、少なくとも 1 対の固定翼と、回転

10

20

30

40

50

駆動されることにより航空機を鉛直上方向へ推進させる推力を発生する回転翼と、電力によって回転翼を回転駆動する回転駆動部と、航空機の前後方向にて延在するとともに、回転駆動部の少なくとも一部が収容される内部空間を有し、且つ、回転翼を支持する支持体と、を備える。

【0010】

支持体は、回転翼が回転することによって送出する空気の流の下流と異なる位置にて、支持体の内部空間と支持体の外部とを連通する第1開口を有する第1開口形成部と、回転翼が回転することによって送出する空気の流の下流にて、支持体の内部空間と支持体の外部とを連通する第2開口を有する第2開口形成部と、を備える。

【0011】

第2開口形成部は、回転翼が回転することによって送出する空気の流によって、第2開口の近傍の圧力が低下することにより、支持体の内部空間の空気が支持体の外部へ流出する形状を有する。

【0012】

他の一つの側面では、回転翼モジュールは、航空機の胴体から左右方向にて延在する固定翼に固定される。

回転翼モジュールは、回転駆動されることにより航空機を鉛直上方向へ推進させる推力を発生する回転翼と、電力によって回転翼を回転駆動する回転駆動部と、航空機の前後方向にて延在するとともに、回転駆動部の少なくとも一部が収容される内部空間を有し、且つ、回転翼を支持する支持体と、を備える。

【0013】

支持体は、回転翼が回転することによって送出する空気の流の下流と異なる位置にて、支持体の内部空間と支持体の外部とを連通する第1開口を有する第1開口形成部と、回転翼が回転することによって送出する空気の流の下流にて、支持体の内部空間と支持体の外部とを連通する第2開口を有する第2開口形成部と、を備える。

【0014】

第2開口形成部は、回転翼が回転することによって送出する空気の流によって、第2開口の近傍の圧力が低下することにより、支持体の内部空間の空気が支持体の外部へ流出する形状を有する。

【発明の効果】

【0015】

異物の流入を抑制しながら回転駆動部を冷却することができる。

【図面の簡単な説明】

【0016】

【図1】第1実施形態の航空機の構成を表す斜視図である。

【図2】第1実施形態の航空機の構成を表す上面図である。

【図3】第1実施形態の航空機の構成を表す正面図である。

【図4】第1実施形態の航空機の構成を表す背面図である。

【図5】第1実施形態の航空機の構成を表す左側面図である。

【図6】第1実施形態の回転翼モジュールの概略構成を表すブロック図である。

【図7】第1実施形態の回転翼モジュールの、航空機の左右方向に直交する鉛直面による断面図である。

【図8】図7のV I I I - V I I I線により表される鉛直面による回転翼モジュールの断面図である。

【図9】図8の第2開口形成部の近傍が拡大された断面図である。

【図10】図8の第2開口形成部の近傍が拡大された断面図である。

【図11】第1実施形態の変形例の回転翼モジュールの、航空機の左右方向に直交する鉛直面による断面図である。

【図12】第1実施形態及び変形例の第2開口形成部を概念的に表す説明図である。

【図13】第1実施形態の変形例の第2開口形成部を概念的に表す説明図である。

10

20

30

40

50

【図 1 4】第 1 実施形態の変形例の回転翼モジュールの、航空機の前後方向に直交する鉛直面による断面図である。

【図 1 5】図 1 4 の第 2 開口形成部の近傍が拡大された断面図である。

【図 1 6】図 1 4 の第 2 開口形成部の近傍が拡大された断面図である。

【図 1 7】第 1 実施形態の変形例の回転翼モジュールの、航空機の前後方向に直交する鉛直面による断面図である。

【図 1 8】図 1 7 の第 2 開口形成部の近傍が拡大された断面図である。

【図 1 9】図 1 7 の第 2 開口形成部の近傍が拡大された断面図である。

【図 2 0】第 1 実施形態の変形例の回転翼モジュールの、航空機の前後方向に直交する鉛直面による断面図である。

10

【図 2 1】図 2 0 の第 2 開口形成部の近傍が拡大された断面図である。

【図 2 2】図 2 0 の第 2 開口形成部の近傍が拡大された断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0017】

以下、本発明の航空機、及び、回転翼モジュールに関する各実施形態について図 1 乃至図 2 2 を参照しながら説明する。

【0018】

< 第 1 実施形態 >

(概要)

第 1 実施形態の航空機は、垂直離着陸を行う。

20

航空機は、胴体と、胴体から左右方向にて延在する、少なくとも 1 対の固定翼と、回転駆動されることにより航空機を鉛直上方向へ推進させる推力を発生する回転翼と、電力によって回転翼を回転駆動する回転駆動部と、航空機の前後方向にて延在するとともに、回転駆動部の少なくとも一部が収容される内部空間を有し、且つ、回転翼を支持する支持体と、を備える。

【0019】

支持体は、回転翼が回転することによって送出する空気の流れの下流と異なる位置にて、内部空間と支持体の外部とを連通する第 1 開口を有する第 1 開口形成部と、回転翼が回転することによって送出する空気の流れの下流にて、内部空間と支持体の外部とを連通する第 2 開口を有する第 2 開口形成部と、を備える。

30

【0020】

第 2 開口形成部は、回転翼が回転することによって送出する空気の流れによって、第 2 開口の近傍の圧力が低下することにより、内部空間の空気が支持体の外部へ流出する形状を有する。

【0021】

これによれば、回転翼が回転することによって空気が送出されている場合、送出された空気の流れによって、内部空間の空気が、当該空気の流れの下流に位置する第 2 開口を通過して支持体の外部へ流出する。これにより、当該空気の流れの下流と異なる位置を有する第 1 開口を通過して内部空間へ空気が流入する。この結果、内部空間に位置する回転駆動部は、内部空間における空気の流れによって冷却される。

40

【0022】

このように、上記航空機においては、回転翼が回転することによって送出する空気の流れの下流において、空気は、内部空間へ流入しない。従って、回転翼が回転することによって送出する空気に異物が含まれる場合であっても、異物が内部空間へ流入することを抑制できる。即ち、上記航空機によれば、異物の流入を抑制しながら回転駆動部を冷却できる。

次に、第 1 実施形態の航空機、及び、回転翼モジュールについて、より詳細に説明する。

【0023】

(構成)

図 1 乃至図 5 に表されるように、航空機 1 は、垂直離着陸を行う。本例では、航空機 1

50

は、電力によって航空機を飛行させる eVTOL (electric Vertical Take-Off and Landing) である。航空機 1 は、鉛直方向にて飛行する (換言すると、鉛直方向にて上昇又は下降する) 鉛直飛行を行う状態 (換言すると、離着陸状態) と、水平方向にて飛行する (換言すると、巡航する) 水平飛行を行う状態 (換言すると、巡航状態) と、の間で動作状態が切り替わる。

【0024】

本例では、後述の各方向 (例えば、上下方向、前後方向、又は、左右方向) は、離着陸状態における方向である。なお、各方向は、巡航状態における方向であってもよい。上方、及び、下方は、それぞれ、鉛直上方向、及び、鉛直下方向である。

【0025】

航空機 1 は、胴体 10 と、1 対の前方固定翼 20 - 1, 20 - 2 と、1 対の後方固定翼 20 - 3, 20 - 4 と、を備える。なお、航空機 1 が備える固定翼の対の数は、1 対であってもよいし、3 対以上であってもよい。本例では、1 対の前方固定翼 20 - 1, 20 - 2、及び、1 対の後方固定翼 20 - 3, 20 - 4 のそれぞれは、単に、固定翼 20 - j (j は、1 乃至 4 の整数を表す。) とも表される。

【0026】

胴体 10 は、航空機 1 の左右方向における中央部において、航空機 1 の前後方向にて延在する。本例では、胴体 10 は、航空機 1 の上下方向における位置、及び、航空機 1 の前後方向における位置のそれぞれが互いに異なる 2 個の棒状体又は柱状体が、航空機 1 の前後方向における中央部にて互いに連結された形状を有する。

【0027】

本例では、胴体 10 は、航空機 1 の前方向における端部の鉛直下方向における端面が、航空機 1 の後方向における端部の鉛直下方向における端面よりも鉛直下方に位置する。本例では、胴体 10 は、航空機 1 の前方向における端部の鉛直上方向における端面が、航空機 1 の後方向における端部の鉛直上方向における端面よりも鉛直下方に位置する。

【0028】

なお、胴体 10 は、航空機 1 の前後方向にて延在する棒状又は柱状であってもよい。例えば、胴体 10 は、航空機 1 の前後方向における両端部のそれぞれにおいて、先端に近づくほど細くなる形状 (換言すると、先細形状) を有してよい。

例えば、胴体 10 の前後方向における長さは、1 m 乃至 15 m の長さであってもよい。

【0029】

1 対の前方固定翼 20 - 1, 20 - 2 は、航空機 1 の左方向、及び、航空機 1 の右方向へ、胴体 10 からそれぞれ延在する板状である。1 対の前方固定翼 20 - 1, 20 - 2 のそれぞれは、航空機 1 の左右方向に直交する平面によって切断された断面において、翼型形状を有する。

【0030】

1 対の前方固定翼 20 - 1, 20 - 2 は、航空機 1 の左右方向に直交し、且つ、胴体 10 の左右方向における中央を通る平面に対して、互いに面对称である。例えば、1 対の前方固定翼 20 - 1, 20 - 2 のそれぞれの左右方向における長さは、0.5 m 乃至 1.0 m の長さであってもよい。

【0031】

1 対の前方固定翼 20 - 1, 20 - 2 は、航空機 1 の前後方向における胴体 10 の中央よりも前方に位置する。本例では、1 対の前方固定翼 20 - 1, 20 - 2 は、胴体 10 の前方向における端部に位置する。例えば、1 対の前方固定翼 20 - 1, 20 - 2 は、航空機 1 の前後方向において、胴体 10 の前方向における端から 1 対の前方固定翼 20 - 1, 20 - 2 の後方向における端までの距離の、航空機 1 の前後方向における胴体 10 の長さに対する比が、0.01 乃至 0.4 (本例では、0.1 乃至 0.3) の値である位置を有する。

本例では、図 5 に表されるように、1 対の前方固定翼 20 - 1, 20 - 2 は、航空機 1 の重心 CG よりも前方の位置を有する。

10

20

30

40

50

【 0 0 3 2 】

1対の前方固定翼20-1, 20-2は、航空機1の上下方向における胴体10の中央よりも下方に位置する。本例では、1対の前方固定翼20-1, 20-2は、胴体10の下方方向における端部に位置する。例えば、1対の前方固定翼20-1, 20-2は、航空機1の上下方向において、胴体10の下方方向における端から1対の前方固定翼20-1, 20-2の上方向における端までの距離の、航空機1の上下方向における胴体10の高さ(本例では、後述の尾翼11-1, 11-2を除いた航空機1の上下方向における胴体10の高さの最大値)に対する比が、0.01乃至0.4(本例では、0.05乃至0.2)の値である位置を有する。

本例では、図5に表されるように、1対の前方固定翼20-1, 20-2は、航空機1の重心CGよりも鉛直下方の位置を有する。

10

【 0 0 3 3 】

1対の後方固定翼20-3, 20-4は、航空機1の左方向、及び、航空機1の右方向へ、胴体10からそれぞれ延在する板状である。1対の後方固定翼20-3, 20-4のそれぞれは、航空機1の左右方向に直交する平面によって切断された断面において、翼型形状を有する。

【 0 0 3 4 】

1対の後方固定翼20-3, 20-4は、航空機1の左右方向に直交し、且つ、胴体10の左右方向における中央を通る平面に対して、互いに面对称である。1対の後方固定翼20-3, 20-4のそれぞれの左右方向における長さは、1対の前方固定翼20-1, 20-2のそれぞれの左右方向における長さと同程度の長さである。本例では、1対の後方固定翼20-3, 20-4のそれぞれの左右方向における長さは、1対の前方固定翼20-1, 20-2のそれぞれの左右方向における長さよりも僅かに長い。例えば、1対の後方固定翼20-3, 20-4のそれぞれの左右方向における長さは、0.5m乃至1.0mの長さであってよい。

20

【 0 0 3 5 】

1対の後方固定翼20-3, 20-4は、航空機1の前後方向における胴体10の中央よりも後方に位置する。本例では、1対の後方固定翼20-3, 20-4は、胴体10の後方向における端部に位置する。例えば、1対の後方固定翼20-3, 20-4は、航空機1の前後方向において、胴体10の後方向における端から1対の後方固定翼20-3, 20-4の前方向における端までの距離の、航空機1の前後方向における胴体10の長さに対する比が、0.01乃至0.4(本例では、0.1乃至0.3)の値である位置を有する。

30

本例では、図5に表されるように、1対の後方固定翼20-3, 20-4は、航空機1の重心CGよりも後方の位置を有する。

【 0 0 3 6 】

1対の後方固定翼20-3, 20-4は、航空機1の上下方向における胴体10の中央よりも上方に位置する。本例では、1対の後方固定翼20-3, 20-4は、胴体10の上方向における端部に位置する。例えば、1対の後方固定翼20-3, 20-4は、航空機1の上下方向において、胴体10の上方向における端から1対の後方固定翼20-3, 20-4の下方方向における端までの距離の、航空機1の上下方向における胴体10の高さに対する比が、0.01乃至0.4(本例では、0.05乃至0.2)の値である位置を有する。

40

本例では、図5に表されるように、1対の後方固定翼20-3, 20-4は、航空機1の重心CGよりも鉛直上方の位置を有する。

【 0 0 3 7 】

このように、本例では、航空機1は、航空機1の前後方向における位置が互いに異なるとともに、航空機1の上下方向における位置が互いに異なる2対の固定翼20-1~20-4を備える。

換言すると、本例では、航空機1は、1対の前方固定翼20-1, 20-2と、1対の

50

前方固定翼 20 - 1 , 20 - 2 よりも後方に位置し、且つ、鉛直方向における位置が 1 対の前方固定翼 20 - 1 , 20 - 2 と異なる 1 対の後方固定翼 20 - 3 , 20 - 4 と、を備える。

本例では、1 対の前方固定翼 20 - 1 , 20 - 2 は、1 対の第 1 固定翼に対応する。本例では、1 対の後方固定翼 20 - 3 , 20 - 4 は、1 対の第 2 固定翼に対応する。

【0038】

上述のように、本例では、1 対の後方固定翼 20 - 3 , 20 - 4 は、鉛直方向における位置が 1 対の前方固定翼 20 - 1 , 20 - 2 よりも鉛直上方の位置である。なお、1 対の後方固定翼 20 - 3 , 20 - 4 は、鉛直方向における位置が 1 対の前方固定翼 20 - 1 , 20 - 2 よりも鉛直下方の位置であってもよい。この場合、1 対の前方固定翼 20 - 1 , 20 - 2 は、航空機 1 の重心 CG よりも鉛直上方の位置を有し、且つ、1 対の後方固定翼 20 - 3 , 20 - 4 は、航空機 1 の重心 CG よりも鉛直下方の位置を有してよい。

10

【0039】

航空機 1 は、1 対の前方固定翼 20 - 1 , 20 - 2、及び、1 対の後方固定翼 20 - 3 , 20 - 4 に固定される、複数（本例では、16 個）の回転翼モジュール 40 - 1 ~ 40 - 16 を備える。なお、航空機 1 が備える回転翼モジュールの数は、2 乃至 15 個であってもよく、17 個以上であってもよい。例えば、航空機 1 が備える回転翼モジュールの数は、8 個、12 個、16 個、20 個、又は、24 個である。

なお、各固定翼 20 - j に固定される回転翼モジュールの数は、2 以上であることが好適である。

20

【0040】

本例では、複数の回転翼モジュール 40 - 1 ~ 40 - 16 は、1 対の前方固定翼 20 - 1 , 20 - 2、及び、1 対の後方固定翼 20 - 3 , 20 - 4 に取り外し可能に固定される。なお、複数の回転翼モジュール 40 - 1 ~ 40 - 16 は、1 対の前方固定翼 20 - 1 , 20 - 2、及び、1 対の後方固定翼 20 - 3 , 20 - 4 に取り外し不能に固定（例えば、一体に形成）されていてもよい。

【0041】

4 個の回転翼モジュール 40 - 1 ~ 40 - 4 は、1 対の前方固定翼 20 - 1 , 20 - 2 のうちの、胴体 10 の左方に位置する前方固定翼 20 - 1 に固定される。4 個の回転翼モジュール 40 - 5 ~ 40 - 8 は、1 対の前方固定翼 20 - 1 , 20 - 2 のうちの、胴体 10 の右方に位置する前方固定翼 20 - 2 に固定される。4 個の回転翼モジュール 40 - 9 ~ 40 - 12 は、1 対の後方固定翼 20 - 3 , 20 - 4 のうちの、胴体 10 の左方に位置する後方固定翼 20 - 3 に固定される。4 個の回転翼モジュール 40 - 13 ~ 40 - 16 は、1 対の後方固定翼 20 - 3 , 20 - 4 のうちの、胴体 10 の右方に位置する後方固定翼 20 - 4 に固定される。

30

【0042】

胴体 10 の左方に位置する 8 個の回転翼モジュール 40 - 1 ~ 40 - 4 , 40 - 9 ~ 40 - 12 と、胴体 10 の右方に位置する 8 個の回転翼モジュール 40 - 5 ~ 40 - 8 , 40 - 13 ~ 40 - 16 と、は、航空機 1 の左右方向に直交し、且つ、胴体 10 の左右方向における中央を通る平面に対して、互いに面対称である。

40

【0043】

固定翼 20 - j に固定される回転翼モジュール 40 - i (i は、1 乃至 16 の整数を表す。) は、航空機 1 の左右方向における当該固定翼 20 - j の先端部以外の領域に位置する。

本例では、固定翼 20 - j に固定される回転翼モジュール 40 - i は、航空機 1 の左右方向において、当該固定翼 20 - j の先端から当該回転翼モジュール 40 - i までの距離の、航空機 1 の左右方向における当該固定翼 20 - j の長さに対する比が、0 より大きく且つ 1 より小さい（本例では、0 より大きく且つ 0.95 以下である）位置を有する。

なお、固定翼 20 - j に固定される回転翼モジュール 40 - i の少なくとも 1 つは、航空機 1 の左右方向における当該固定翼 20 - j の先端部に位置していてもよい。

50

【 0 0 4 4 】

本例では、固定翼 20 - j に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - k ~ 40 - l (k は、1、5、9、又は、13 の整数を表す。l は、k + 3 の整数を表す。) は、航空機 1 の左右方向において、等間隔にて位置する。なお、固定翼 20 - j に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - k ~ 40 - l は、航空機 1 の左右方向において、異なる間隔を有していてもよい。

【 0 0 4 5 】

例えば、固定翼 20 - j に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - k ~ 40 - l は、航空機 1 の左右方向において、当該 4 個の回転翼モジュール 40 - k ~ 40 - l のうちの、互いに隣り合う 2 個の回転翼モジュール間の距離の、航空機 1 の左右方向における当該固定翼 20 - j の長さに対する比が、0.1 乃至 0.4 (本例では、0.2 乃至 0.3) の値である位置を有してよい。

10

【 0 0 4 6 】

本例では、航空機 1 の左右方向において、前方固定翼 20 - 1 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 1 ~ 40 - 4 のうちの、互いに隣り合う 2 個の回転翼モジュール間の距離と、後方固定翼 20 - 3 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 9 ~ 40 - 12 のうちの、互いに隣り合う 2 個の回転翼モジュール間の距離と、は、互いに等しい。なお、両者の距離は、互いに異なってもよい。

【 0 0 4 7 】

本例では、前方固定翼 20 - 1 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 1 ~ 40 - 4 と、後方固定翼 20 - 3 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 9 ~ 40 - 12 と、の航空機 1 の左右方向における位置は、それぞれ略同じである。

20

本例では、航空機 1 の左右方向において、前方固定翼 20 - 1 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 1 ~ 40 - 4 の位置と、後方固定翼 20 - 3 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 9 ~ 40 - 12 の位置と、は、互いに一致する。なお、両者の位置は、互いに異なってもよい。

【 0 0 4 8 】

本例では、前方固定翼 20 - 1 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 1 ~ 40 - 4 と、後方固定翼 20 - 3 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 9 ~ 40 - 12 と、の航空機 1 の上下方向における位置は、互いに異なる。本例では、前方固定翼 20 - 1 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 1 ~ 40 - 4 は、後方固定翼 20 - 3 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 9 ~ 40 - 12 よりも、航空機 1 の下方向の位置を有する。なお、前方固定翼 20 - 1 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 1 ~ 40 - 4 は、後方固定翼 20 - 3 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 9 ~ 40 - 12 よりも、航空機 1 の上方向の位置を有していてもよい。

30

【 0 0 4 9 】

本例では、図 2 に表されるように、前方固定翼 20 - 1 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 1 ~ 40 - 4 と、後方固定翼 20 - 3 に固定される 4 個の回転翼モジュール 40 - 9 ~ 40 - 12 と、は、航空機 1 を鉛直方向にて見た場合において、航空機 1 の前後方向にて互いに隔てられている。

40

【 0 0 5 0 】

図 6 に表されるように、固定翼 20 - j に固定される回転翼モジュール 40 - i は、支持体 401 と、1 対の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 と、1 対の電動機 403 - 1, 403 - 2 と、1 対の速度制御器 404 - 1, 404 - 2 と、1 対の第 1 蓄電池 405 - 1, 405 - 2 と、1 対の回路保護器 406 - 1, 406 - 2 と、1 対の回路開閉器 407 - 1, 407 - 2 と、1 対の制御器 408 - 1, 408 - 2 と、を備える。

【 0 0 5 1 】

支持体 401 は、航空機 1 の前後方向において (換言すると、航空機 1 を鉛直方向にて見た場合において)、固定翼 20 - j の前方と固定翼 20 - j の後方とに亘って、航空機 1 の前後方向にて延在する棒状又は柱状である。支持体 401 は、航空機 1 の前後方向に

50

おける中央部が固定翼 20 - j に取り外し可能に固定される。支持体 401 は、後述の内部空間 SP を有する。

本例では、支持体 401 は、固定翼 20 - j の鉛直下方に位置する。なお、支持体 401 は、固定翼 20 - j の鉛直上方に位置していてもよい。

【0052】

1 対の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 のそれぞれは、回転の中心軸が航空機 1 の上下方向が主成分である方向にて延在するように、支持体 401 の鉛直上方にて回転可能に支持体 401 に支持される。1 対の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 は、1 対の電動機 403 - 1, 403 - 2 によってそれぞれ回転駆動されることにより航空機 1 を上方向へ推進させる推力を発生する。

10

本例では、1 対の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 は、1 対の鉛直方向用回転翼に対応する。

【0053】

1 対の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 は、航空機 1 の前後方向において、固定翼 20 - j の前方と固定翼 20 - j の後方とにそれぞれ位置する。本例では、1 対の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 は、航空機 1 の前後方向における支持体 401 の両端部にそれぞれ位置する。

【0054】

1 対の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 は、航空機 1 の前後方向における 1 対の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 間の距離の、航空機 1 の前後方向における固定翼 20 - j の長さに対する比が、1.2 乃至 4.5 (本例では、2 乃至 3) の値である位置を有してよい。

20

【0055】

1 対の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 のそれぞれは、当該第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 の先端の軌跡と、固定翼 20 - j と、の間の最短距離の、航空機 1 の前後方向における固定翼 20 - j の長さに対する比が、0 よりも大きく且つ 0.2 以下 (本例では、0.02 乃至 0.08 の値) である位置を有してよい。

【0056】

本例では、1 対の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 の鉛直方向における位置は、当該 1 対の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 の回転の中心軸を通る平面による固定翼 20 - j の断面のうち、最も鉛直上方向の位置と、最も鉛直下方向の位置と、の間の位置である。換言すると、図 3 及び図 4 に表されるように、航空機 1 の前後方向にて航空機 1 を見た場合において、1 対の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 は、固定翼 20 - j と重なる位置を有する。

30

【0057】

本例では、1 対の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 は、回転方向が互いに異なる。

本例では、航空機 1 の左右方向にて隣接する 2 個の第 1 回転翼 402 - 1 は、回転方向が互いに異なるとともに、航空機 1 の左右方向にて隣接する 2 個の第 1 回転翼 402 - 2 は、回転方向が互いに異なる。また、本例では、航空機 1 の上下方向にて隣接する 2 個の第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 は、回転方向が互いに異なる。

40

本例では、第 1 回転翼 402 - 1, 402 - 2 は、ロータと表されてもよい。

【0058】

以下、第 1 回転翼 402 - 1 を回転駆動するための構成 (本例では、電動機 403 - 1、速度制御器 404 - 1、第 1 蓄電池 405 - 1、回路保護器 406 - 1、回路開閉器 407 - 1、及び、制御器 408 - 1) が説明される。なお、第 1 回転翼 402 - 2 を回転駆動するための構成 (本例では、電動機 403 - 2、速度制御器 404 - 2、第 1 蓄電池 405 - 2、回路保護器 406 - 2、回路開閉器 407 - 2、及び、制御器 408 - 2) は、第 1 回転翼 402 - 1 を回転駆動するための構成と同様に説明されるため、当該説明が省略される。

【0059】

50

本例では、航空機 1 の左右方向に直交する鉛直面による回転翼モジュール 40 - i の断面を表す図 7 に表されるように、速度制御器 404 - 1、第 1 蓄電池 405 - 1、回路保護器 406 - 1、回路開閉器 407 - 1、及び、制御器 408 - 1 は、支持体 401 の内部空間 SP に収容される。本例では、電動機 403 - 1 の一部も、支持体 401 の内部空間 SP に収容される。図 7 において、電流が流れるケーブル、及び、制御信号が伝送される信号線は、図示が省略される。なお、電動機 403 - 1 の全体が、支持体 401 の内部空間 SP に収容されていてもよい。また、電動機 403 - 1 の全体が、支持体 401 の外部に位置していてもよい。

【0060】

電動機 403 - 1 は、速度制御器 404 - 1 から供給される電力に従って、第 1 回転翼 402 - 1 を回転駆動する。

10

【0061】

速度制御器 404 - 1 は、制御器 408 - 1 から伝送される制御信号に従って、電動機 403 - 1 によって回転駆動される第 1 回転翼 402 - 1 の回転速度（換言すると、回転数）を制御するように、電動機 403 - 1 へ供給する電力を制御する。

【0062】

本例では、速度制御器 404 - 1 は、ESC (Electric Speed Controller) と表されてもよい。

【0063】

第 1 蓄電池 405 - 1 は、電力を充放電する。本例では、第 1 蓄電池 405 - 1 は、直列に接続された複数の単電池（換言すると、セル）を含む。本例では、第 1 蓄電池 405 - 1 は、24V 乃至 120V の電圧を有する。

20

第 1 蓄電池 405 - 1 は、回路保護器 406 - 1、回路開閉器 407 - 1、及び、速度制御器 404 - 1 を介して、電動機 403 - 1 へ電力を供給する。

【0064】

第 1 蓄電池 405 - 1 は、支持体 401 に固定される。本例では、第 1 蓄電池 405 - 1 は、航空機 1 の前後方向において、1 対の第 1 回転翼 402 - 1、402 - 2 の間に位置する。例えば、第 1 蓄電池 405 - 1 は、航空機 1 の前後方向における支持体 401 の中央部に位置する。本例では、第 1 蓄電池 405 - 1 は、固定翼 20 - j の下方に位置する。なお、第 1 蓄電池 405 - 1 は、航空機 1 の前後方向において、第 1 回転翼 402 - 1 と固定翼 20 - j との間に位置していてもよい。

30

【0065】

回路保護器 406 - 1 は、速度制御器 404 - 1 と第 1 蓄電池 405 - 1 との間にて、第 1 蓄電池 405 - 1 から速度制御器 404 - 1 へ供給される電流が所定の閾値を超えた場合、電流を遮断する。本例では、回路保護器 406 - 1 は、電力ヒューズと表されてもよい。

【0066】

回路開閉器 407 - 1 は、速度制御器 404 - 1 と第 1 蓄電池 405 - 1 との間（本例では、回路保護器 406 - 1 と速度制御器 404 - 1 との間）にて、制御器 408 - 1 から伝送される制御信号に従って、第 1 蓄電池 405 - 1 から速度制御器 404 - 1 へ電流が供給されることを許可するオン状態と、第 1 蓄電池 405 - 1 から速度制御器 404 - 1 へ電流が供給されることを禁止する（換言すると、第 1 蓄電池 405 - 1 から速度制御器 404 - 1 へ供給される電流を遮断する）オフ状態と、の間で動作状態が切り替わる。本例では、回路開閉器 407 - 1 は、接触器である。

40

【0067】

制御器 408 - 1 は、後述の制御装置 13 から伝送される制御信号に従って、速度制御器 404 - 1、及び、回路開閉器 407 - 1 のそれぞれを制御する。

本例では、電動機 403 - 1、速度制御器 404 - 1、第 1 蓄電池 405 - 1、回路保護器 406 - 1、回路開閉器 407 - 1、及び、制御器 408 - 1 は、電力によって第 1 回転翼 402 - 1 を回転駆動する回転駆動部に対応する。

50

【 0 0 6 8 】

このような構成により、航空機 1 は、複数の回転翼モジュール 4 0 - 1 ~ 4 0 - 1 6 のそれぞれが備える 1 対の第 1 回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 のそれぞれが発生する、航空機 1 を上方向へ推進させる推力によって、垂直離着陸を行う。

【 0 0 6 9 】

以下、図 7、及び、図 8 を参照しながら、支持体 4 0 1 について説明が追加される。図 8 は、図 7 の V I I I - V I I I 線により表される鉛直面による回転翼モジュール 4 0 - i の断面を表す。

【 0 0 7 0 】

支持体 4 0 1 は、第 1 開口形成部 4 1 1 と、複数の第 2 開口形成部 4 1 2 と、を備える。本例では、支持体 4 0 1 が備える第 2 開口形成部 4 1 2 の数は、8 個である。なお、支持体 4 0 1 が備える第 2 開口形成部 4 1 2 の数は、1 乃至 7 個でもよく、9 個以上であってもよい。

10

【 0 0 7 1 】

第 1 開口形成部 4 1 1 は、第 1 回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転することによって送出する空気の流れ F L 0 の下流と異なる位置にて、支持体 4 0 1 の内部空間 S P と支持体 4 0 1 の外部とを連通する第 1 開口を有する。

本例では、第 1 開口形成部 4 1 1 は、固定翼 2 0 - j の鉛直下方に位置する。本例では、第 1 開口形成部 4 1 1 は、固定翼 2 0 - j の鉛直下方における端面に対向する。なお、第 1 開口形成部 4 1 1 は、固定翼 2 0 - j の鉛直下方において、支持体 4 0 1 のうちの、航空機 1 の左右方向における端面（換言すると、側面）に位置していてもよい。

20

【 0 0 7 2 】

また、第 1 開口形成部 4 1 1 は、固定翼 2 0 - j の鉛直下方において、支持体 4 0 1 のうちの、航空機 1 の鉛直下方向における端部に位置していてもよい。また、第 1 開口形成部 4 1 1 は、支持体 4 0 1 のうちの、固定翼 2 0 - j の鉛直下方以外の部分であって、支持体 4 0 1 のうちの、航空機 1 の鉛直下方向における端部に位置していてもよい。

【 0 0 7 3 】

図 8 に表されるように、複数の第 2 開口形成部 4 1 2 のそれぞれは、第 1 回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転することによって送出する空気の流れ F L 0 の下流にて、支持体 4 0 1 の内部空間 S P と支持体 4 0 1 の外部とを連通する第 2 開口を有する。

30

【 0 0 7 4 】

図 8 における第 2 開口形成部 4 1 2 を拡大した図 9 に表されるように、第 2 開口形成部 4 1 2 は、支持体 4 0 1 の鉛直面による断面において、支持体 4 0 1 の外表面のうちの、第 2 開口を形成する 2 つの端を結ぶ直線 L 1 に直交し、且つ、支持体 4 0 1 の内部空間 S P から支持体 4 0 1 の外部へ向かう方向である開口方向 D O が、鉛直上方向 D U の成分を有しない（換言すると、鉛直方向に直交する、又は、鉛直下方向 D D の成分を有する）。

【 0 0 7 5 】

このような構成により、第 1 回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転することによって送出する空気の流れ F L 0 によって、第 2 開口の近傍の圧力が低下する。これにより、矢印 F L 2 により表されるように、支持体 4 0 1 の内部空間 S P の空気が支持体 4 0 1 の外部へ流出する。

40

【 0 0 7 6 】

換言すると、第 2 開口形成部 4 1 2 は、第 1 回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転することによって送出する空気の流れ F L 0 によって、第 2 開口の近傍の圧力が低下することにより、支持体 4 0 1 の内部空間 S P の空気が支持体 4 0 1 の外部へ流出する形状を有する。

【 0 0 7 7 】

また、他の側面では、図 1 0 に表されるように、支持体 4 0 1 は、航空機 1、及び、第 1 回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が静止している状態において、仮に、第 1 開口から空気を流入させた場合に、第 2 開口から流出する空気の流れの、第 2 開口の中央部における方

50

向である流出方向DFが鉛直上方向DUの成分を有しない。

【0078】

このような構成によっても、第1回転翼402-1, 402-2が回転することによって送出する空気の流れFL0によって、第2開口の近傍の圧力が低下する。これにより、矢印FL2により表されるように、支持体401の内部空間SPの空気が支持体401の外部へ流出する。

【0079】

本例では、第2開口形成部412は、支持体401のうちの、航空機1の左右方向のそれぞれにおける外表面に位置する。なお、第2開口形成部412は、支持体401のうちの、航空機1の左右方向のいずれか一方における外表面に位置していてもよい。この場合、第2開口形成部412は、支持体401のうちの、航空機1の左右方向の、胴体10に近い方の外表面に位置していてもよい。また、第2開口形成部412は、支持体401のうちの、航空機1の左右方向の、胴体10に遠い方の外表面に位置していてもよい。

10

【0080】

本例では、第2開口形成部412は、支持体401のうちの、第1回転翼402-1, 402-2の回転の中心軸に対して、航空機1の前後方向のそれぞれにおける外表面に位置する。なお、第2開口形成部412は、支持体401のうちの、第1回転翼402-1, 402-2の回転の中心軸に対して、航空機1の前後方向のいずれか一方における外表面に位置していてもよい。この場合、第2開口形成部412は、支持体401のうちの、第1回転翼402-1, 402-2の回転の中心軸に対して、航空機1の前後方向の、支持体401の中央部に近い方の外表面に位置していてもよい。また、第2開口形成部412は、支持体401のうちの、第1回転翼402-1, 402-2の回転の中心軸に対して、航空機1の前後方向の、支持体401の中央部に遠い方の外表面に位置していてもよい。

20

【0081】

支持体401は、複数の第2開口形成部412が、航空機1の前後方向にて互いに隣接するように位置していてもよい。また、支持体401は、複数の第2開口形成部412が、航空機1の上下方向にて互いに隣接するように位置していてもよい。

【0082】

また、本例では、図3乃至図5に表されるように、前方固定翼20-1に固定される4個の回転翼モジュール40-1~40-4のそれぞれが備える1対の第1回転翼402-1, 402-2と、後方固定翼20-3に固定される4個の回転翼モジュール40-9~40-12のそれぞれが備える1対の第1回転翼402-1, 402-2と、の航空機1の上下方向における位置は、互いに異なる。

30

【0083】

本例では、図3乃至図5に表されるように、前方固定翼20-1に固定される4個の回転翼モジュール40-1~40-4のそれぞれが備える1対の第1回転翼402-1, 402-2は、後方固定翼20-3に固定される4個の回転翼モジュール40-9~40-12のそれぞれが備える1対の第1回転翼402-1, 402-2よりも、航空機1の下方向の位置を有する。なお、前方固定翼20-1に固定される4個の回転翼モジュール40-1~40-4のそれぞれが備える1対の第1回転翼402-1, 402-2は、後方固定翼20-3に固定される4個の回転翼モジュール40-9~40-12のそれぞれが備える1対の第1回転翼402-1, 402-2よりも、航空機1の上方向の位置を有していてもよい。

40

【0084】

本例では、図2に表されるように、前方固定翼20-1に固定される4個の回転翼モジュール40-1~40-4のそれぞれが備える第1回転翼402-2と、後方固定翼20-3に固定される4個の回転翼モジュール40-9~40-12のそれぞれが備える第1回転翼402-1と、は、航空機1を鉛直方向にて見た場合において、航空機1の前後方向にて互いに隔てられている。

50

【 0 0 8 5 】

胴体 1 0 は、輸送対象を収容する内部空間を有する。本例では、内部空間は、航空機 1 の前後方向において、1 対の前方固定翼 2 0 - 1 , 2 0 - 2 と、1 対の後方固定翼 2 0 - 3 , 2 0 - 4 と、の間に位置する。例えば、内部空間は、航空機 1 の前後方向における中央部に位置する。

【 0 0 8 6 】

輸送対象は、人、及び、物体のうちの、少なくとも 1 つを含む。例えば、輸送対象に含まれる人は、搭乗者と表されてもよい。例えば、搭乗者は、航空機 1 を操縦してよい。また、航空機 1 が自動操縦により飛行するように構成されている場合、搭乗者は、航空機 1 を操縦しなくてもよい。例えば、輸送対象に含まれる物体は、貨物又は荷物である。

10

【 0 0 8 7 】

例えば、胴体 1 0 が有する内部空間は、1 人乃至 5 人の搭乗者を収容可能であってよい。本例では、胴体 1 0 が有する内部空間は、1 人又は 2 人の搭乗者を収容可能である。

例えば、航空機 1 の最大離陸重量は、1 2 0 k g 乃至 3 0 0 0 k g の重量であってよい。本例では、航空機 1 の最大離陸重量は、1 5 0 k g 乃至 4 6 0 k g の重量である。胴体 1 0 は、収容空間を開閉可能な扉（本例では、カウル）を備える。

【 0 0 8 8 】

胴体 1 0 は、尾翼 1 1 と、第 2 回転翼 1 2 と、制御装置 1 3 と、を備える。なお、胴体 1 0 が備える尾翼の数は、2 個以上であってよい。

【 0 0 8 9 】

尾翼 1 1 は、胴体 1 0 の後方向における端部に位置する。尾翼 1 1 は、航空機 1 の左右方向に直交する平面に沿って延在する板状である。尾翼 1 1 は、胴体 1 0 から航空機 1 の上方向へ延出する。

20

【 0 0 9 0 】

第 2 回転翼 1 2 は、回転の中心軸が航空機 1 の前後方向が主成分である方向にて延在するように回転可能に胴体 1 0 に支持される。

【 0 0 9 1 】

本例では、航空機 1 は、図示されない、第 2 蓄電池、速度制御器、及び、電動機を備える。第 2 回転翼 1 2 は、第 2 蓄電池から供給される電力に従って回転駆動される。更に、航空機 1 は、第 2 回転翼 1 2 の回転速度を制御するように、速度制御器が第 2 蓄電池から電動機へ供給される電力を制御する。

30

本例では、第 2 蓄電池は、胴体 1 0 に収容される。なお、第 2 蓄電池は、胴体 1 0 に代えて、又は、胴体 1 0 に加えて、固定翼 2 0 - j に収容されていてもよい。

【 0 0 9 2 】

第 2 回転翼 1 2 は、電動機によって回転駆動されることにより航空機 1 を前方向へ推進させる推力を発生する。

このような構成により、航空機 1 は、第 2 回転翼 1 2 が発生する、航空機 1 を前方向へ推進させる推力と、1 対の前方固定翼 2 0 - 1 , 2 0 - 2、及び、1 対の後方固定翼 2 0 - 3 , 2 0 - 4 が発生する揚力と、によって、水平方向にて飛行する。

【 0 0 9 3 】

本例では、第 2 回転翼 1 2 は、胴体 1 0 の後方向における端部に位置する。なお、第 2 回転翼 1 2 は、胴体 1 0 の後方向における端部以外の部分（例えば、胴体 1 0 の前方向における端部、又は、胴体 1 0 の前後方向における中央部等）に位置してもよい。

40

【 0 0 9 4 】

なお、胴体 1 0 が備える第 2 回転翼 1 2 の数は、2 個以上であってよい。この場合、例えば、複数の第 2 回転翼 1 2 は、胴体 1 0 の前方向における端部、及び、胴体 1 0 の後方向における端部の両方にそれぞれ位置していてもよいし、いずれか一方のみに位置していてもよい。また、例えば、複数の第 2 回転翼 1 2 は、1 対の前方固定翼 2 0 - 1 , 2 0 - 2、及び、1 対の後方固定翼 2 0 - 3 , 2 0 - 4 の少なくとも 1 つに位置していてもよい。

50

本例では、第2回転翼12は、プロペラと表されてもよい。

本例では、第2回転翼12は、水平方向用回転翼に対応する。

【0095】

制御装置13は、胴体10に收容される。制御装置13は、電力によって動作することにより航空機1を制御する。制御装置13は、航空機1の状態を表す情報（例えば、高度、経度、緯度、及び、速度等）を取得する電子機器を含む。本例では、制御装置13は、アビオニクス（例えば、通信機器、航法システム、又は、飛行管理システム等）を含む。

【0096】

本例では、制御装置13は、搭乗者の操縦に従って制御信号を生成し、生成された制御信号に基づいて、複数の回転翼モジュール40-1~40-16の第1回転翼402-1, 402-2、及び、第2回転翼12のそれぞれの回転数を制御する。

10

【0097】

(動作)

次に、航空機1の動作について説明する。

まず、搭乗者は、航空機1の左方の位置から、前方固定翼20-1と後方固定翼20-3との間を通過して、胴体10の内部空間に搭乗する。なお、搭乗者は、航空機1の右方の位置から、前方固定翼20-2と後方固定翼20-4との間を通過して、胴体10の内部空間に搭乗してもよい。

【0098】

次いで、航空機1は、16個の回転翼モジュール40-1~40-16がそれぞれ備える16対の第1回転翼402-1, 402-2のそれぞれを回転駆動する。これにより、航空機1を上方向へ推進させる推力が発生する。この結果、航空機1は、鉛直上方向へ飛行（換言すると、上昇）することにより離陸する。

20

【0099】

この場合、第1回転翼402-1, 402-2が回転することによって空気が送られているので、送られた空気の流れによって、支持体401の内部空間SPの空気が、当該空気の流れの下流に位置する第2開口を通過して支持体401の外部へ流出する。これにより、当該空気の流れの下流と異なる位置を有する第1開口を通過して、支持体401の内部空間SPへ空気が流入する。この結果、支持体401の内部空間SPに位置する回転駆動部（本例では、電動機403-1、速度制御器404-1、第1蓄電池405-1、回路保護器406-1、回路開閉器407-1、及び、制御器408-1）は、内部空間SPにおける空気の流れによって冷却される。

30

【0100】

その後、航空機1は、第2回転翼12を回転駆動する。これにより、航空機1を前方向へ推進させる推力が発生する。この結果、1対の前方固定翼20-1, 20-2、及び、1対の後方固定翼20-3, 20-4は、揚力を発生する。次いで、航空機1は、16個の回転翼モジュール40-1~40-16がそれぞれ備える16対の第1回転翼402-1, 402-2のそれぞれの回転駆動を停止する。この結果、航空機1は、水平方向へ飛行（換言すると、巡航）する。

【0101】

40

その後、航空機1は、16個の回転翼モジュール40-1~40-16がそれぞれ備える16対の第1回転翼402-1, 402-2のそれぞれを回転駆動する。これにより、航空機1を上方向へ推進させる推力が発生する。次いで、航空機1は、第2回転翼12の回転駆動を停止する。この結果、航空機1は、鉛直下方向へ飛行（換言すると、下降）する。

【0102】

この場合、第1回転翼402-1, 402-2が回転することによって空気が送られているので、送られた空気の流れによって、支持体401の内部空間SPの空気が、当該空気の流れの下流に位置する第2開口を通過して支持体401の外部へ流出する。これにより、当該空気の流れの下流と異なる位置を有する第1開口を通過して、支持体401の内

50

部空間 S P へ空気が流入する。この結果、支持体 4 0 1 の内部空間 S P に位置する回転駆動部は、内部空間 S P における空気の流れによって冷却される。

その後、航空機 1 は、着陸する。

【 0 1 0 3 】

以上、説明したように、第 1 実施形態の航空機 1 は、垂直離着陸を行う。航空機 1 は、胴体 1 0 と、胴体 1 0 から左右方向にて延在する、少なくとも 1 対の固定翼 2 0 - 1 ~ 2 0 - 4 と、回転駆動されることにより航空機 1 を鉛直上方向へ推進させる推力を発生する回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 と、電力によって回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 を回転駆動する回転駆動部（本例では、電動機 4 0 3 - 1、速度制御器 4 0 4 - 1、第 1 蓄電池 4 0 5 - 1、回路保護器 4 0 6 - 1、回路開閉器 4 0 7 - 1、及び、制御器 4 0 8 - 1）と、航空機 1 の前後方向にて延在するとともに、回転駆動部の少なくとも一部が収容される内部空間 S P を有し、且つ、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 を支持する支持体 4 0 1 と、を備える。

10

【 0 1 0 4 】

支持体 4 0 1 は、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転することによって送出する空気の流れ F L 0 の下流と異なる位置にて、支持体 4 0 1 の内部空間 S P と支持体 4 0 1 の外部とを連通する第 1 開口を有する第 1 開口形成部 4 1 1 と、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転することによって送出する空気の流れ F L 0 の下流にて、支持体 4 0 1 の内部空間 S P と支持体 4 0 1 の外部とを連通する第 2 開口を有する第 2 開口形成部 4 1 2 と、を備える。

20

【 0 1 0 5 】

第 2 開口形成部 4 1 2 は、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転することによって送出する空気の流れ F L 0 によって、第 2 開口の近傍の圧力が低下することにより、支持体 4 0 1 の内部空間 S P の空気が支持体 4 0 1 の外部へ流出する形状を有する。

【 0 1 0 6 】

これによれば、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転することによって空気が送出されている場合、送出された空気の流れによって、内部空間 S P の空気が、当該空気の流れ F L 0 の下流に位置する第 2 開口を通過して支持体 4 0 1 の外部へ流出する。これにより、当該空気の流れ F L 0 の下流と異なる位置を有する第 1 開口を通過して内部空間 S P へ空気が流入する。この結果、内部空間 S P に位置する回転駆動部は、内部空間 S P における空気の流れによって冷却される。

30

【 0 1 0 7 】

このように、航空機 1 においては、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転することによって送出する空気の流れ F L 0 の下流において、空気は、内部空間 S P へ流入しない。従って、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転することによって送出する空気に異物が含まれる場合であっても、異物が内部空間 S P へ流入することを抑制できる。即ち、航空機 1 によれば、異物の流入を抑制しながら回転駆動部を冷却できる。

【 0 1 0 8 】

更に、第 1 実施形態の航空機 1 において、支持体 4 0 1 は、航空機 1、及び、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が静止している状態において、仮に、第 1 開口から空気を流入させた場合に、第 2 開口から流出する空気の流れの、第 2 開口の中央部における方向である流出方向 D F が鉛直上方向 D U の成分を有しない。

40

【 0 1 0 9 】

これによれば、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転することによって空気が送出されている場合、送出された空気の流れによって、第 2 開口の近傍の圧力を十分に低下できる。

【 0 1 1 0 】

更に、第 1 実施形態の航空機 1 において、第 2 開口形成部 4 1 2 は、支持体 4 0 1 の鉛直面による断面において、支持体 4 0 1 の外表面のうちの、第 2 開口を形成する 2 つの端を結ぶ直線 L 1 に直交し、且つ、内部空間 S P から支持体 4 0 1 の外部へ向かう方向である開口方向 D O が、鉛直上方向 D U の成分を有しない。

50

【 0 1 1 1 】

これによれば、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転することによって空気が送出されている場合、送出された空気の流れによって、第 2 開口の近傍の圧力を十分に低下できる。更に、開口方向 D O が鉛直上方向 D U の成分を有する場合と比較して、第 2 開口を通過して内部空間 S P へ異物が流入することをより一層抑制できる。

【 0 1 1 2 】

更に、第 1 実施形態の航空機 1 において、支持体 4 0 1 は、固定翼 2 0 - j の鉛直下方に位置するとともに、固定翼 2 0 - j の前方と固定翼 2 0 - j の後方とに亘って延在する。更に、第 1 開口形成部 4 1 1 は、固定翼 2 0 - j の鉛直下方に位置する。

【 0 1 1 3 】

これによれば、第 1 開口は、落下する異物から固定翼によって遮蔽される。従って、異物が内部空間 S P へ流入することを抑制できる。

【 0 1 1 4 】

更に、第 1 実施形態の航空機 1 において、回転駆動部は、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 を回転駆動する電動機 4 0 3 - 1 , 4 0 3 - 2 を含む。

【 0 1 1 5 】

ところで、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転駆動される場合、電動機 4 0 3 - 1 , 4 0 3 - 2 は、熱を発生する。従って、航空機 1 によれば、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転駆動される場合、回転駆動部の温度が過度に高くなることを抑制できる。

【 0 1 1 6 】

更に、第 1 実施形態の航空機 1 において、回転駆動部は、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 の回転速度を制御する速度制御器 4 0 4 - 1 , 4 0 4 - 2 を含む。

【 0 1 1 7 】

ところで、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転駆動される場合、速度制御器 4 0 4 - 1 , 4 0 4 - 2 は、熱を発生する。従って、航空機 1 によれば、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転駆動される場合、回転駆動部の温度が過度に高くなることを抑制できる。

【 0 1 1 8 】

更に、第 1 実施形態の航空機 1 において、回転駆動部は、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 を回転駆動するための電力を供給する第 1 蓄電池 4 0 5 - 1 , 4 0 5 - 2 を含む。

【 0 1 1 9 】

ところで、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転駆動される場合、第 1 蓄電池 4 0 5 - 1 , 4 0 5 - 2 は、熱を発生する。従って、航空機 1 によれば、回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が回転駆動される場合、回転駆動部の温度が過度に高くなることを抑制できる。

【 0 1 2 0 】

更に、第 1 実施形態の航空機 1 において、第 2 開口形成部 4 1 2 は、支持体 4 0 1 のうちの、航空機 1 の左右方向における外表面に位置する。

【 0 1 2 1 】

これによれば、支持体 4 0 1 が航空機 1 の前後方向にて延在しているため、航空機 1 の前後方向における第 2 開口の長さを長くすることができる。従って、支持体 4 0 1 の内部空間 S P から流出する空気の流量を増加できる。この結果、内部空間 S P に位置する回転駆動部を高い効率にて冷却できる。

【 0 1 2 2 】

なお、第 1 実施形態の変形例において、図 1 1 に表されるように、支持体 4 0 1 は、内部空間 S P のうちの、第 1 開口及び前記第 2 開口と異なる部分を、気体に対して密閉する遮蔽体 4 0 1 1 を備える。換言すると、遮蔽体 4 0 1 1 は、内部空間 S P を形成する支持体 4 0 1 の内壁面のうちの、第 1 開口及び前記第 2 開口以外の部分を被覆する。

【 0 1 2 3 】

これによれば、第 1 開口から流入する空気の流量を増加できる。従って、支持体 4 0 1 の内部空間 S P に位置する回転駆動部を高い効率にて冷却できる。

【 0 1 2 4 】

10

20

30

40

50

第1実施形態の第2開口形成部412は、図12の(A)に表されるように、支持体401の外表面のうちの、支持体401の外表面における法線方向が鉛直下方向の成分を有する領域に位置するとともに、第2開口を形成する縁部のうちの、鉛直下方向側の部分412Dが、鉛直上方向側の部分412Uよりも支持体401の内方に位置するように窪んだ形状を有する。

【0125】

なお、第1実施形態の変形例の第2開口形成部412は、図12の(B)に表されるように、支持体401の外表面のうちの、支持体401の外表面における法線方向が鉛直上方向の成分を有する領域に位置するとともに、第2開口を形成する縁部のうちの、鉛直下方向側の部分412Dが、鉛直上方向側の部分412Uよりも支持体401の内方に位置

10

【0126】

また、第1実施形態の変形例の第2開口形成部412は、図12の(C)に表されるように、支持体401の外表面のうちの、支持体401の外表面における法線方向が鉛直下方向の成分を有する領域に位置するとともに、第2開口を形成する縁部のうちの、鉛直上方向側の部分412Uが、鉛直下方向側の部分412Dよりも支持体401の外方に位置するように突出した形状を有していてもよい。

【0127】

また、第1実施形態の変形例の第2開口形成部412は、図12の(D)に表されるように、支持体401の外表面のうちの、支持体401の外表面における法線方向が鉛直上方向の成分を有する領域に位置するとともに、第2開口を形成する縁部のうちの、鉛直上方向側の部分412Uが、鉛直下方向側の部分412Dよりも支持体401の外方に位置するように突出した形状を有していてもよい。

20

【0128】

また、第1実施形態の変形例の第2開口形成部412は、図13の(E)に表されるように、支持体401の外表面のうちの、支持体401の外表面における法線方向が鉛直下方向の成分を有する領域に位置するとともに、第2開口を形成する縁部のうちの、鉛直上方向側の部分412Uが、支持体401の外表面に沿って、鉛直下方向側の部分412Dと隔てられた形状を有していてもよい。

【0129】

ここで、図12の(B)に表される第1実施形態の変形例の具体例について説明を加える。鉛直面による回転翼モジュール40-iの断面を表す図14、及び、図14における第2開口形成部412を拡大した図15に表されるように、第2開口形成部412は、支持体401の鉛直面による断面において、支持体401の外表面のうちの、第2開口を形成する2つの端を結ぶ直線L1に直交し、且つ、支持体401の内部空間SPから支持体401の外部へ向かう方向である開口方向DOが、鉛直上方向DUの成分を有しない。

30

【0130】

また、他の側面では、図16に表されるように、支持体401は、航空機1、及び、第1回転翼402-1、402-2が静止している状態において、仮に、第1開口から空気を流入させた場合に、第2開口から流出する空気の流れの、第2開口の中央部における方向である流出方向DFが鉛直上方向DUの成分を有しない。

40

【0131】

次に、図12の(C)に表される第1実施形態の変形例の具体例について説明を加える。鉛直面による回転翼モジュール40-iの断面を表す図17、及び、図17における第2開口形成部412を拡大した図18に表されるように、第2開口形成部412は、支持体401の鉛直面による断面において、支持体401の外表面のうちの、第2開口を形成する2つの端を結ぶ直線L1に直交し、且つ、支持体401の内部空間SPから支持体401の外部へ向かう方向である開口方向DOが、鉛直上方向DUの成分を有しない。

【0132】

また、他の側面では、図19に表されるように、支持体401は、航空機1、及び、第

50

1 回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が静止している状態において、仮に、第 1 開口から空気を流入させた場合に、第 2 開口から流出する空気の流れの、第 2 開口の中央部における方向である流出方向 D F が鉛直上方向 D U の成分を有しない。

【 0 1 3 3 】

次に、図 1 2 の (E) に表される第 1 実施形態の変形例の具体例について説明を加える。鉛直面による回転翼モジュール 4 0 - i の断面を表す図 2 0、及び、図 2 0 における第 2 開口形成部 4 1 2 を拡大した図 2 1 に表されるように、第 2 開口形成部 4 1 2 は、支持体 4 0 1 の鉛直面による断面において、支持体 4 0 1 の外表面のうちの、第 2 開口を形成する 2 つの端を結ぶ直線 L 1 に直交し、且つ、支持体 4 0 1 の内部空間 S P から支持体 4 0 1 の外部へ向かう方向である開口方向 D O が、鉛直上方向 D U の成分を有しない。

10

【 0 1 3 4 】

また、他の側面では、図 2 2 に表されるように、支持体 4 0 1 は、航空機 1、及び、第 1 回転翼 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 が静止している状態において、仮に、第 1 開口から空気を流入させた場合に、第 2 開口から流出する空気の流れの、第 2 開口の中央部における方向である流出方向 D F が鉛直上方向 D U の成分を有しない。

【 0 1 3 5 】

なお、本発明は、上述した実施形態に限定されない。例えば、上述した実施形態に、本発明の趣旨を逸脱しない範囲内において当業者が理解し得る様々な変更が加えられてよい。

【 符号の説明 】

【 0 1 3 6 】

- 1 航空機
- 1 0 胴体
- 1 1 尾翼
- 1 2 第 2 回転翼
- 1 3 制御装置
- 2 0 - 1 , 2 0 - 2 前方固定翼
- 2 0 - 3 , 2 0 - 4 後方固定翼
- 4 0 - 1 ~ 4 0 - 1 6 回転翼モジュール
- 4 0 1 支持体
- 4 0 1 1 遮蔽体
- 4 0 2 - 1 , 4 0 2 - 2 第 1 回転翼
- 4 0 3 - 1 , 4 0 3 - 2 電動機
- 4 0 4 - 1 , 4 0 4 - 2 速度制御器
- 4 0 5 - 1 , 4 0 5 - 2 第 1 蓄電池
- 4 0 6 - 1 , 4 0 6 - 2 回路保護器
- 4 0 7 - 1 , 4 0 7 - 2 回路開閉器
- 4 0 8 - 1 , 4 0 8 - 2 制御器
- 4 1 1 第 1 開口形成部
- 4 1 2 第 2 開口形成部
- S P 内部空間

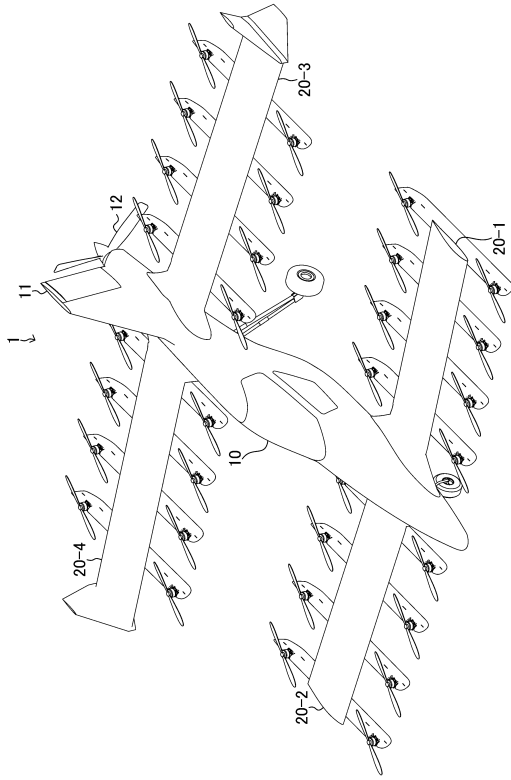
20

30

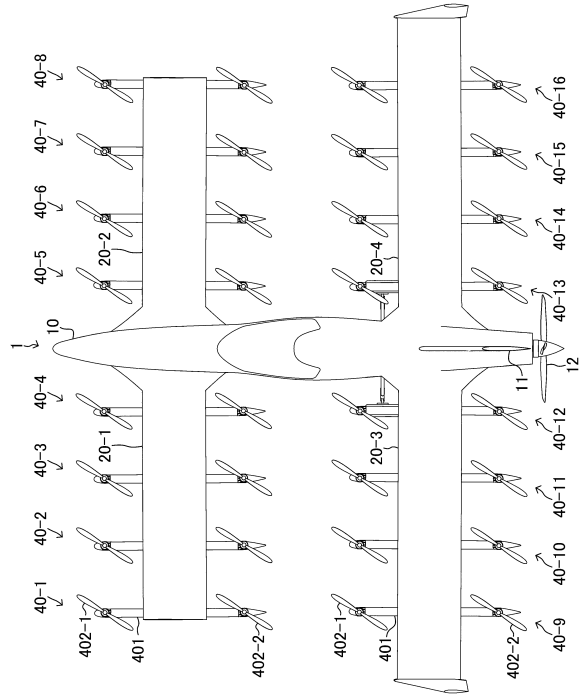
40

50

【図面】
【図 1】



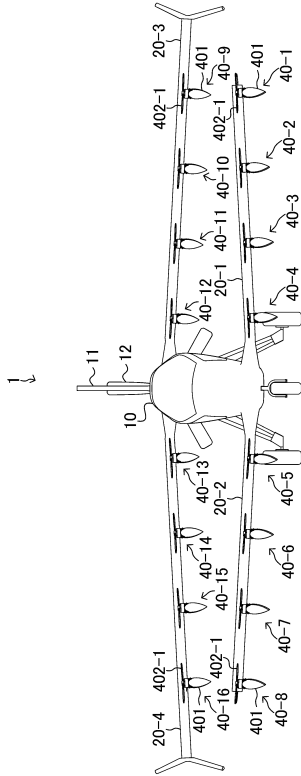
【図 2】



10

20

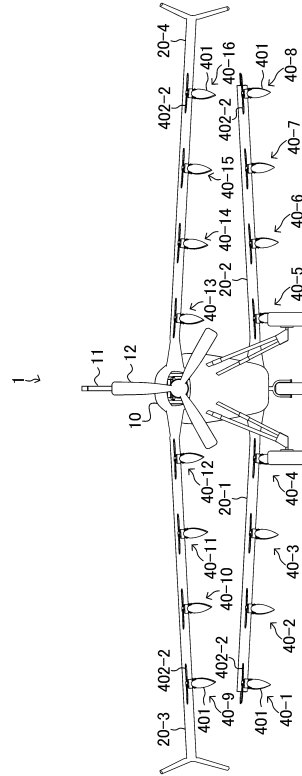
【図 3】



30

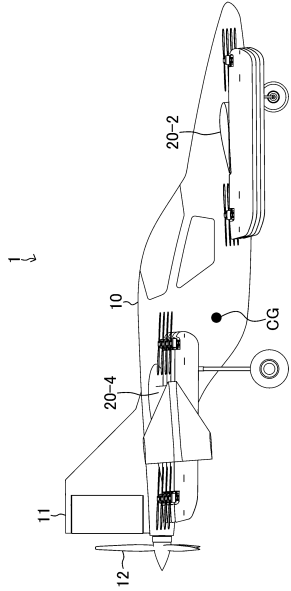
40

【図 4】

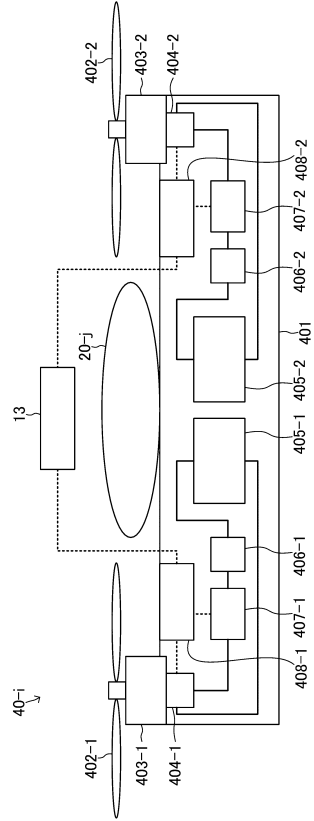


50

【 図 5 】



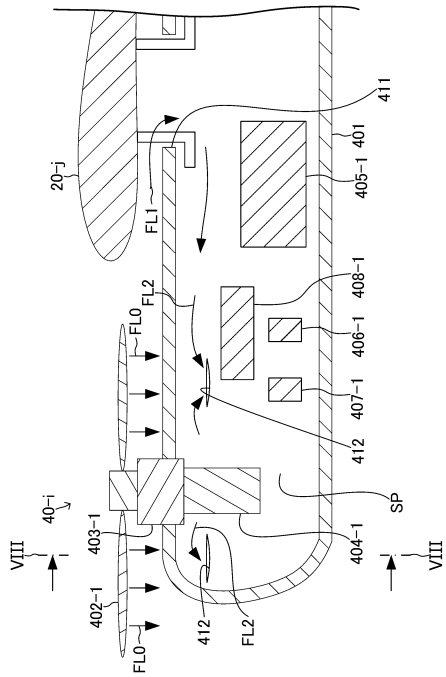
【 図 6 】



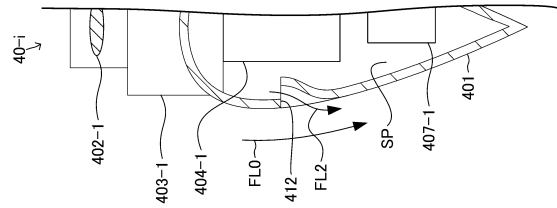
10

20

【 図 7 】



【 図 8 】

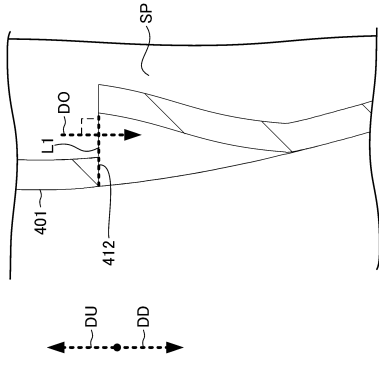


30

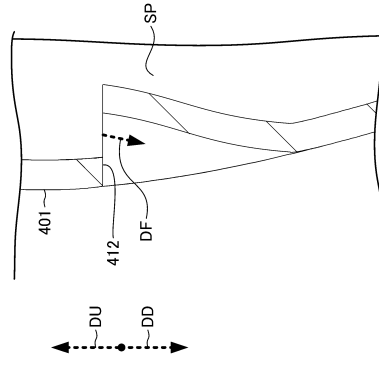
40

50

【図 9】

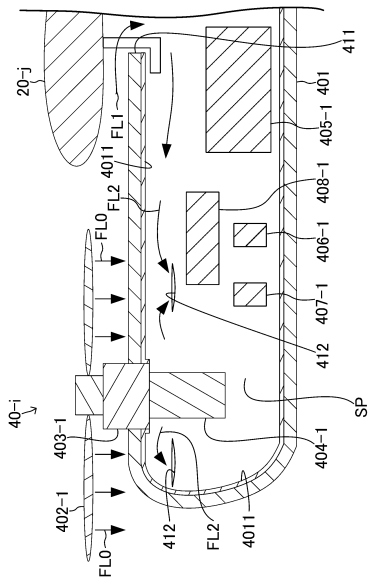


【図 10】

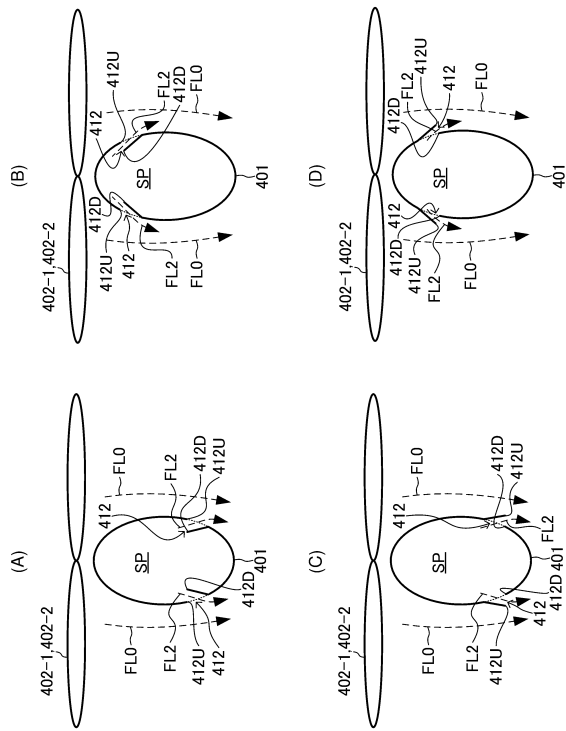


10

【図 11】



【図 12】



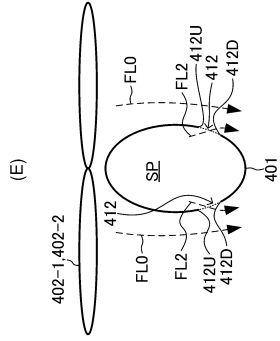
20

30

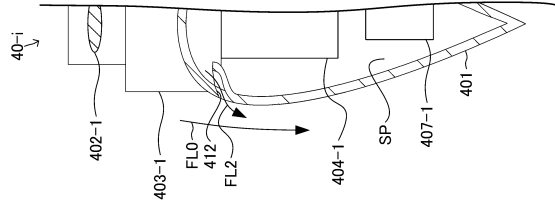
40

50

【 1 3 】

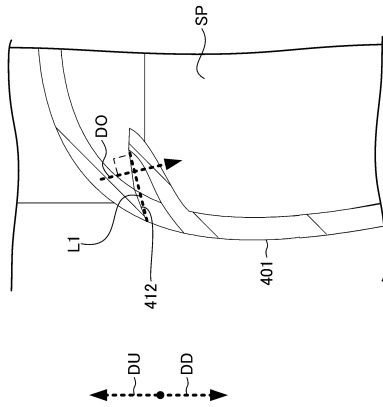


【 1 4 】

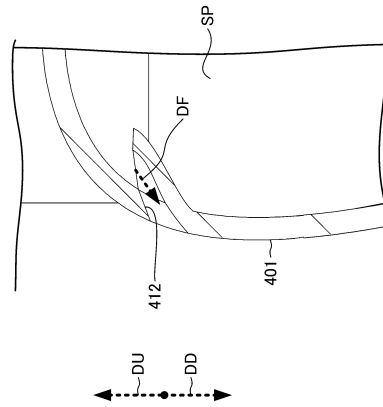


10

【 1 5 】

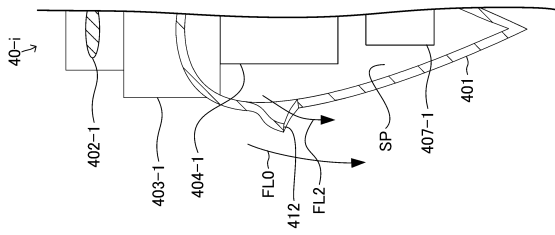


【 1 6 】

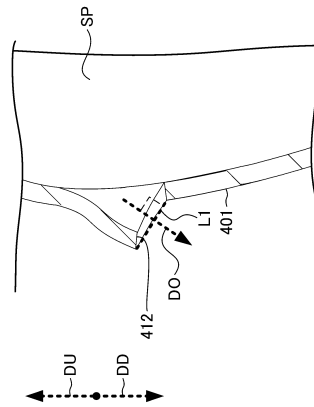


20

【 1 7 】



【 1 8 】

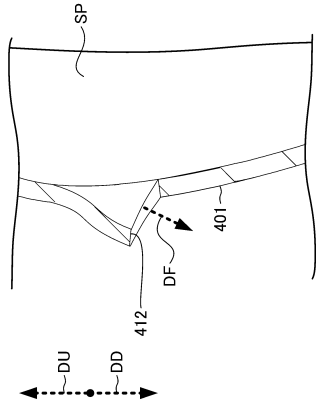


30

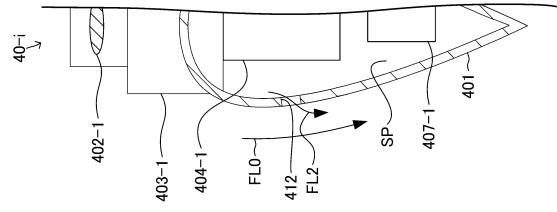
40

50

【 19 】

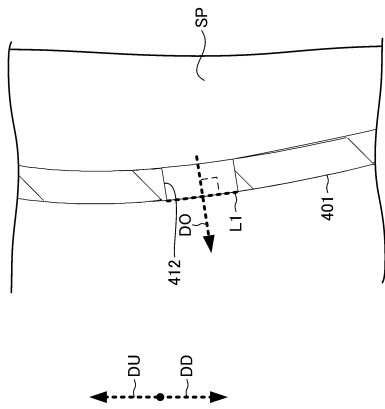


【 20 】

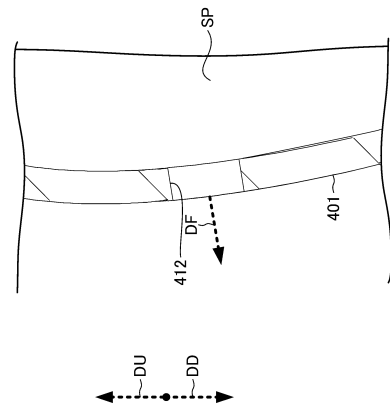


10

【 21 】



【 22 】



20

30

40

50

フロントページの続き

- (56)参考文献 米国特許出願公開第2018/0105268 (US, A1)
欧州特許出願公開第3950496 (EP, A1)
国際公開第2016/178008 (WO, A1)
特開2020-131781 (JP, A)
特開2016-175489 (JP, A)

- (58)調査した分野 (Int.Cl., DB名)
B64C 29/00
B64C 27/24
B64C 27/26
B64D 33/08