

(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
2023年8月24日(24.08.2023)

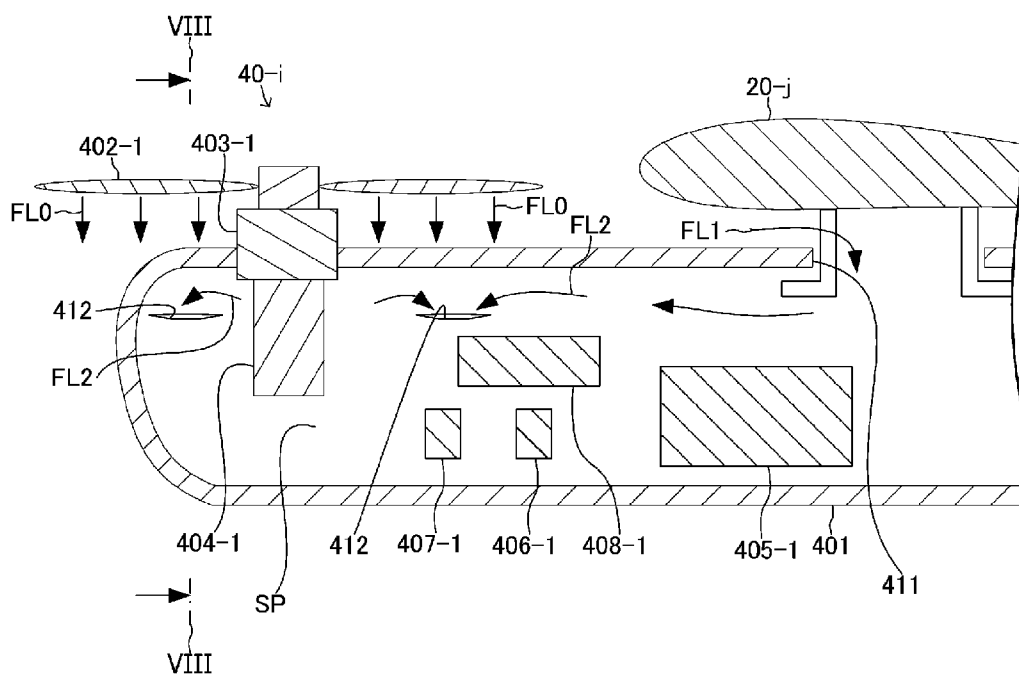


(10) 国際公開番号
WO 2023/157189 A1

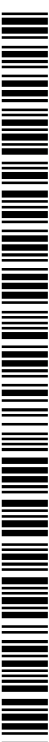
- (51) 国際特許分類:
B64C 27/26 (2006.01) *B64D 27/24* (2006.01)
B64C 29/00 (2006.01) *B64D 33/08* (2006.01)
B64C 39/02 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2022/006426
- (22) 国際出願日: 2022年2月17日(17.02.2022)
- (25) 国際出願の言語: 日本語
- (26) 国際公開の言語: 日本語
- (71) 出願人: テトラ・アビエーション株式会社 (TETRA AVIATION CORP.) [JP/JP];
〒1130032 東京都文京区弥生二丁目15番10-101号 Tokyo (JP).
- (72) 発明者: 中井 佑(NAKAI Tasuku); 〒1130032 東京都文京区弥生二丁目15番10-101号 テトラ・アビエーション株式会社内 Tokyo (JP).
- (74) 代理人: 若山 剛(WAKAYAMA Go); 〒9820848 宮城県仙台市太白区萩ヶ丘10番13-2号 Miyagi (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, JM, 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,

(54) Title: AIRCRAFT AND ROTOR BLADE MODULE

(54) 発明の名称: 航空機、及び、回転翼モジュール



(57) Abstract: This aircraft performs vertical takeoff and landing. The aircraft is provided with: at least a pair of fixed blades 20-j; a rotor blade 402-1 that is rotary driven to generate a propulsion force for propelling the aircraft vertically upward; rotary drive units 403-1 to 408-1 for rotary driving the rotor blade using electric power; and a support body 401 that has an internal space SP housing at least a part of the rotary drive units and supports the rotor blade. The support body is provided with: a first opening forming section 411 that has a first opening connecting the internal space of the support



WO 2023/157189 A1

NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT,
QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL,
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))

body with the outside, at a position different from the downstream of an air flow FL0 sent by the rotation of the rotor blade; and second opening forming sections 412 that have a second opening connecting the internal space of the support body with the outside, on the downstream of the air flow sent by the rotation of the rotor blade. The second opening forming section has a shape with which the air flow sent by the rotation of the rotor blade reduces the pressure near the second opening and thereby the air in the internal space flows out to the outside.

(57) 要約 : 航空機は、垂直離着陸を行う。航空機は、少なくとも1対の固定翼20-j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402-1と、電力によって回転翼を回転駆動する回転駆動部403-1~408-1と、回転駆動部の少なくとも一部が收容される内部空間SPを有し、且つ、回転翼を支持する支持体401と、を備える。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FL0の下流と異なる位置にて、支持体の内部空間と外部とを連通する第1開口を有する第1開口形成部411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、支持体の内部空間と外部とを連通する第2開口を有する第2開口形成部412と、を備える。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、内部空間の空気が外部へ流出する形状を有する。

明 細 書

発明の名称：航空機、及び、回転翼モジュール

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] 特許文献1：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れ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れの下流にて、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、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れ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れの下流にて、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、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 | | | - V | | |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。

。

[図14]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15]図14の第2開口形成部の近傍が拡大された断面図である。

[図16]図14の第2開口形成部の近傍が拡大された断面図である。

[図17]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18]図17の第2開口形成部の近傍が拡大された断面図である。

[図19]図17の第2開口形成部の近傍が拡大された断面図である。

[図20]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21]図20の第2開口形成部の近傍が拡大された断面図である。

[図22]図20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22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。

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。

[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。

[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。上方向、及び、下方向は、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、互いに面対称である。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、0.5m乃至10mの長さであってよい。

[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。

[0032] 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。

[0033] 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。

[0034] 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、互いに面対称である。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。

[0035] 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。

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。

[0036] 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。

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。

[0037] 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。

[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。

[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。

[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、互いに面对称である。

[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。

[0044] 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。

[0045] 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。

[0046] 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。

[0047] 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。

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。

[0048] 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 ~ 4 0 − 4 と、後方固定翼 2 0 − 3 に固定される 4 個の回転翼モジュール 4 0 − 9 ~ 4 0 − 1 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。本例では、前方固定翼 2 0 − 1 に固定される 4 個の回転翼モジュール 4 0 − 1 ~ 4 0 − 4 は、後方固定翼 2 0 − 3 に固定される 4 個の回転翼モジュール 4 0 − 9 ~ 4 0 − 1 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 2 0 − 1 に固定される 4 個の回転翼モジュール 4 0 − 1 ~ 4 0 − 4 は、後方固定翼 2 0 − 3 に固定される 4 個の回転翼モジュール 4 0 − 9 ~ 4 0 − 1 2 よりも、航空機 1 の上方向の位置を有していてもよい。

[0049] 本例では、図 2 に表されるように、前方固定翼 2 0 − 1 に固定される 4 個の回転翼モジュール 4 0 − 1 ~ 4 0 − 4 と、後方固定翼 2 0 − 3 に固定される 4 個の回転翼モジュール 4 0 − 9 ~ 4 0 − 1 2 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。

[0050] 図 6 に表されるように、固定翼 2 0 − j に固定される回転翼モジュール 4 0 − i は、支持体 4 0 1 と、1 対の第 1 回転翼 4 0 2 − 1, 4 0 2 − 2 と、1 対の電動機 4 0 3 − 1, 4 0 3 − 2 と、1 対の速度制御器 4 0 4 − 1, 4 0 4 − 2 と、1 対の第 1 蓄電池 4 0 5 − 1, 4 0 5 − 2 と、1 対の回路保護器 4 0 6 − 1, 4 0 6 − 2 と、1 対の回路開閉器 4 0 7 − 1, 4 0 7 − 2 と、1 対の制御器 4 0 8 − 1, 4 0 8 − 2 と、を備える。

[0051] 支持体 4 0 1 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 2 0 − j の前方と固定翼 2 0 − 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 4 0 1 は、航空機 1 の前後方向における中央部が固定翼 2 0 − j に取り外し可能に固定される。支持体 4 0 1 は、後述の内部空間 S P を有する。

本例では、支持体 4 0 1 は、固定翼 2 0 − j の鉛直下方に位置する。なお、支持体 4 0 1 は、固定翼 2 0 − 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 4 0 2 − 1, 4 0 2 − 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 4 0 1 の鉛直上方にて回転可能に支持体 4 0 1 に支持される。1 対の第 1 回転翼 4

02-1, 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。

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。

[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の断面のうちの、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。

[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。

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] 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。

[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。
- 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。
- [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。

[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。

[0068] 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40-1～40-16のそれぞれが備える1対の第1回転翼402-1、402-2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。

[0069] 以下、図7、及び、図8を参照しながら、支持体401について説明が追加される。図8は、図7のV111-V111線により表される鉛直面による回転翼モジュール40-iの断面を表す。

[0070] 支持体401は、第1開口形成部411と、複数の第2開口形成部412と、を備える。本例では、支持体401が備える第2開口形成部412の数は、8個である。なお、支持体401が備える第2開口形成部412の数は、1乃至7個でもよく、9個以上であってもよい。

[0071] 第1開口形成部411は、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FLOの下流と異なる位置にて、支持体401の内部空間SPと支持体401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411は、固定翼20-jの鉛直下方に位置する。本例では、第1開口形成部411は、固定翼20-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411は、固定翼20-jの鉛直下方において、支持体401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。

[0072] また、第1開口形成部411は、固定翼20-jの鉛直下方において、支持体401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411は、支持体401のうちの、固定翼20-jの鉛直下方以外の部分であって、支持体401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。

[0073] 図8に表されるように、複数の第2開口形成部412のそれぞれは、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の下流にて、支持体401の内部空間SPと支持体401の外部とを連通する第2開口を有する。

[0074] 図8における第2開口形成部412を拡大した図9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（換言すると、鉛直方向に直交する、又は、鉛直下方向DDの成分を有する）。

[0075] このような構成により、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。

[0076] 換言すると、第2開口形成部412は、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とにより、支持体401の内部空間SPの空気が支持体401の外部へ流出する形状を有する。

[0077] また、他の側面では、図10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。

[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。

[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。

[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。

[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。

[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。

[0085] 胴体10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20-1, 20-2と、1対の後方固定翼20-3, 20-4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。

[0086] 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。

[0087] 例えば、胴体10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 10 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、120 kg 乃至 3000 kg 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、150 kg 乃至 460 kg の重量である。胴体 10 は、収容空間を開閉可能な扉（本例では、カウル）を備える。

[0088] 胴体 10 は、尾翼 11 と、第 2 回転翼 12 と、制御装置 13 と、を備える。なお、胴体 10 が備える尾翼の数は、2 個以上であってもよい。

[0089] 尾翼 11 は、胴体 10 の後方向における端部に位置する。尾翼 11 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 11 は、胴体 10 から航空機 1 の上方向へ延出する。

[0090] 第 2 回転翼 12 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 10 に支持される。

[0091] 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 12 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 12 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。

本例では、第 2 蓄電池は、胴体 10 に収容される。なお、第 2 蓄電池は、胴体 10 に代えて、又は、胴体 10 に加えて、固定翼 20-j に収容されていてもよい。

[0092] 第 2 回転翼 12 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 12 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 20-1, 20-2、及び、1 対の後方固定翼 20-3, 20-4 が発生する揚力と、によって、水平方向にて飛行する。

[0093] 本例では、第 2 回転翼 12 は、胴体 10 の後方向における端部に位置する

。なお、第2回転翼12は、胴体10の後方向における端部以外の部分（例えば、胴体10の前方向における端部、又は、胴体10の前後方向における中央部等）に位置してもよい。

[0094] なお、胴体10が備える第2回転翼12の数は、2個以上であってもよい。この場合、例えば、複数の第2回転翼12は、胴体10の前方向における端部、及び、胴体10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12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の少なくとも1つに位置していてもよい。

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。

[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。

[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出されているので、送出された空気の流れによって、支持体 401 の内部空間 S P 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 S P へ空気が流入する。この結果、支持体 401 の内部空間 S P 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 S P における空気の流れによって冷却される。

[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] 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出されているので、送出された空気の流れによって、支持体 401 の内部空間 S P 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

る位置を有する第1開口を通して、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は、内部空間SP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。

[0103] 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10と、胴体10から左右方向にて延在する、少なくとも1対の固定翼20-1~20-4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402-1, 402-2と、電力によって回転翼402-1, 402-2を回転駆動する回転駆動部（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）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SPを有し、且つ、回転翼402-1, 402-2を支持する支持体401と、を備える。

[0104] 支持体401は、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の下流と異なる位置にて、支持体401の内部空間SPと支持体401の外部とを連通する第1開口を有する第1開口形成部411と、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の下流にて、支持体401の内部空間SPと支持体401の外部とを連通する第2開口を有する第2開口形成部412と、を備える。

[0105] 第2開口形成部412は、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とにより、支持体401の内部空間SPの空気が支持体401の外部へ流出する形状を有する。

[0106] これによれば、回転翼402-1, 402-2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SPの空気が、当該空気の流れFL0の下流に位置する第2開口を通して支持体401の外部へ流出する。これにより、当該空気の流れFL0の下流と異なる

位置を有する第1開口を通して内部空間SPへ空気が流入する。この結果、内部空間SPに位置する回転駆動部は、内部空間SPにおける空気の流れによって冷却される。

[0107] このように、航空機1においては、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の下流において、空気は、内部空間SPへ流入しない。従って、回転翼402-1, 402-2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SP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。

[0108] 更に、第1実施形態の航空機1において、支持体401は、航空機1、及び、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。

[0109] これによれば、回転翼402-1, 402-2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。

[0110] 更に、第1実施形態の航空機1において、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、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。

[0111] これによれば、回転翼402-1, 402-2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DOが鉛直上方向DUの成分を有する場合と比較して、第2開口を通して内部空間SPへ異物が流入することをより一層抑制できる。

[0112] 更に、第1実施形態の航空機1において、支持体401は、固定翼20-

j の鉛直下方に位置するとともに、固定翼 20-j の前方と固定翼 20-j の後方とに亘って延在する。更に、第 1 開口形成部 411 は、固定翼 20-j の鉛直下方に位置する。

[0113] 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 SP へ流入することを抑制できる。

[0114] 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 402-1, 402-2 を回転駆動する電動機 403-1, 403-2 を含む。

[0115] ところで、回転翼 402-1, 402-2 が回転駆動される場合、電動機 403-1, 403-2 は、熱を発生する。従って、航空機 1 によれば、回転翼 402-1, 402-2 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。

[0116] 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 402-1, 402-2 の回転速度を制御する速度制御器 404-1, 404-2 を含む。

[0117] ところで、回転翼 402-1, 402-2 が回転駆動される場合、速度制御器 404-1, 404-2 は、熱を発生する。従って、航空機 1 によれば、回転翼 402-1, 402-2 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。

[0118] 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 402-1, 402-2 を回転駆動するための電力を供給する第 1 蓄電池 405-1, 405-2 を含む。

[0119] ところで、回転翼 402-1, 402-2 が回転駆動される場合、第 1 蓄電池 405-1, 405-2 は、熱を発生する。従って、航空機 1 によれば、回転翼 402-1, 402-2 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。

[0120] 更に、第 1 実施形態の航空機 1 において、第 2 開口形成部 412 は、支持体 401 のうちの、航空機 1 の左右方向における外表面に位置する。

[0121] これによれば、支持体 401 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 401 の内部空間 SP 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 SP に位置する回転駆動部を高い効率にて冷却できる。

[0122] なお、第 1 実施形態の変形例において、図 11 に表されるように、支持体 401 は、内部空間 SP 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 4011 を備える。換言すると、遮蔽体 4011 は、内部空間 SP を形成する支持体 401 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。

[0123] 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 401 の内部空間 SP に位置する回転駆動部を高い効率にて冷却できる。

[0124] 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 の内方に位置するように窪んだ形状を有していてもよい。

[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。
- [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。
- [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。
- [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。

[0133] 次に、図12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40-iの断面を表す図20、及び、図20における第2開口形成部412を拡大した図21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。

[0134] また、他の側面では、図22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。

[0135] 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

[0136] 1 航空機
10 胴体
11 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

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、

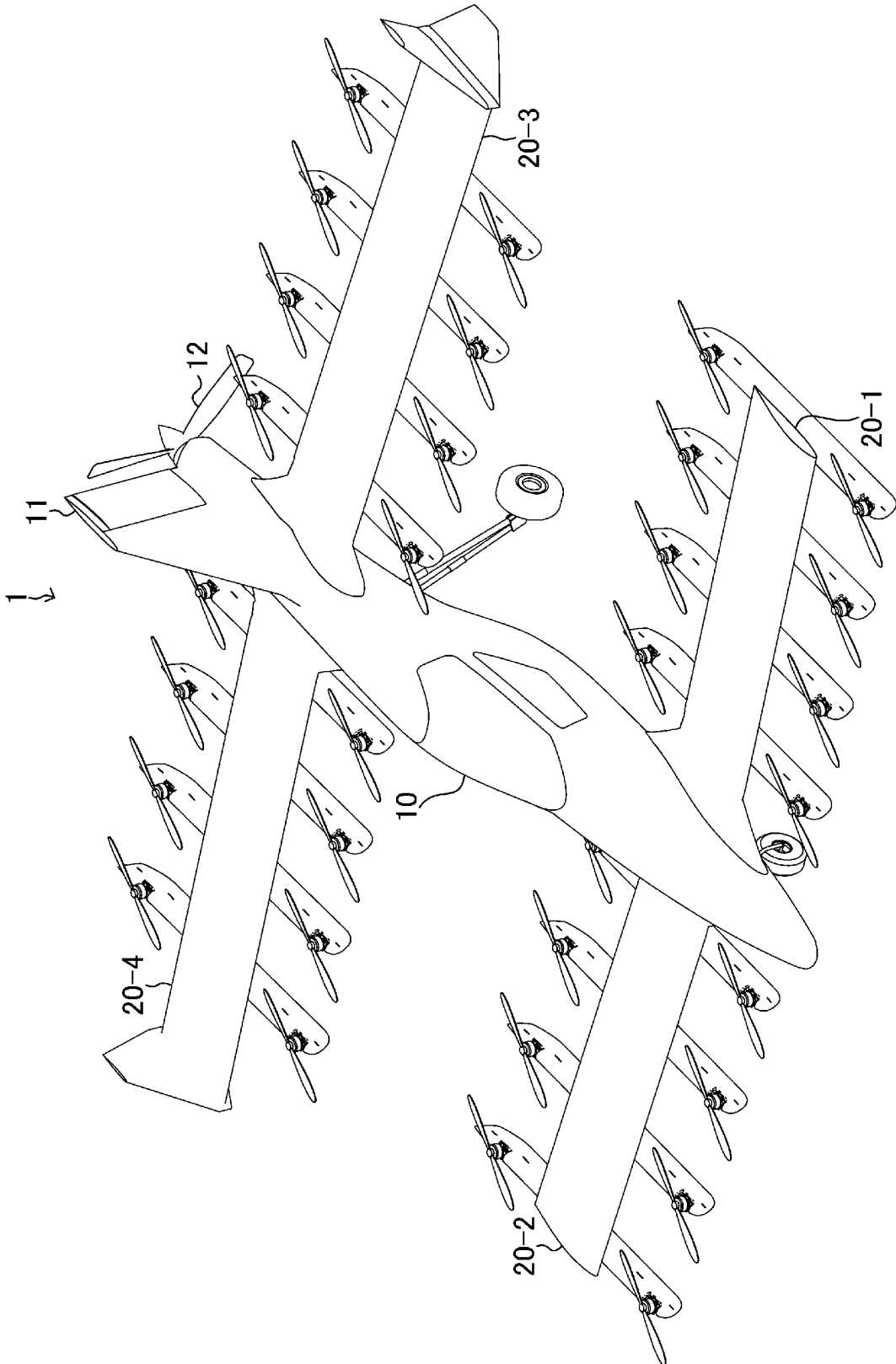
前記回転翼が回転することによって送出する空気の流れの下流と異なる位置にて、前記内部空間と前記支持体の外部とを連通する第1開口を有する第1開口形成部と、

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、

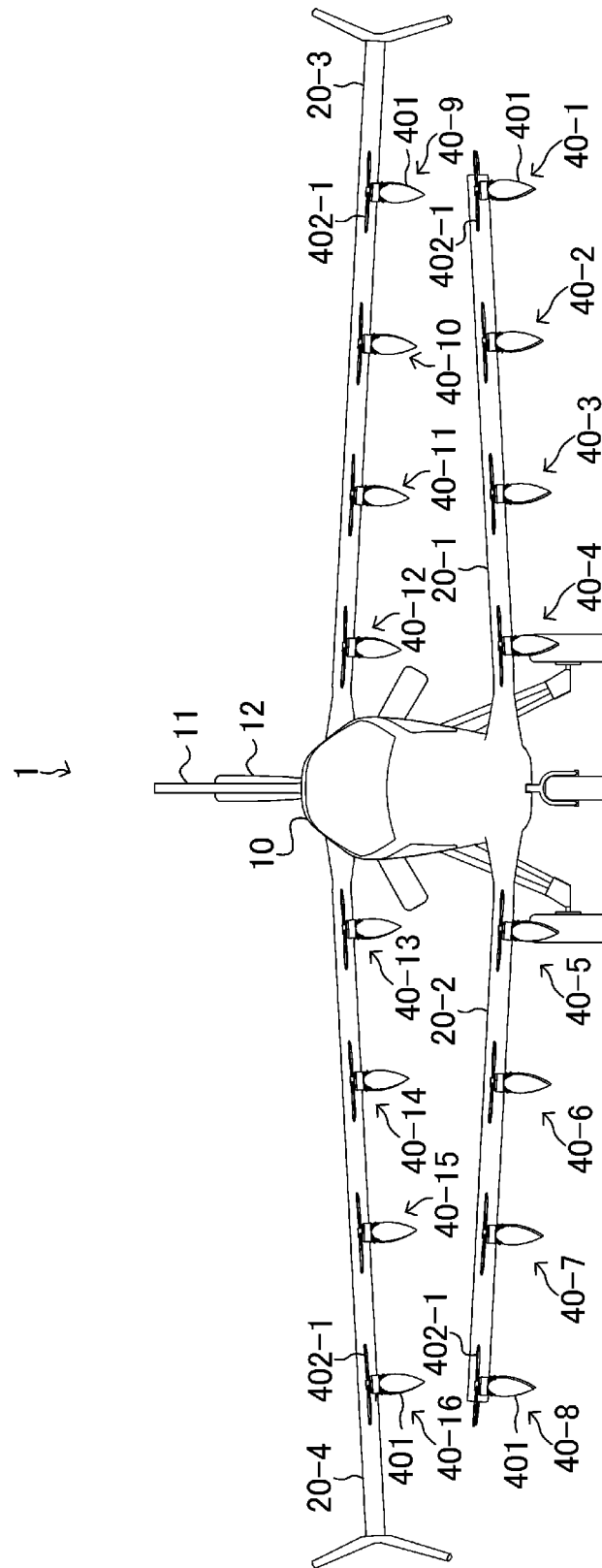
前記第2開口形成部は、

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する、回転翼モジュール。

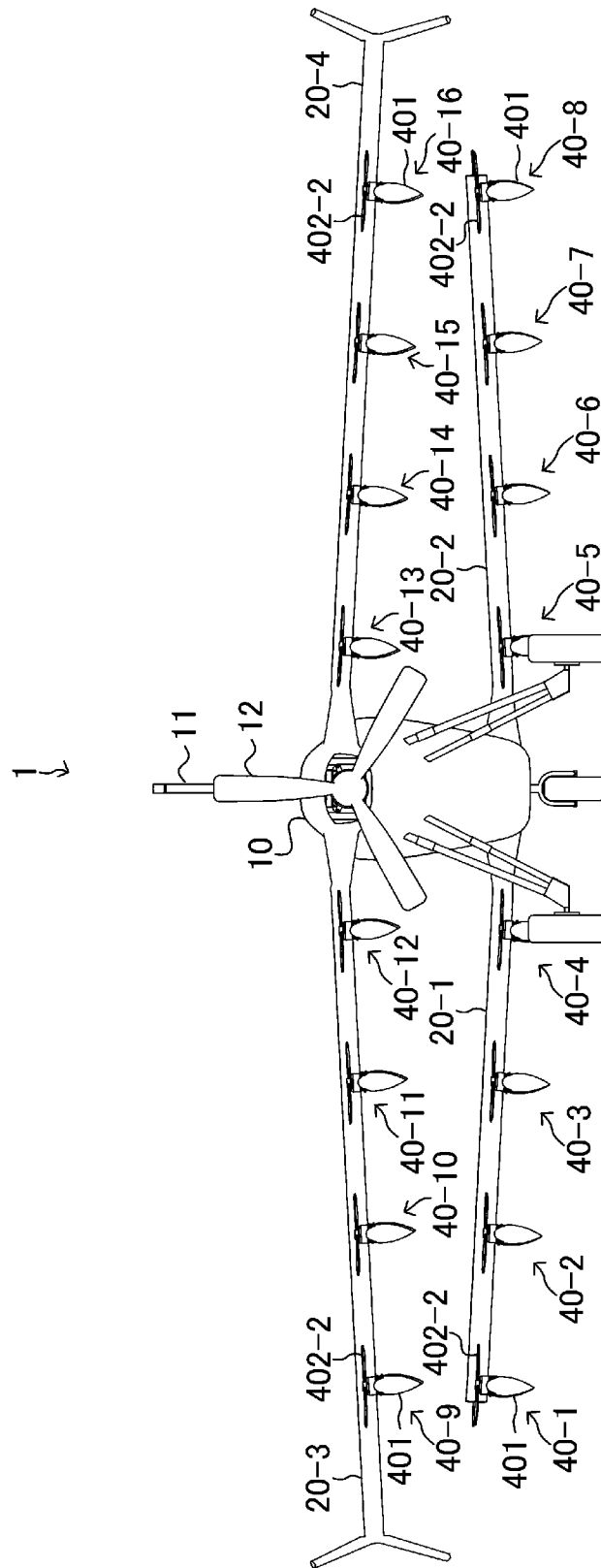
[図1]



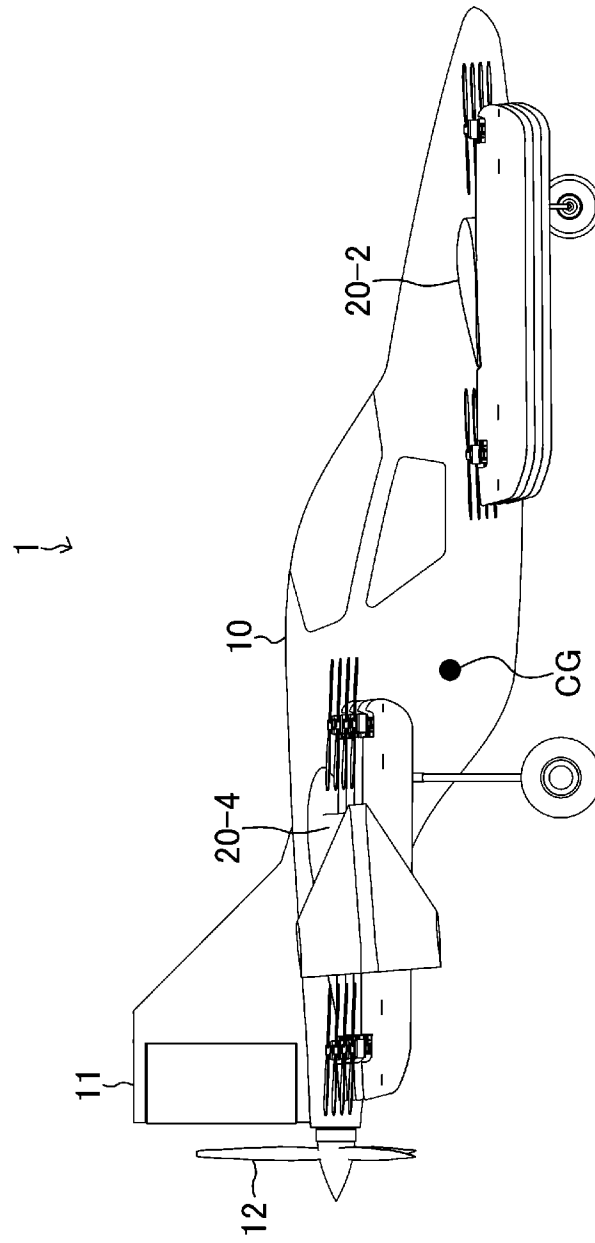
[図3]



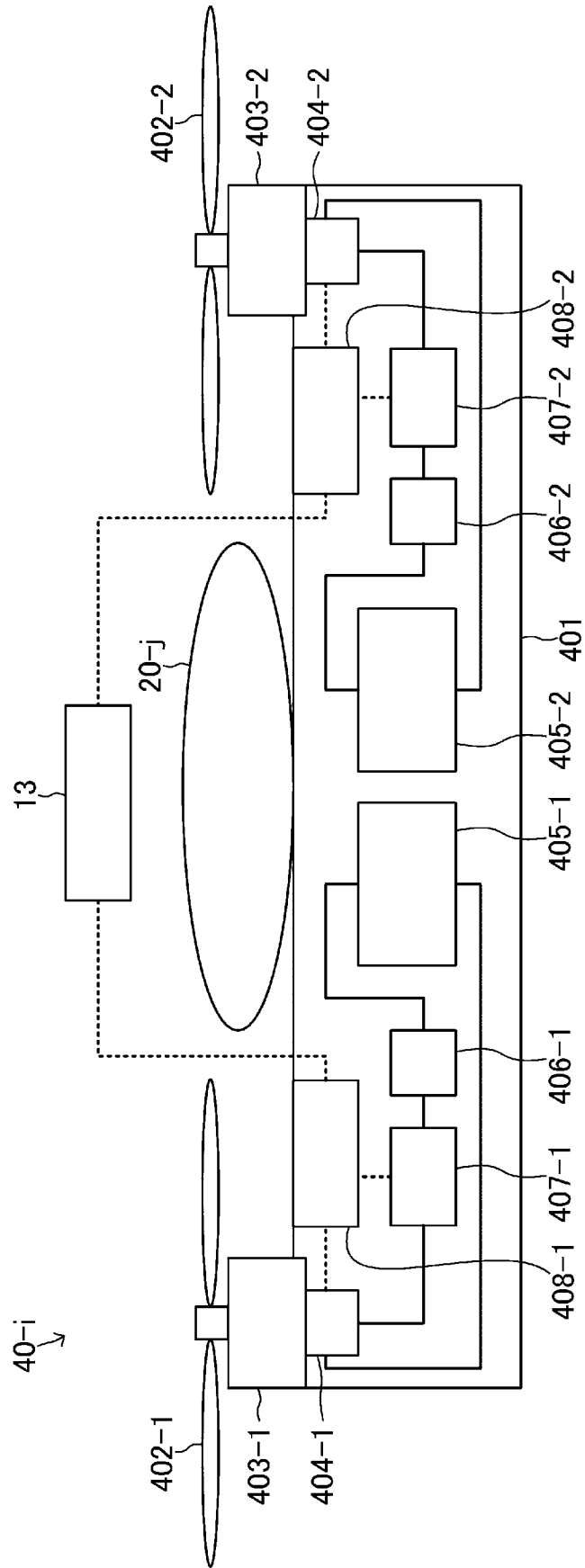
[図4]



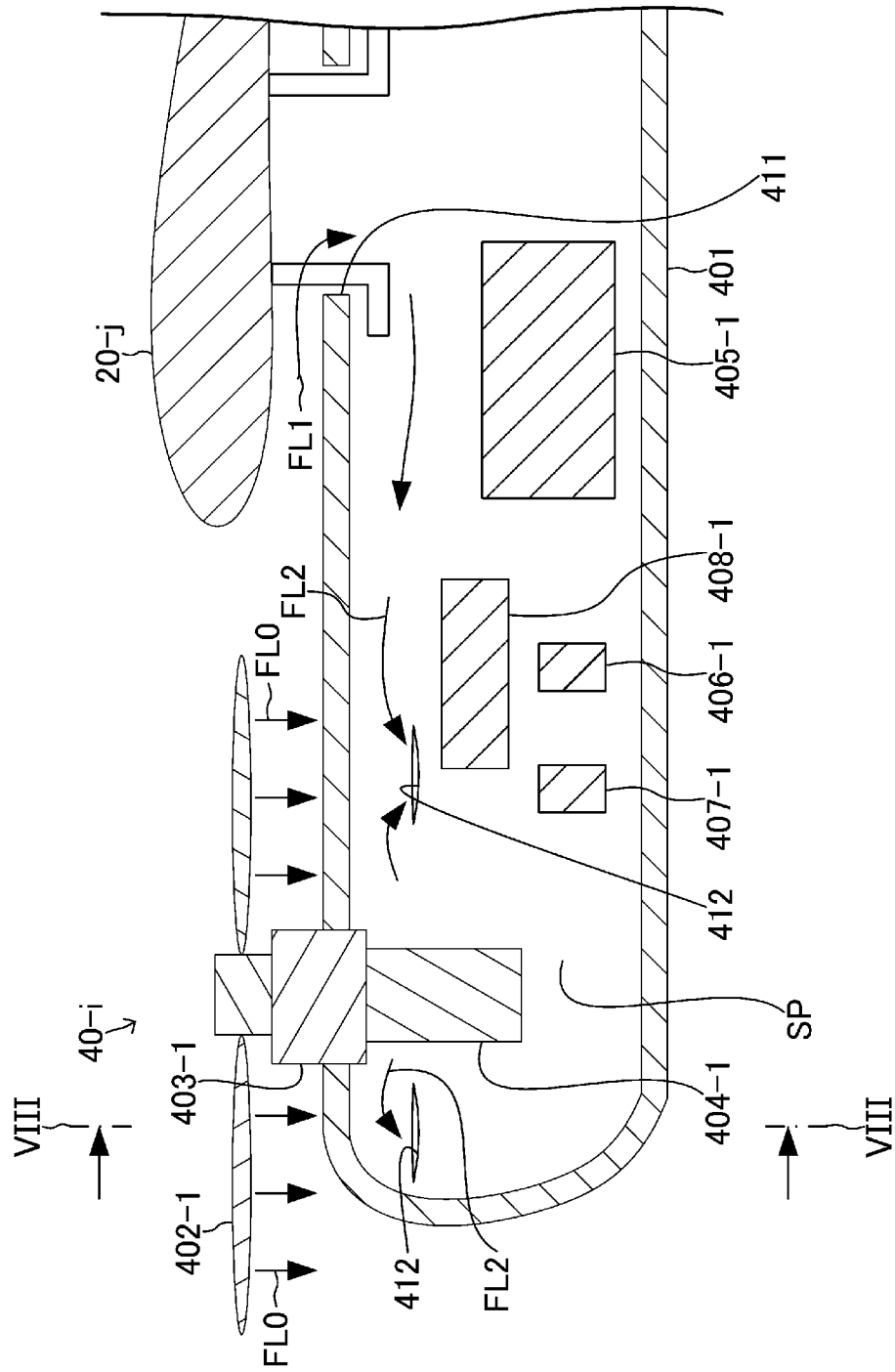
[図5]



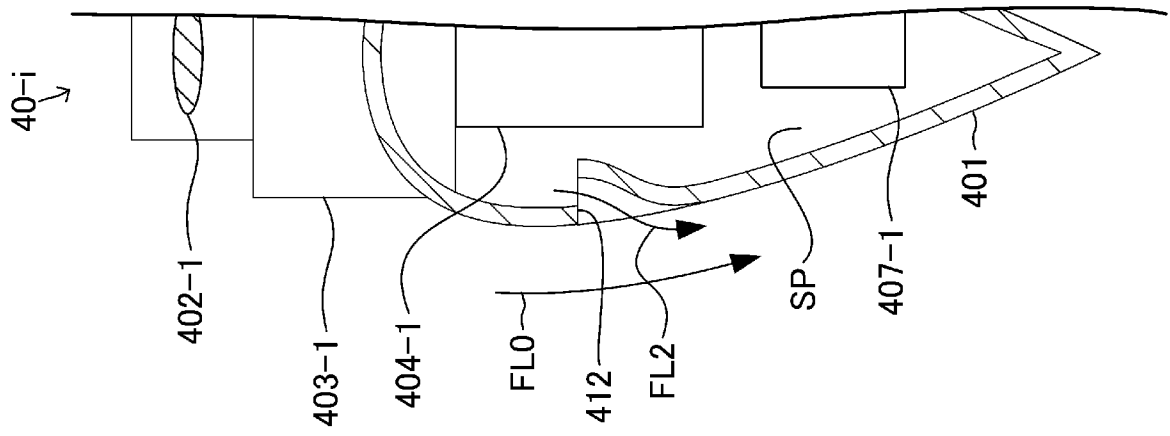
[図6]



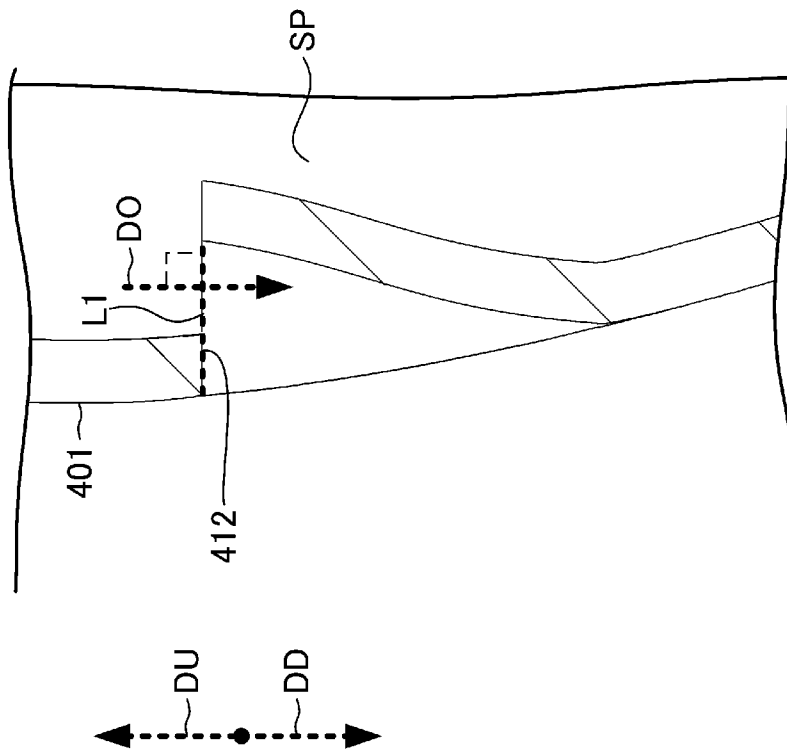
[図7]



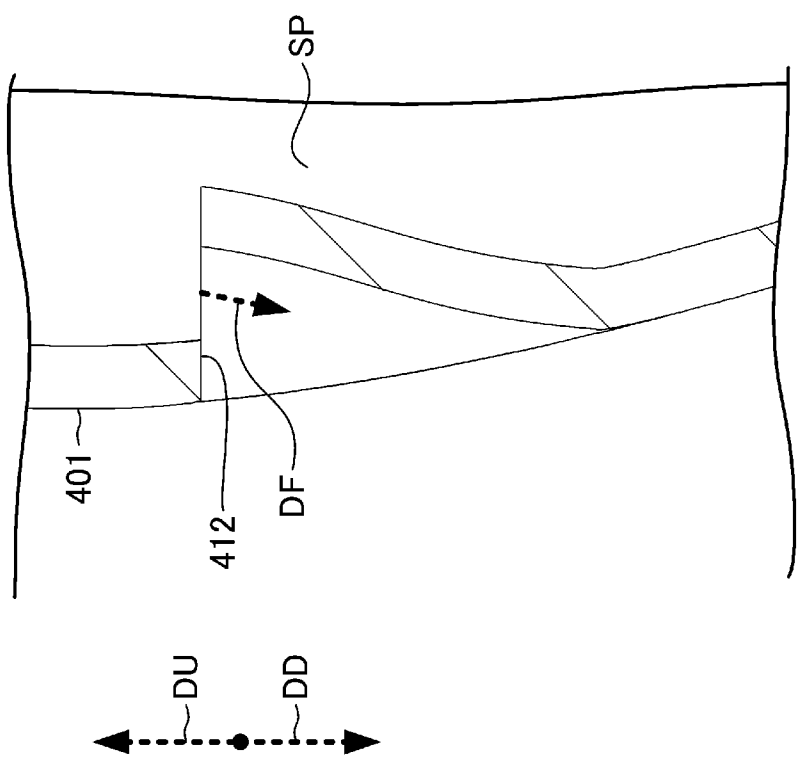
[図8]



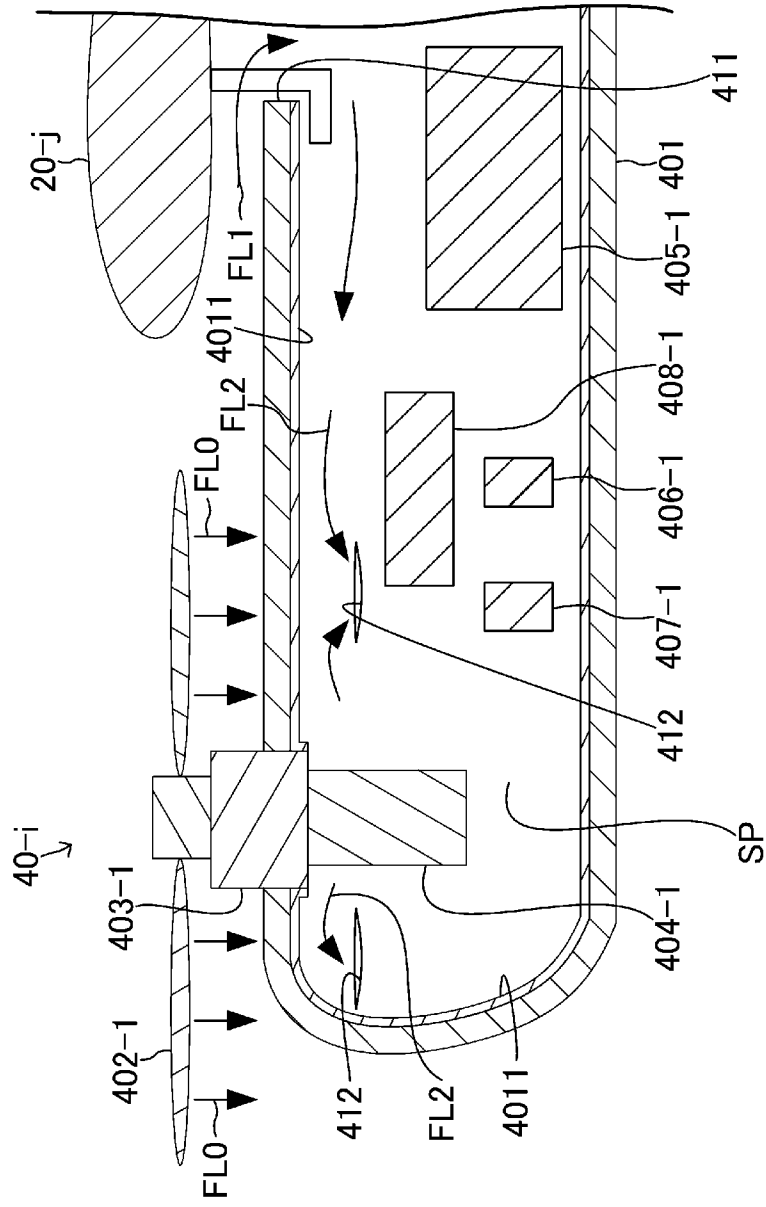
[図9]



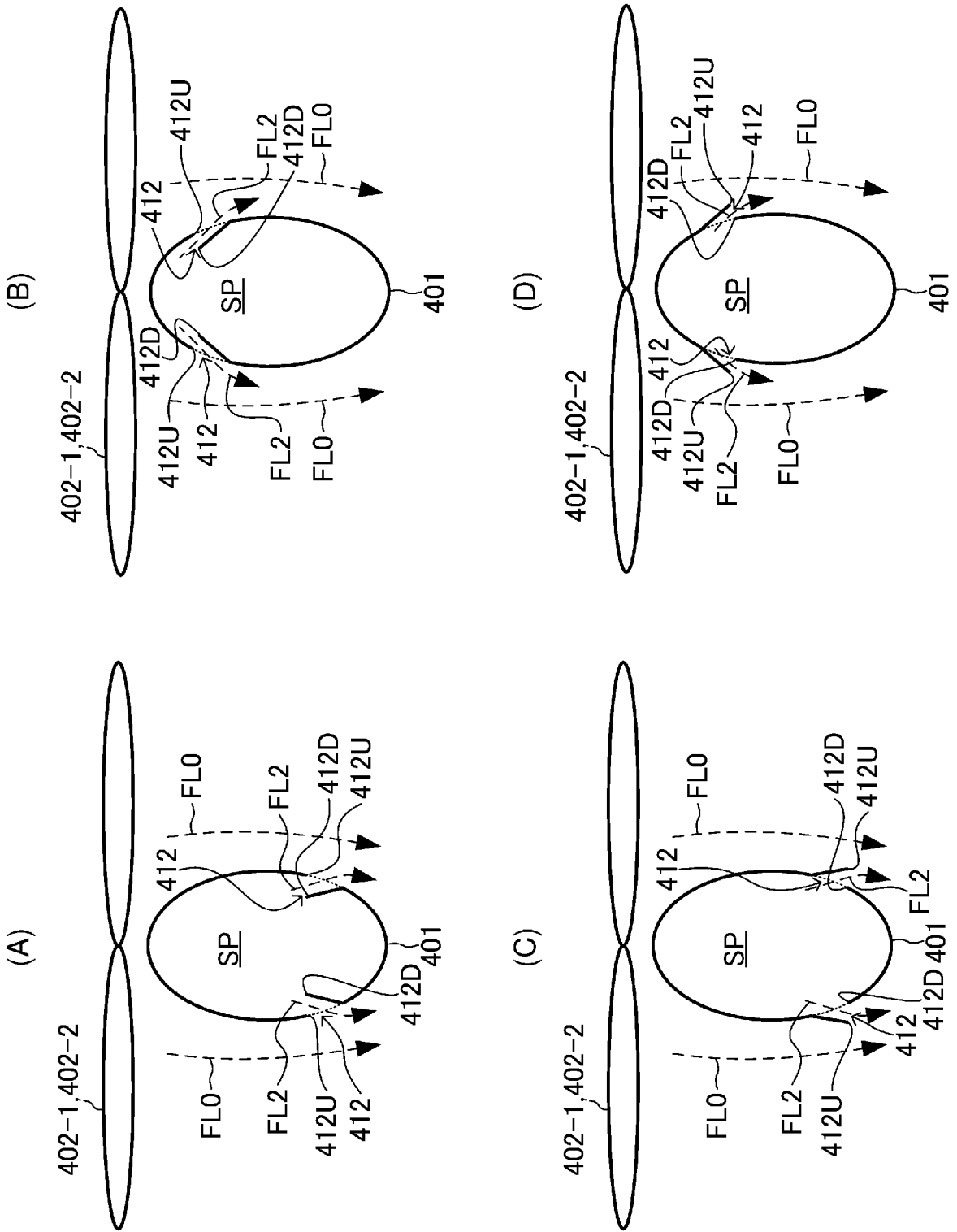
[図10]



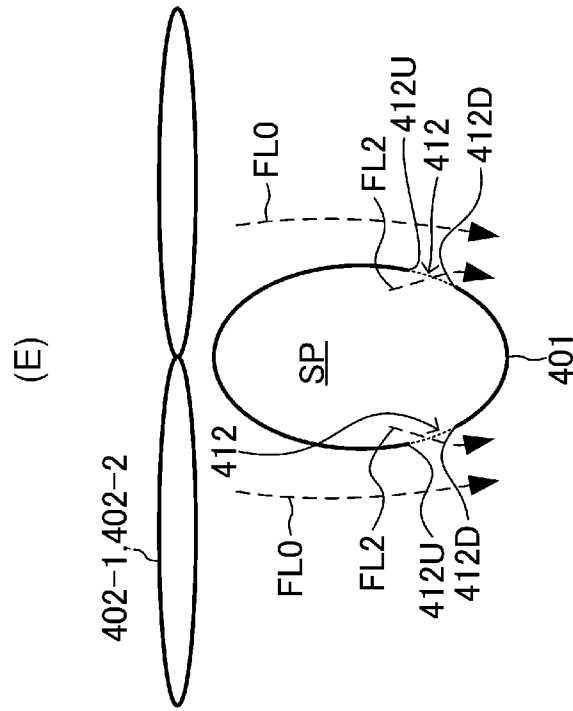
[図11]



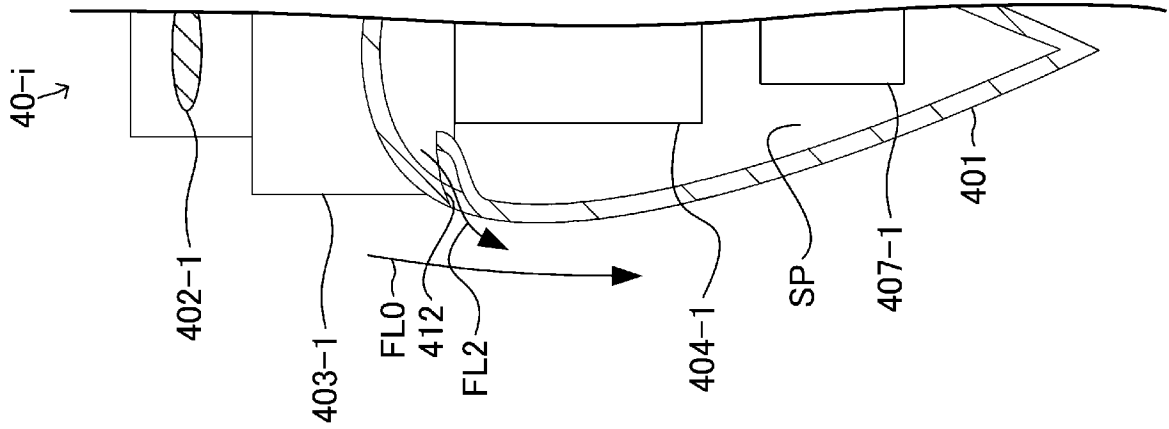
[圖12]



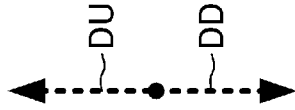
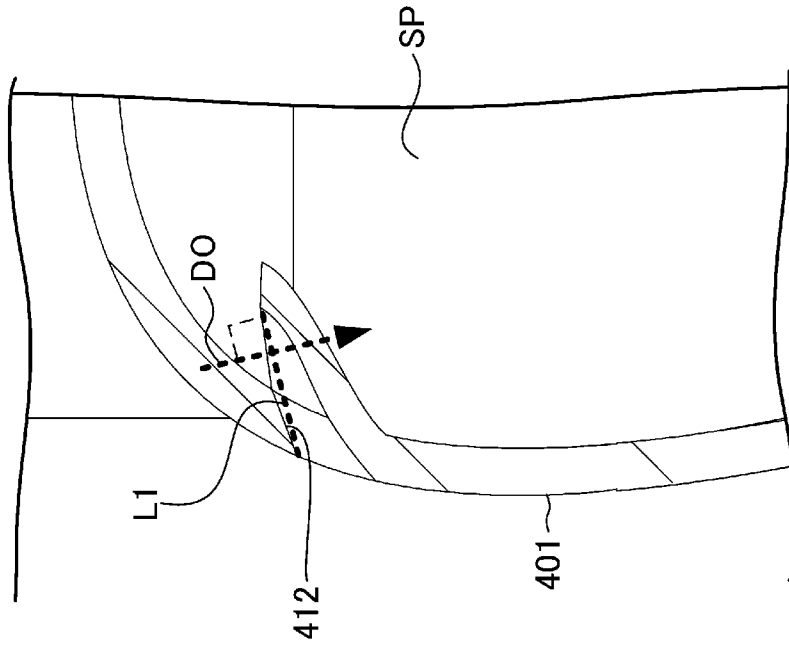
[图13]



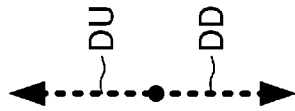
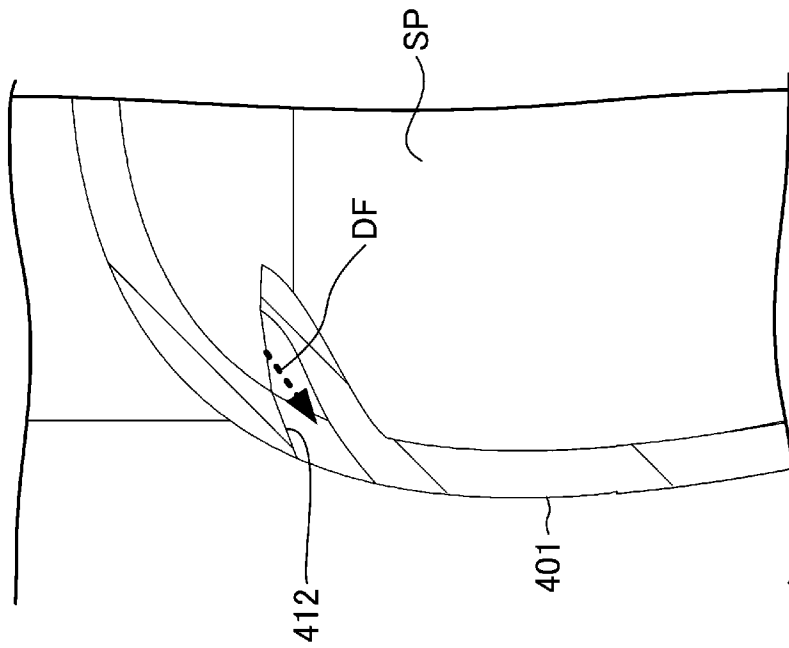
[图14]



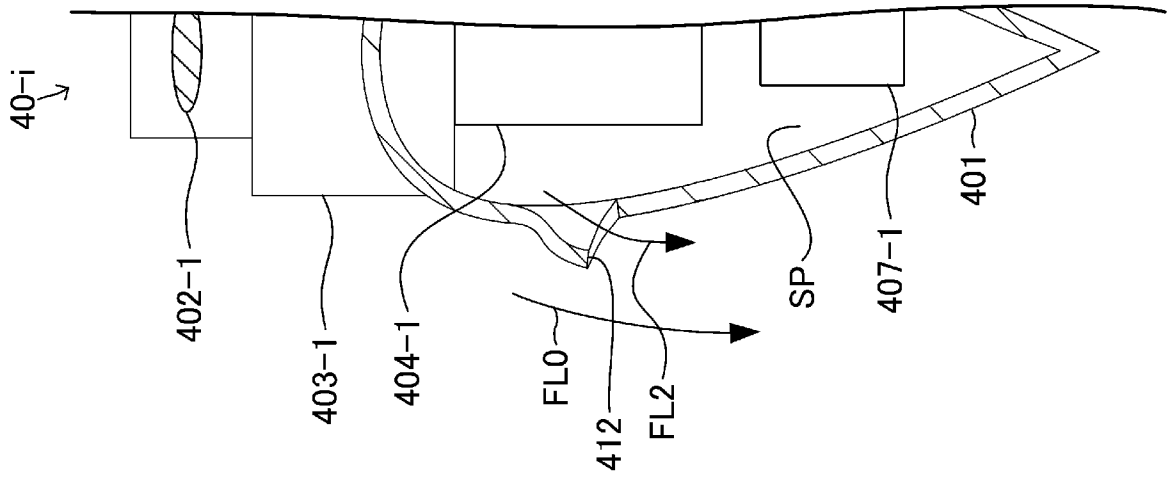
[図15]



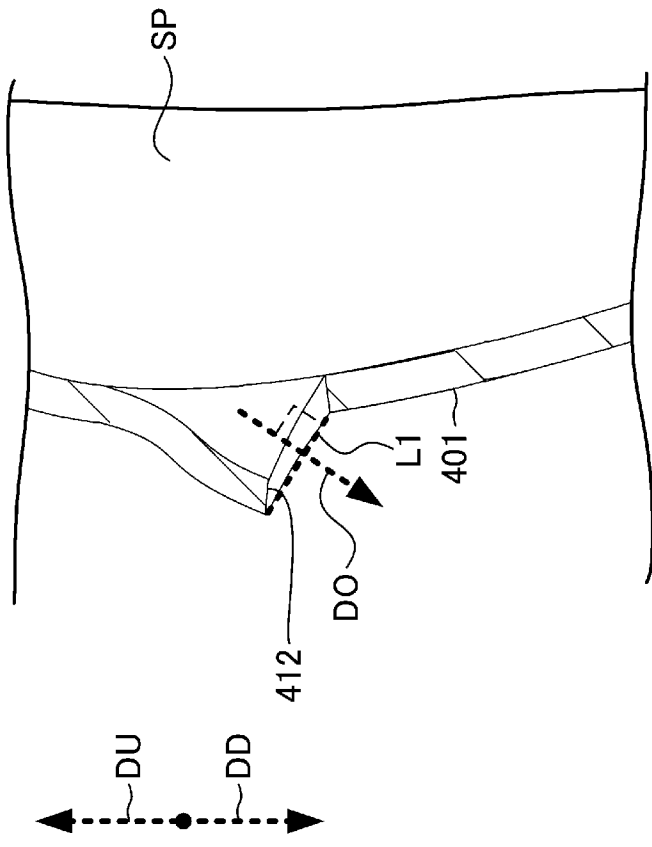
[図16]



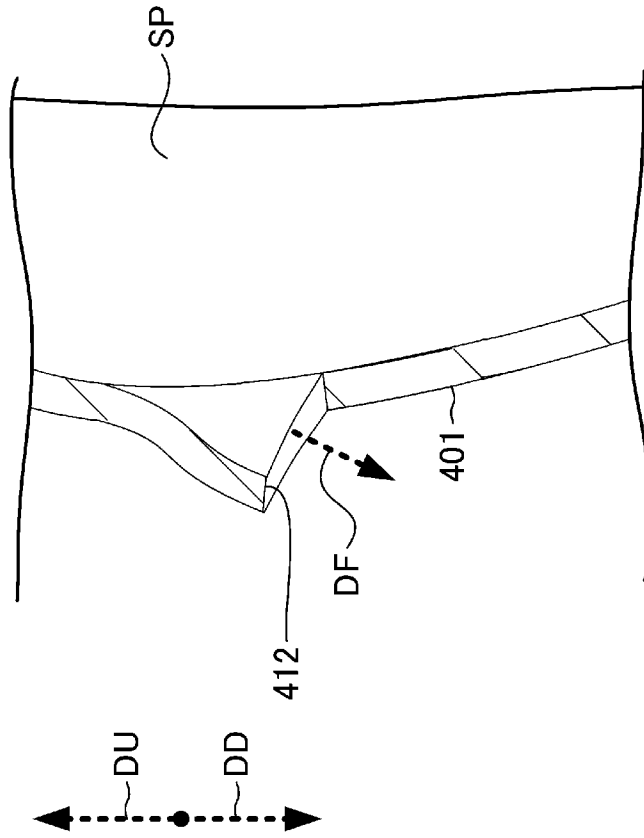
[図17]



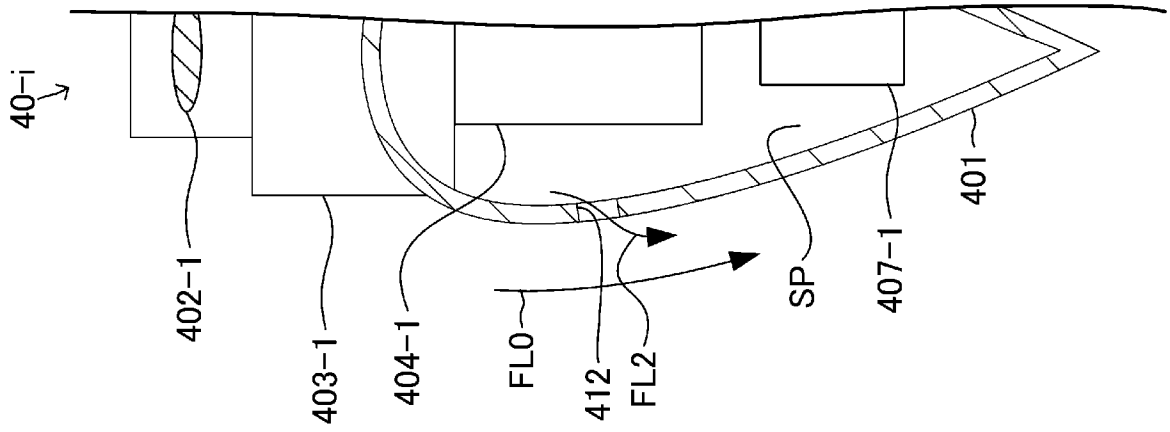
[図18]



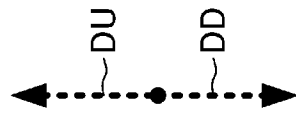
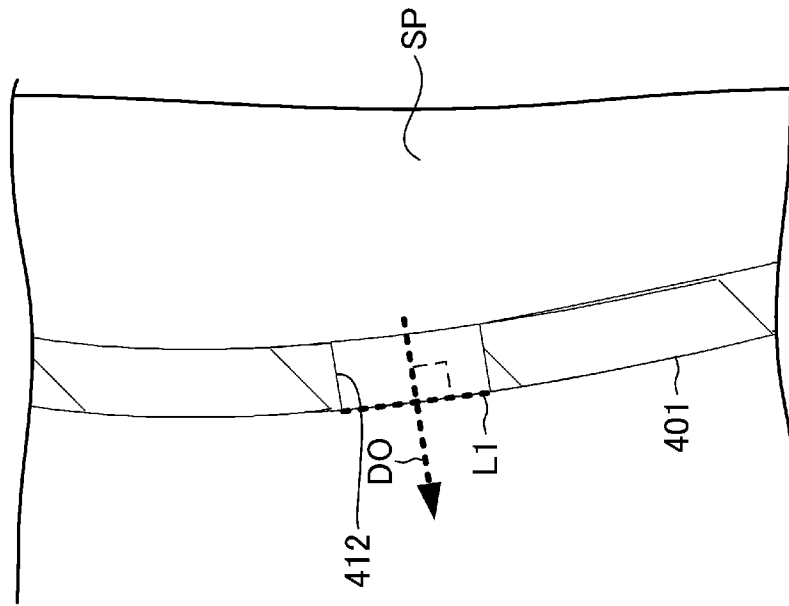
[19]



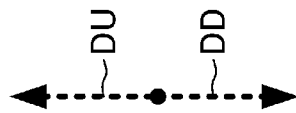
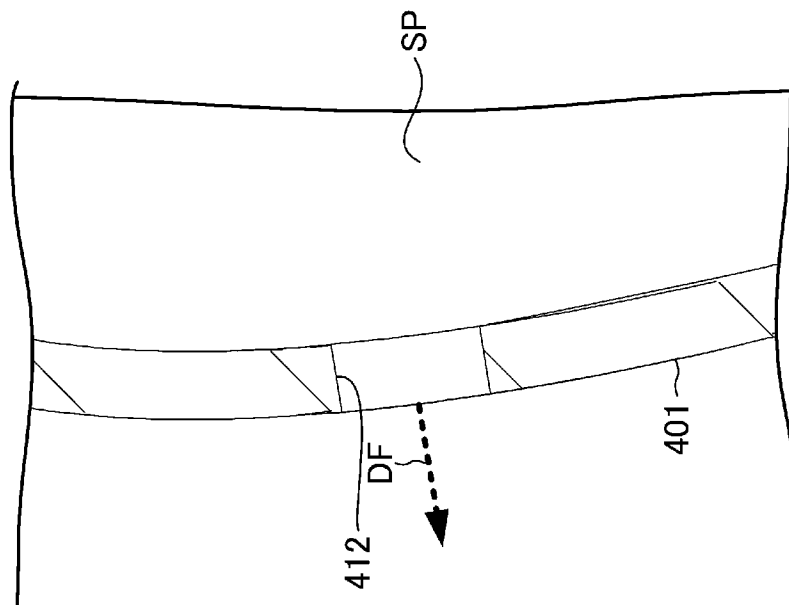
[20]



[図21]



[図22]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2022/006426

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER		
<i>B64C 27/26</i> (2006.01)i; <i>B64C 29/00</i> (2006.01)i; <i>B64C 39/02</i> (2006.01)i; <i>B64D 27/24</i> (2006.01)i; <i>B64D 33/08</i> (2006.01)i FI: B64D33/08; B64C39/02; B64C27/26; B64D27/24; B64C29/00 A		
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; B64C39/02; B64D27/24; B64D33/08		
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 1971-2022 Registered utility model specifications of Japan 1996-2022 Published registered utility model applications of Japan 1994-2022		
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 2018/0105268 A1 (KITTY HAWK CORPORATION) 19 April 2018 (2018-04-19) paragraphs [0029]-[0042], [0057], [0060], fig. 1-5G, 10B	1-10
Y	DE 102018217144 A1 (NICKEL HOLDING GMBH) 09 April 2020 (2020-04-09) paragraphs [0026]-[0029], [0053]-[0056], fig. 1-2	1-10
A	JP 2020-55387 A (HONDA MOTOR CO LTD) 09 April 2020 (2020-04-09) entire text, all drawings	1-10
A	JP 2016-175489 A (SECOM CO LTD) 06 October 2016 (2016-10-06) entire text, all drawings	1-10
<input type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input checked="" type="checkbox"/> 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 17 March 2022		Date of mailing of the international search report 29 March 2022
Name and mailing address of the ISA/JP Japan Patent Office (ISA/JP) 3-4-3 Kasumigaseki, Chiyoda-ku, Tokyo 100-8915 Japan		Authorized officer Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/JP2022/006426

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
US	2018/0105268	A1	19 April 2018	WO	2018/075413	A1	
				CN	110035954	A	

DE	102018217144	A1	09 April 2020	(Family: none)			

JP	2020-55387	A	09 April 2020	(Family: none)			

JP	2016-175489	A	06 October 2016	(Family: none)			

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; B64C 39/02(2006.01)i; B64D 27/24(2006.01)i; B64D 33/08(2006.01)i FI: B64D33/08; B64C39/02; B64C27/26; B64D27/24; B64C29/00 A		
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; B64C39/02; B64D27/24; B64D33/08 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 - 2022年 日本国実用新案登録公報 1996 - 2022年 日本国登録実用新案公報 1994 - 2022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 2018/0105268 A1 (KITTY HAWK CORPORATION) 19.04.2018 (2018 - 04 - 19) 段落[0029]-[0042], [0057], [0060], 図1-5G, 10B	1-10
Y	DE 102018217144 A1 (NICKEL HOLDING GMBH) 09.04.2020 (2020 - 04 - 09) 段落[0026]-[0029], [0053]-[0056], 図1-2	1-10
A	JP 2020-55387 A (本田技研工業株式会社) 09.04.2020 (2020 - 04 - 09) 全文, 全図	1-10
A	JP 2016-175489 A (セコム株式会社) 06.10.2016 (2016 - 10 - 06) 全文, 全図	1-10
<input type="checkbox"/> C欄の続きにも文献が列挙されている。 <input checked="" 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 17.03.2022	国際調査報告の発送日 29.03.2022	
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） 金田 直之 3D 6210 電話番号 03-3581-1101 内線 3339	

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/JP2022/006426

引用文献	公表日	パテントファミリー文献	公表日
US 2018/0105268 A1	19.04.2018	WO 2018/075413 A1 CN 110035954 A	
DE 102018217144 A1	09.04.2020	(ファミリーなし)	
JP 2020-55387 A	09.04.2020	(ファミリーなし)	
JP 2016-175489 A	06.10.2016	(ファミリーなし)	