

(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 12 月 31 日(31.12.2014)

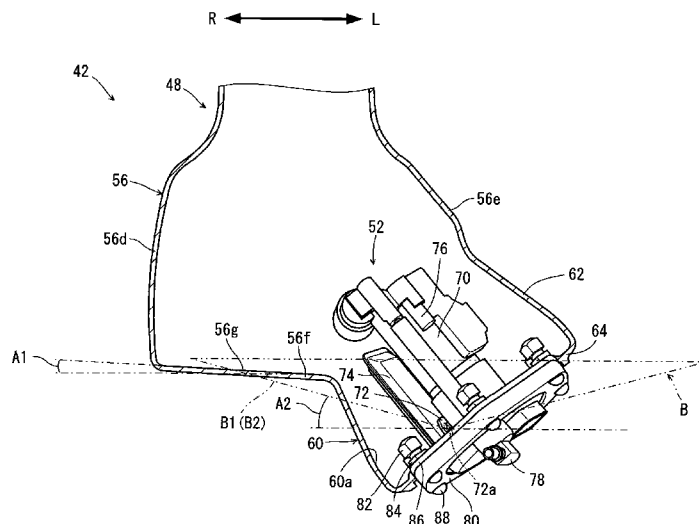


(10) 国際公開番号
WO 2014/208680 A1

- (51) 国際特許分類:
B64D 37/06 (2006.01) *B64C 39/02* (2006.01)
B64C 27/06 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2014/067029
- (22) 国際出願日: 2014 年 6 月 26 日(26.06.2014)
- (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 2013-137407 2013 年 6 月 28 日(28.06.2013) JP
- (71) 出願人: ヤマハ発動機株式会社(YAMAHA HAT-SUDOKI KABUSHIKI KAISHA) [JP/JP]; 〒4388501 静岡県磐田市新貝 2 5 0 0 番地 Shizuoka (JP).
- (72) 発明者: 吉原 正典(YOSHIHARA Masanori); 〒4388501 静岡県磐田市新貝 2 5 0 0 番地 ヤマハ発動機株式会社内 Shizuoka (JP).
- (74) 代理人: 辰巳 忠宏(TATSUMI Tadahiro); 〒5430001 大阪府大阪市天王寺区上本町 5 丁目 2 番 1 1 号 上六新興産ビル 8 階 Osaka (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: UNMANNED HELICOPTER

(54) 発明の名称: 無人ヘリコプタ



(57) Abstract: An unmanned helicopter (10) has a fuel tank (48) for holding fuel that is supplied to a drive source (36). The fuel tank (48) has a main unit (56) and a fuel holding unit (60). The fuel holding unit (60) protrudes obliquely downward to the left from the main unit (56). The fuel holding unit (60) is formed in a cylindrical shape, and a peripheral wall section (62) of the fuel holding unit (60) is formed so as to widen from the main unit (56) side towards a bottom (64) side. As seen from a drive shaft (44), the fuel holding unit (60) is provided on the side opposite a tail rotor (20). An opening (64a) of the fuel holding unit (60) is provided with a lid member (66), and the lid member (66) is provided with a fuel pump (52). The fuel pump (52) has a fuel suction port (72a) provided so as to face the inside of the fuel holding unit (60), and a pump main body (70) provided inside of the fuel tank (48).

(57) 要約:

[続葉有]

WO 2014/208680 A1



無人ヘリコプタ 10 は、駆動源 36 に供給する燃料を保持する燃料タンク 48 を含む。燃料タンク 48 は、本体部 56 と燃料保持部 60 とを含む。燃料保持部 60 は、本体部 56 から左斜め下方に突出する。燃料保持部 60 は筒状に形成され、燃料保持部 60 の周壁部 62 は、本体部 56 側から底部 64 側に向かって拡がるように形成される。ドライブシャフト 44 からみて、燃料保持部 60 は、テールロータ 20 とは反対側に設けられる。燃料保持部 60 の開口部 64 a には蓋部材 66 が設けられ、蓋部材 66 には燃料ポンプ 52 が設けられる。燃料ポンプ 52 は、燃料保持部 60 内に臨むように設けられる燃料吸込口 72 a と、燃料タンク 48 内に設けられるポンプ本体 70 とを含む。

明 細 書

発明の名称： 無人ヘリコプタ

技術分野

[0001] この発明は無人ヘリコプタに関し、より特定のには、燃料タンクを備える無人ヘリコプタに関する。

背景技術

[0002] この種の従来技術の一例が特許文献 1 において開示されている。

特許文献 1 には、燃料タンクを備える無人ヘリコプタが開示されている。無人ヘリコプタの場合、風に対して機体の姿勢を維持するために、ある方向に機体を傾けた状態をある程度の時間維持しながら飛行することがある。

先行技術文献

特許文献

[0003] 特許文献1：特許第 4 1 5 5 4 5 4 号公報

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0004] ところで、このような無人ヘリコプタにおいて、燃費を低下させず（機体全体の重量を増加させず）に長時間飛行できるようにすることが求められている。そのためには、燃料タンクの容量（燃料を含む燃料タンクの重量）を大きくせずに、燃料タンクからエンジンに供給できる燃料の量をより多くすることが考えられる。

[0005] この場合において、燃料ポンプの燃料吸込口が燃料タンクの下部にあったとしても、上記飛行の際に燃料タンク内の燃料吸込口付近に滞留する燃料が少なくなり、その結果、燃料ポンプが空気を吸い込み、エンジンへの燃料供給が不安定になることがある。

[0006] それゆえに、この発明の主たる目的は、飛行状態に拘わらず燃料ポンプが空気を吸い込むことを抑制できる、無人ヘリコプタを提供することである。

課題を解決するための手段

- [0007] この発明の或る見地によれば、駆動源と、本体部および本体部よりも少なくとも下方に突出するように本体部に設けられる燃料保持部を含み、駆動源に供給する燃料を保持する燃料タンクと、燃料保持部内に臨むように設けられる燃料吸込口を有する燃料ポンプとを備え、燃料保持部は、本体部の左側または右側のいずれか一方から下方に突出する、無人ヘリコプタが提供される。
- [0008] この発明では、燃料タンクは、本体部よりも少なくとも下方に突出する燃料保持部を有することによって、本体部よりも燃料保持部に優先的に燃料を保持し易くなる。すなわち、本体部内に燃料がないあるいは僅かな場合であっても、燃料保持部内に燃料を確保し易くなる。したがって、燃料保持部内の燃料を燃料吸込口から燃料ポンプに取り込むことができるとともに飛行状態に拘わらず燃料ポンプが空気を吸い込むことを抑制できる。
- [0009] 好ましくは、燃料保持部は筒状に形成される。この場合、加速または減速するために無人ヘリコプタ（機体）を前後方向に傾けた状態をある程度の時間維持しながら飛行する際にも、燃料保持部内に燃料を確保し易くなる。
- [0010] また好ましくは、燃料保持部は、本体部から延びる周壁部と、周壁部の端部に設けられる底部とを含み、周壁部は、本体部側から底部側に向かって拡がるように形成される。この場合、無人ヘリコプタを傾けても燃料を燃料保持部内により確保し易くなる。
- [0011] さらに好ましくは、テールロータと、駆動源からの駆動力をテールロータに与えるためのドライブシャフトとをさらに備え、ドライブシャフトは前後方向に延び、ドライブシャフトからみて、燃料保持部は、テールロータとは反対側に設けられる。この場合、ドライブシャフトからみて、燃料保持部とテールロータとを反対側に設けることによって、無人ヘリコプタの重量バランスをとることができる。
- [0012] 好ましくは、当該無人ヘリコプタが水平面上に着地している状態で、燃料保持部の一部が燃料タンクの最も下に位置している。この場合、燃料タンク内の燃料の残量が少ない際に、無人ヘリコプタが或る方向（たとえば左また

は右)に傾いた状態を維持しながら飛行しても、燃料が燃料保持部内に留まっているため、空気を含まない燃料を燃料ポンプに供給できる。

[0013] また好ましくは、当該無人ヘリコプタが水平面上に着地している状態で、燃料ポンプの燃料吸込口に頂点が位置する仮想的な逆円錐を、逆円錐の母線と水平面とが所定の角度を有するように描いたとき、燃料保持部と逆円錐の円錐面との交線は環状に形成される。この場合、燃料保持部と円錐面との交線が環状に形成されるということは、燃料保持部と円錐面とが全周に亘って交わることを意味する。言い換えれば、燃料保持部は、当該円錐面よりも立ち上がっている（水平面に対する角度が大きい）部分を全周に亘って有することを意味する。したがって、無人ヘリコプタが任意の方向に所定の角度（たとえば15度）以下傾いた状態で飛行し続けたとしても、燃料の全てが燃料保持部から流出することはなく、燃料保持部内に保持された燃料を燃料吸込口から駆動源に供給し続けることができる。

[0014] さらに好ましくは、燃料ポンプは、燃料タンク内に設けられるポンプ本体を含む。この場合、燃料ポンプのポンプ本体は燃料タンク内に設けられるので、燃料タンクの周囲の部品点数を少なくできる。したがって、よりコンパクトな無人ヘリコプタが得られる。

[0015] 好ましくは、燃料保持部は本体部から左右方向の外側に向かって延びる。この場合、燃料保持部は本体部から外方かつ斜め下方に向かって延びることになる。したがって、燃料タンク内に残る燃料が少ないときに無人ヘリコプタが傾いた状態で飛行し続けても燃料を駆動源に供給し続けるのに適切な位置に、燃料ポンプおよび燃料吸込口を配置できる。

[0016] また好ましくは、燃料保持部は、開口部と、開口部に設けられる蓋部材とをさらに含み、燃料ポンプは蓋部材に設けられる。この場合、燃料ポンプは蓋部材に設けられ、燃料ポンプおよび蓋部材を同時に着脱できるため、燃料ポンプおよび燃料タンクのメンテナンスが容易になる。

[0017] さらに好ましくは、駆動源がエンジンであり、エンジンに燃料を供給する燃料噴射装置をさらに備える。この発明では、飛行状態に拘わらず燃料ポン

プが空気を吸い込むことを抑制できるため、駆動源が燃料噴射装置から燃料が供給されるエンジンであっても、エンジン空燃比の制御が安定した状態を維持できる。

[0018] 好ましくは、本体部の底部は、燃料保持部側に向かって下に傾斜するように形成される。この場合、本体部内の燃料が燃料保持部に向かって流れ、燃料保持部内に燃料が溜まり易くなる。

[0019] また好ましくは、燃料タンク内の燃料の液面を検出するために燃料吸込口と一体に設けられる液面検出部をさらに備える。この場合、液面検出部は燃料吸込口と一体に設けられるので、燃料吸込口周辺における燃料の残量を正確に検出できる。さらに、液面検出部を取り付けるための部材を別途必要としないので、よりコンパクトで軽量の無人ヘリコプタが得られる。

[0020] この発明の上述の目的およびその他の目的、特徴、局面および利点は、添付図面に関連して行われる以下のこの発明の実施形態の詳細な説明から一層明らかとなろう。

図面の簡単な説明

[0021] [図1]この発明の一実施形態の無人ヘリコプタを示す側面図である。

[図2]供給ユニットを示す斜視図である。

[図3]供給ユニットを示す正面図である。

[図4]供給ユニットを示す側面図（左から見た図）である。

[図5]供給ユニットを示す側面図（右から見た図）である。

[図6]供給ユニットを示す断面図解図である。

[図7]燃料ポンプおよび燃料保持部を示す断面図解図である。

発明を実施するための形態

[0022] 以下、図面を参照してこの発明の一実施形態に係る無人ヘリコプタ10（以下、ヘリコプタ10と略記する）について説明する。この実施形態における前後、左右、上下とは、ヘリコプタ10の基本姿勢を基準とした前後、左右、上下を意味する。ここで、ヘリコプタ10の基本姿勢とは、マスト14が鉛直方向に対して平行になっているときのヘリコプタ10の姿勢をいい、

言い換えれば、ヘリコプタ 10 が水平面上に着地している状態でのヘリコプタ 10 の姿勢に相当する。図中において、「F r」は前方を示し、「R r」は後方を示し、「R」は右方を示し、「L」は左方を示す。なお、図 7 においては、図面が煩雑になることを避けるために、後述する燃料ポンプ 52 および燃料保持部 60 の各構成要素を簡略化して示し、後述する液面検出センサ 76 の図示を省略している。

[0023] 図 1 を参照して、ヘリコプタ 10 は、メインボディ 12、マスト 14、メインロータ 16、テールボディ 18 およびテールロータ 20 を含む。

[0024] メインボディ 12 は、フレーム 22、ボディカバー 24、脚部 26 および 28、ならびに一对のスキッド 30（図 1 では左側のスキッド 30 のみ図示）を含む。

[0025] フレーム 22 は、正面視において略矩形状を有しかつ前後方向に延びる。テールボディ 18 およびボディカバー 24 は、フレーム 22 に支持される。

[0026] 脚部 26 および 28 はそれぞれ、正面視逆 U 字状に形成され、フレーム 22 に支持される。具体的には、脚部 26 は、上下方向に延びる一对の支持部材 32（図 1 では左側の支持部材 32 のみ図示）を介してフレーム 22 の両側面に支持される。脚部 28 は、上下方向に延びる一对の支持部材 34（図 1 では左側の支持部材 34 のみ図示）を介してフレーム 22 の両側面に支持される。この実施形態では、一对の支持部材 34 は、フレーム 22 よりも上方まで延びる。

[0027] 一对のスキッド 30 は、左右に並ぶように脚部 26 および 28 に取り付けられる。具体的には、一方側（左側）のスキッド 30 は、脚部 26、28 の一方側（左側）の部分に取り付けられ、他方側（右側）のスキッド 30（図示せず）は、脚部 26、28 の他方側（右側）の部分に取り付けられる。

[0028] マスト 14 は、ボディカバー 24 から上方に突出するようにかつ回転可能に設けられる。マスト 14 の上端部に、メインロータ 16 が固定される。これにより、マスト 14 とメインロータ 16 とが一体的に回転する。テールボディ 18 は略円筒形状を有し、メインボディ 12 よりも後方に延びる。テール

ルボディ 18 の前端部は、ボディカバー 24 内においてフレーム 22 の後端部に支持される。テールロータ 20 は、テールボディ 18 の後端部に回転可能に設けられる。

[0029] ヘリコプタ 10 はさらに、駆動源 36、燃料噴射装置 38、ミッション 40、供給ユニット 42、ドライブシャフト 44、および制御装置 46 を含む。駆動源 36、燃料噴射装置 38、ミッション 40 および供給ユニット 42 は、ボディカバー 24 に収容される。

[0030] 駆動源 36 は、メインロータ 16 の下方においてフレーム 22 の前端部に支持される。この実施形態では、駆動源 36 としてエンジンが用いられる。より具体的には、駆動源 36 として、たとえば、水平対向型の多気筒エンジンが用いられる。燃料噴射装置 38 は駆動源 36 に設けられ、駆動源 36 に燃料を供給する。

[0031] トランスミッション 40 は、駆動源 36 の後方においてフレーム 22 に支持される。トランスミッション 40 は、駆動源 36 の図示しないクランクシャフトに連結される。トランスミッション 40 にマスト 14 の下端部が連結される。メインロータ 16 は、駆動源 36 からトランスミッション 40 およびマスト 14 を介して伝達される駆動力に基づいて回転する。

[0032] トランスミッション 40 から後方に延びるようにドライブシャフト 44 が設けられる。ドライブシャフト 44 は、メインボディ 12 内およびテールボディ 18 内を前後方向に延びる。テールロータ 20 は、ドライブシャフト 44 の後端部に連結される。この実施形態では、テールロータ 20 は、ドライブシャフト 44 の後端部の右側に設けられる。テールロータ 20 は、駆動源 36 からトランスミッション 40 およびドライブシャフト 44 を介して伝達される駆動力に基づいて回転する。

[0033] マスト 14 の後方に、駆動源 36 に燃料を供給する供給ユニット 42 が設けられる。この実施形態では、供給ユニット 42 は、燃料噴射装置 38 を介して駆動源 36 に燃料を供給する。供給ユニット 42 は、フレーム 22 の上方において一对の支持部材 34 の上端部に支持される。供給ユニット 42 の

上端部（より具体的には、後述する蓋 50（図 2 参照））は、メインボディ 12 から上方に露出する。

[0034] フレーム 22 内に制御装置 46 が設けられる。制御装置 46 は、ヘリコプタ 10 に搭載される種々の装置を制御する。この実施形態では、制御装置 46 は、たとえば、姿勢検出器（図示せず）が検出するヘリコプタ 10 の姿勢に基づいて種々の電装品（図示せず）を制御し、ヘリコプタ 10 の姿勢を調整する。

[0035] 図 2～図 5 を参照して、供給ユニット 42 は、燃料タンク 48、蓋 50 および燃料ポンプ 52 を含む。燃料タンク 48 は、注入部 54、本体部 56、一对の取付部 58a、58b、および燃料保持部 60 を含み、駆動源 36 に供給する燃料を保持する。注入部 54 は略円筒形状を有し、燃料タンク 48 の上部に設けられる。注入部 54 の上端部は、上方に向かって開口する。蓋 50 は、注入部 54 の上端部を塞ぐように注入部 54 に取り付けられる。作業者は、蓋 50 を取り外した状態で、注入部 54 の上端部から燃料タンク 48 に燃料を注入できる。

[0036] 本体部 56 は中空略箱形状を有し、燃料タンク 48 の略中央部に設けられる。本体部 56 は、天井部 56a、前壁部 56b、後壁部 56c、一对の側壁部 56d、56e、および底部 56f を有する。天井部 56a は、注入部 54 の下端部から略水平方向に拡がるように設けられる。前壁部 56b は、天井部 56a の前端部から下方に延びる。後壁部 56c は、天井部 56a の後端部から下方に延びる。一对の側壁部 56d、56e は、天井部 56a の両側部から下方に延びる。この実施形態では、側壁部 56d は、天井部 56a の右端部から下方に延びかつ前壁部 56b と後壁部 56c とを連結する。側壁部 56e は、天井部 56a の左端部から下方に延びかつ前壁部 56b と後壁部 56c とを連結する。底部 56f は、天井部 56a に対向するように天井部 56a の下方に設けられる。この実施形態では、底部 56f は、前壁部 56b、後壁部 56c、側壁部 56d、56e および燃料保持部 60 に接続されるように略水平方向に延びる。

[0037] 図6を参照して、底部56fは、燃料保持部60側に向かって下に傾斜する傾斜面56gを有する。傾斜面56gは、燃料タンク48の内方に臨む面である。傾斜面56gは、燃料保持部60の内面60aに連続するように形成される。傾斜面56gと水平面とのなす角度A1は、たとえば、3度以上であることが好ましい。

[0038] 図2～図5を参照して、一对の取付部58a, 58bは中空形状を有し、一对の側壁部56d, 56eから側方（左右方向）に突出する。この実施形態では、取付部58aは側壁部56dの後部から右方に突出し、取付部58bは側壁部56eの後部から左方に突出する。取付部58a, 58bには、一对の支持部材34（図1参照）の上端部が固定される。これにより、燃料タンク48は一对の支持部材34（図1参照）を介してフレーム22（図1参照）に支持される。

[0039] 図1および図3を参照して、ヘリコプタ10の幅方向において、燃料保持部60は、ドライブシャフト44からみて、テールロータ20とは反対側に設けられる。言い換えると、ヘリコプタ10の幅方向において、ドライブシャフト44からみて一方側に燃料保持部60が設けられ、他方側にテールロータ20が設けられる。この実施形態では、ドライブシャフト44の右側にテールロータ20が設けられ、ドライブシャフト44の左側に燃料保持部60が設けられる。

[0040] 図2～図6を参照して、燃料保持部60は筒形状を有し、本体部56よりも下方に突出する。この実施形態では、燃料保持部60は、本体部56の左側から下方に突出する。より具体的には、燃料保持部60は、本体部56から左斜め下方に突出する。したがって、ヘリコプタ10が水平面上に着地している状態で、燃料保持部60の一部が燃料タンク48の最も下に位置している。

図3、図4、図6および図7を参照して、燃料保持部60は、周壁部62、底部64および蓋部材66を含む。

[0041] 周壁部62は略角筒形状を有し、本体部56から下方（この実施形態では

左斜め下方)に延びて、底部64の外縁に接続される。すなわち、周壁部62の端部に底部64が設けられる。この実施形態では、周壁部62は、本体部56側から底部64側に向かって拡がるように形成される。言い換えれば、燃料保持部60の内面60aは、本体部56側から底部64側に向かって拡がるように形成される。底部64は、略多角形状(この実施形態では略六角形状)の外縁を有する。底部64は、その中央部に開口部64aを有する環状部64b、および環状部64bから燃料保持部60内に凹む複数(この実施形態では6つ)の凹部64cを有する。凹部64cは、後述する複数(この実施形態では6つ)のねじ孔80c(図7参照)に対応して設けられる。蓋部材66は略円板状に形成され、蓋部材66の外径は開口部64aの内径より大きく設定される。

[0042] 図6および図7を参照して、蓋部材66に燃料ポンプ52が取り付けられる。燃料ポンプ52は、蓋部材66の上面に設けられる略円板状の台座部68と、台座部68上に立設されるポンプ本体70と、ポンプ本体70の側方(この実施形態では右側)の下端部に設けられる吸入部72と、台座部68上に立設される略短冊状のフィルタ74と、ポンプ本体70に設けられる液面検出センサ76と、蓋部材66から下方に突出するように設けられる略L字状の吐出部78とを含む。

[0043] 蓋部材66と台座部68とは互いに同心状に配置され、台座部68の外径は、開口部64aの内径と略等しく設定される。

[0044] フィルタ74は、吸入部72に接するように設けられる。吸入部72は、フィルタ74側の端面に、燃料保持部60内に臨むように設けられる燃料吸込口72aを有する。

[0045] 吐出部78は、蓋部材66内および台座部68内を通してポンプ本体70に連通している。ポンプ本体70は、図示しない動力発生装置(たとえば電動モータ)を含み、燃料タンク48内の燃料を、フィルタ74を介して吸入部72から吸入し、吐出部78から吐出する。ポンプ本体70の動力発生装置には、バッテリーからの電力がコネクタ部(ともに図示せず)を介して供給

される。これにより、ポンプ本体 70 が駆動される。

[0046] 液面検出センサ 76 は、燃料吸込口 72 a と一体に設けられる液面検出部であり、燃料タンク 48 内の燃料の液面を検出する。

[0047] 蓋部材 66 には、支持部材 80 が取り付けられる。支持部材 80 は、環状に形成される。支持部材 80 は、外縁が略六角形状かつ内縁が円形状に形成される。支持部材 80 は、外周部 80 a と、外周部 80 a の内縁から内方に形成される円環状のフランジ部 80 b と、外周部 80 a に形成される複数（この実施形態では 6 つ）のねじ孔 80 c とを有する。外周部 80 a の内径は、蓋部材 66 の外径と略等しく設定され、フランジ部 80 b の内径は、蓋部材 66 の外径より小さく設定される。支持部材 80 は、外周部 80 a が蓋部材 66 の外縁に接しかつフランジ部 80 b が蓋部材 66 の下面に接するように、蓋部材 66 に嵌められる。

[0048] このように燃料ポンプ 52 および支持部材 80 が取り付けられた蓋部材 66 が、燃料保持部 60 の開口部 64 a に設けられる。

[0049] このとき、燃料保持部 60 の底部 64 の各凹部 64 c に、袋ナット 82 が埋め込まれかつナット 84 が配置された状態で、開口部 64 a を囲むようにたとえば O リング等の封止部材 86 が配置される。その状態で、ポンプ本体 70 が底部 64 の開口部 64 a から燃料タンク 48 内に挿入され、支持部材 80 の各ねじ孔 80 c が凹部 64 c に対応するように位置決めされ、開口部 64 a に台座部 68 が嵌め込まれる。そして、複数（この実施形態では 6 つ）のたとえばボルトなどの締結部材 88 がそれぞれ、ねじ孔 80 c および封止部材 86 に挿通されて、ナット 84 および袋ナット 82 に取り付けられる。このようにして、燃料保持部 60 の底部 64 に蓋部材 66 が設けられる。したがって、燃料保持部 60 の底部 64 に、蓋部材 66 を介して燃料ポンプ 52 が取り付けられる。封止部材 86 によって、燃料タンク 48 内の燃料が燃料保持部 60 と燃料ポンプ 52 との間から漏れ出すことが防止される。

[0050] なお、吐出部 78 は、図示しない燃料ホースを介して、駆動源 36 に燃料を供給するための燃料噴射装置 38 に連結されている。燃料タンク 48 内の

燃料は、燃料ポンプ 5 2 によって吐出され、燃料ホースを介して燃料噴射装置 3 8 に供給される。燃料噴射装置 3 8 は、燃料タンク 4 8 から供給された燃料を駆動源 3 6 内に噴射する。

[0051] 図 3 から図 7 を参照して、このような供給ユニット 4 2 において、ヘリコプタ 1 0 が水平面上に着地している状態で、燃料ポンプ 5 2 の燃料吸込口 7 2 a に頂点が位置する仮想的な逆円錐 B を、逆円錐 B の母線 B 1 と水平面とが所定の角度 A 2 を有するように描いたとき、燃料保持部 6 0 と逆円錐 B の円錐面 B 2 との交線 C は環状に形成される。図 4 および図 5 を参照して、図 4 に示す交線 C の両端 D 1, D 2 をそれぞれ、図 5 に示す交線 C の両端 D 1, D 2 に結べば、交線 C は環状になることは容易に理解できる。角度 A 2 は、たとえば、10 度以上であることが好ましく、15 度以上であることがより好ましく、この実施形態では 15 度に設定される。

[0052] このようなヘリコプタ 1 0 によれば、燃料タンク 4 8 は、本体部 5 6 よりも少なくとも下方に突出する燃料保持部 6 0 を有することによって、本体部 5 6 よりも燃料保持部 6 0 に優先的に燃料を保持し易くなる。すなわち、本体部 5 6 内に燃料がないあるいは僅かな場合であっても、燃料保持部 6 0 内に燃料を確保し易くなる。したがって、燃料保持部 6 0 内の燃料を燃料吸込口 7 2 a から燃料ポンプ 5 2 に継続して取り込むことができるとともに飛行状態に拘わらず燃料ポンプ 5 2 が空気を吸い込むことを抑制できる。

[0053] 燃料保持部 6 0 は筒状に形成されるので、加速または減速するためにヘリコプタ 1 0 を前後方向に傾けた状態をある程度の時間維持しながら飛行する際にも、燃料保持部 6 0 内に燃料を確保し易くなる。

[0054] 燃料保持部 6 0 の周壁部 6 2 は本体部 5 6 側から底部 6 4 側に向かって広がるように形成されるので、ヘリコプタ 1 0 を傾けても燃料を燃料保持部 6 0 内により確保し易くなる。

[0055] ドライブシャフト 4 4 からみて、燃料保持部 6 0 とテールロータ 2 0 とを反対側に設けることによって、ヘリコプタ 1 0 の重量バランスをとることができる。

- [0056] 燃料保持部 60 の一部が燃料タンク 48 の最も下に位置している。したがって、燃料タンク 48 内の燃料の残量が少ない際に、ヘリコプタ 10 が或る方向（たとえば左または右）に傾いた状態を維持しながら飛行しても、燃料が燃料保持部 60 内に留まっているため、空気を含まない燃料を燃料ポンプ 52 に供給できる。
- [0057] 燃料保持部 60 と円錐面 B2 との交線 C が環状に形成されるということは、燃料保持部 60 と円錐面 B2 とが全周に亘って交わることを意味する。言い換えれば、燃料保持部 60 は、円錐面 B2 よりも立ち上がっている（水平面に対する角度が大きい）部分を全周に亘って有することを意味する。したがって、ヘリコプタ 10 が任意の方向に所定の角度 A2（たとえば 15 度）以下傾いた状態で飛行し続けたとしても、燃料の全てが燃料保持部 60 から流出することではなく、燃料保持部 60 内に保持された燃料を燃料吸込口 72a から駆動源 36 に供給し続けることができる。
- [0058] 燃料ポンプ 52 のポンプ本体 70 は燃料タンク 48 内に設けられるので、燃料タンク 48 の周囲の部品点数を少なくできる。したがって、よりコンパクトなヘリコプタ 10 が得られる。
- [0059] 燃料保持部 60 は本体部 56 から外方かつ斜め下方に向かって延びる。したがって、燃料タンク 48 内に残る燃料が少ないときにヘリコプタ 10 が傾いた状態で飛行し続けても燃料を駆動源 36 に供給し続けるのに適切な位置に、燃料ポンプ 52 および燃料吸込口 72a を配置できる。
- [0060] 燃料ポンプ 52 は蓋部材 66 に設けられ、燃料ポンプ 52 および蓋部材 66 を同時に着脱できるため、燃料ポンプ 52 および燃料タンク 48 のメンテナンスが容易になる。
- [0061] ヘリコプタ 10 の飛行状態に拘わらず燃料ポンプ 52 が空気を吸い込むことを抑制できるため、駆動源 36 が燃料噴射装置 38 から燃料が供給されるエンジンであっても、エンジン空燃比の制御が安定した状態を維持できる。
- [0062] 本体部 56 の底部 56f は、燃料保持部 60 側に向かって下に傾斜するように形成されるので、本体部 56 内の燃料が燃料保持部 60 に向かって流れ

、燃料保持部 60 内に燃料が溜まり易くなる。

[0063] 液面検出センサ 76 は燃料吸込口 72 a と一体に設けられるので、燃料吸込口 72 a 周辺における燃料の残量を正確に検出できる。さらに、液面検出センサ 76 を取り付けするための部材を別途必要としないので、よりコンパクトで軽量のヘリコプタ 10 が得られる。

[0064] また、フィルタ 74 内においても燃料を保持できるので、燃料を燃料ポンプ 52 から駆動源 36 により確実に供給し続けることができる。

[0065] 上述の実施形態では、燃料保持部 60 が本体部 56 の左側から下方に突出する場合について説明したが、燃料保持部は本体部の右側から下方に突出してもよい。より具体的には、燃料保持部は本体部から右斜め下方に突出してもよい。また、燃料保持部の形状は、筒形状に限定されず、たとえば球状や錐状であってもよい。

[0066] 上述の実施形態では、1つの燃料保持部 60 が本体部 56 に設けられる場合について説明したが、燃料保持部の数は上述の例に限定されない。たとえば、本体部の右側および左側にそれぞれ燃料保持部が設けられてもよい。

[0067] 上述の実施形態では、燃料ポンプ 52 のポンプ本体 70 は、燃料タンク 48 内に設けられる場合について説明したが、これに限定されず、燃料タンク 48 の外に設けられてもよい。

[0068] 上述の実施形態では、駆動源 36 に燃料を供給する手段として、燃料噴射装置 38 を用いた場合について説明したが、これに限定されず、キャブレタを用いてもよい。

[0069] 上述の実施形態では、駆動源 36 としてエンジンを用いた場合について説明したが、駆動源はエンジンに限定されない。たとえば、駆動源としてモータおよび燃料電池を用いてもよい。この場合、燃料タンク 48 には、燃料電池に供給される燃料が貯留される。

[0070] 以上、この発明の好ましい実施形態について説明されたが、この発明の範囲および精神を逸脱しない限りにおいて種々の変更が可能であることは明らかである。この発明の範囲は、添付された請求の範囲のみによって限定され

る。

符号の説明

[0071]	1 0	無人ヘリコプタ
	2 0	テールロータ
	3 6	駆動源
	3 8	燃料噴射装置
	4 4	ドライブシャフト
	4 8	燃料タンク
	5 2	燃料ポンプ
	5 6	本体部
	5 6 f, 6 4	底部
	6 0	燃料保持部
	6 2	周壁部
	6 4 a	開口部
	6 6	蓋部材
	7 0	ポンプ本体
	7 2 a	燃料吸込口
	7 6	液面検出センサ
	A 1, A 2	角度
	B	仮想的な逆円錐
	B 1	母線
	B 2	円錐面
	C	交線

請求の範囲

- [請求項1] 駆動源と、
- 本体部および前記本体部よりも少なくとも下方に突出するように前記本体部に設けられる燃料保持部を含み、前記駆動源に供給する燃料を保持する燃料タンクと、
- 前記燃料保持部内に臨むように設けられる燃料吸込口を有する燃料ポンプとを備え、
- 前記燃料保持部は、前記本体部の左側または右側のいずれか一方から下方に突出する、無人ヘリコプタ。
- [請求項2] 前記燃料保持部は筒状に形成される、請求項1に記載の無人ヘリコプタ。
- [請求項3] 前記燃料保持部は、前記本体部から延びる周壁部と、前記周壁部の端部に設けられる底部とを含み、前記周壁部は、前記本体部側から前記底部側に向かって拡がるように形成される、請求項1または2に記載の無人ヘリコプタ。
- [請求項4] テールロータと、
- 前記駆動源からの駆動力を前記テールロータに与えるためのドライブシャフトとをさらに備え、
- 前記ドライブシャフトは前後方向に延び、
- 前記ドライブシャフトからみて、前記燃料保持部は、前記テールロータとは反対側に設けられる、請求項1から3のいずれかに記載の無人ヘリコプタ。
- [請求項5] 当該無人ヘリコプタが水平面上に着地している状態で、前記燃料保持部の一部が前記燃料タンクの最も下に位置している、請求項1から4のいずれかに記載の無人ヘリコプタ。
- [請求項6] 当該無人ヘリコプタが水平面上に着地している状態で、前記燃料ポンプの前記燃料吸込口に頂点が位置する仮想的な逆円錐を、前記逆円錐の母線と前記水平面とが所定の角度を有するように描いたとき、前

記燃料保持部と前記逆円錐の円錐面との交線は環状に形成される、請求項 1 から 5 のいずれかに記載の無人ヘリコプタ。

[請求項7] 前記燃料ポンプは、前記燃料タンク内に設けられるポンプ本体を含む、請求項 1 から 6 のいずれかに記載の無人ヘリコプタ。

[請求項8] 前記燃料保持部は前記本体部から左右方向の外側に向かって延びる、請求項 2 から 7 のいずれかに記載の無人ヘリコプタ。

[請求項9] 前記燃料保持部は、開口部と、前記開口部に設けられる蓋部材とをさらに含み、

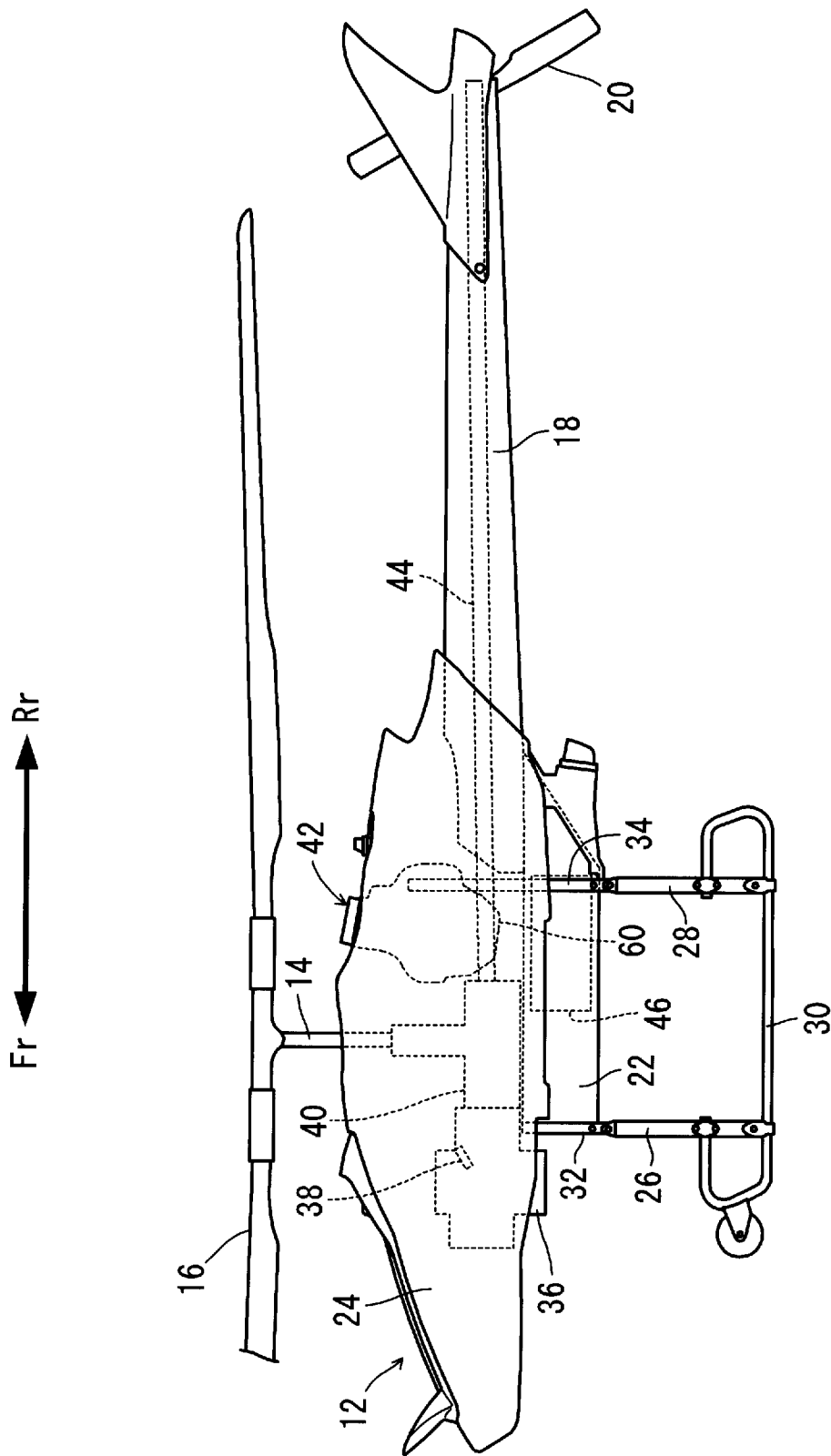
前記燃料ポンプは前記蓋部材に設けられる、請求項 1 から 8 のいずれかに記載の無人ヘリコプタ。

[請求項10] 前記駆動源がエンジンであり、前記エンジンに燃料を供給する燃料噴射装置をさらに備える、請求項 1 から 9 のいずれかに記載の無人ヘリコプタ。

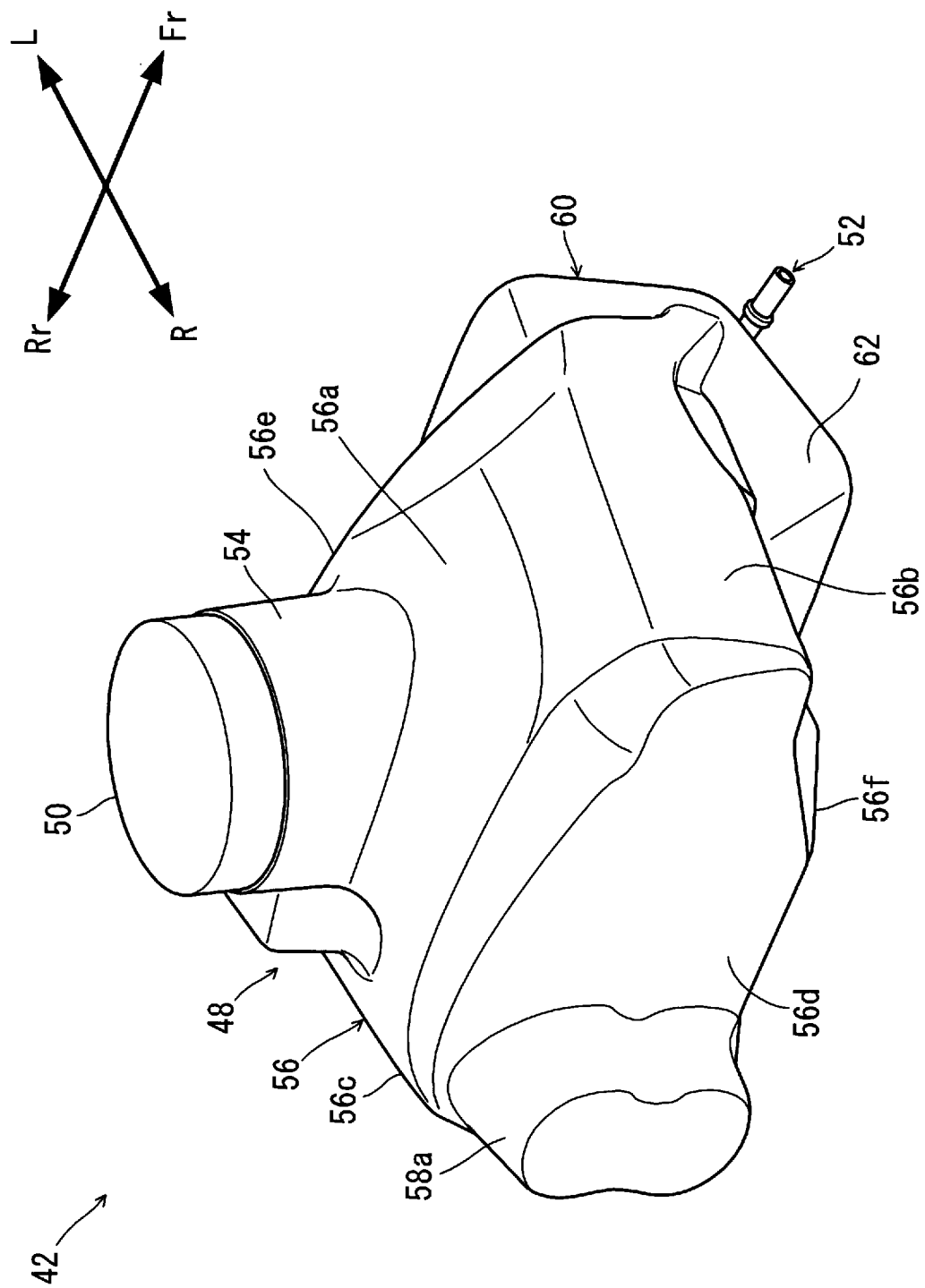
[請求項11] 前記本体部の底部は、前記燃料保持部側に向かって下に傾斜するように形成される、請求項 1 から 10 のいずれかに記載の無人ヘリコプタ。

[請求項12] 前記燃料タンク内の燃料の液面を検出するために前記燃料吸込口と一体に設けられる液面検出部をさらに備える、請求項 1 から 11 のいずれかに記載の無人ヘリコプタ。

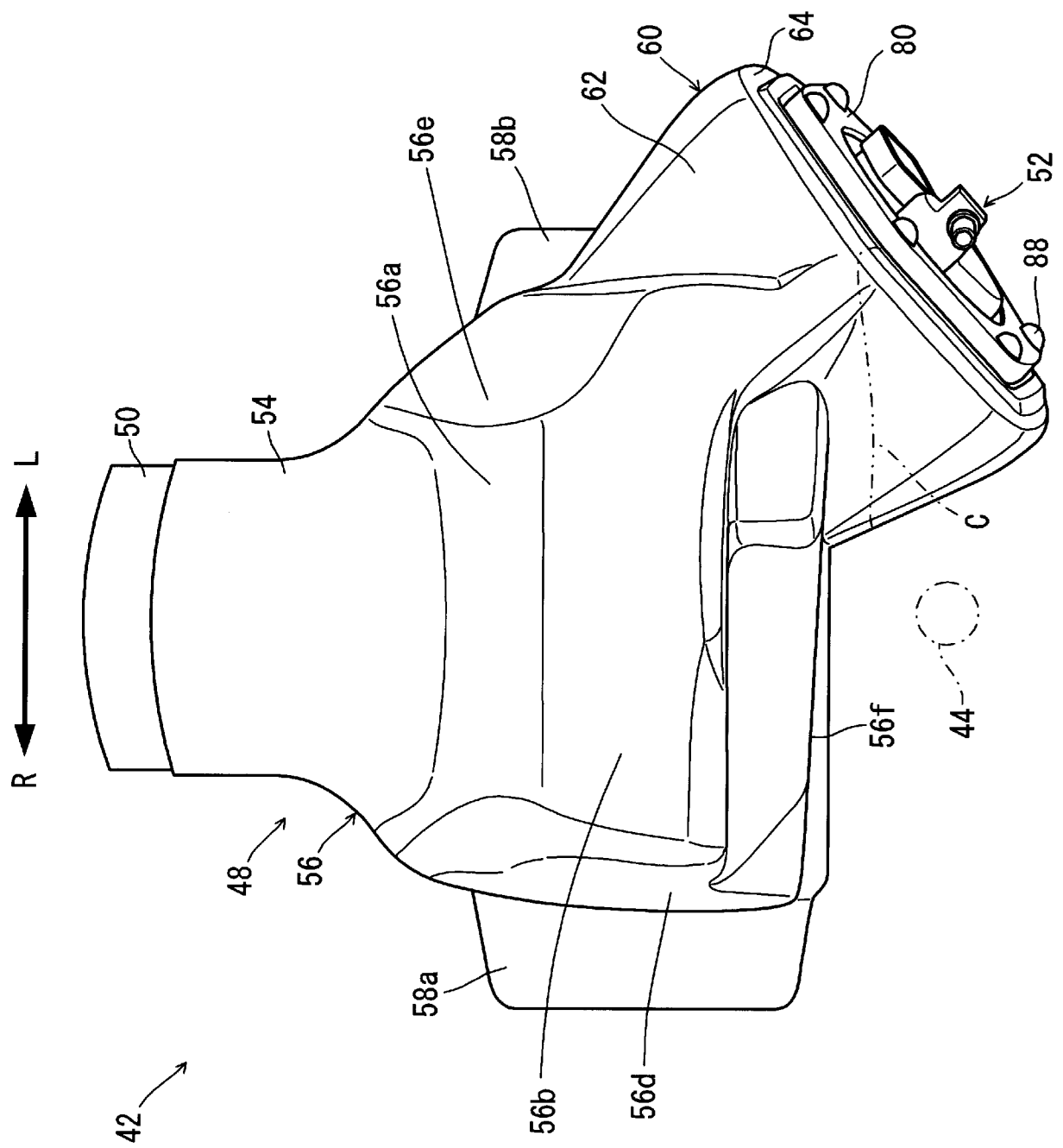
[図1]



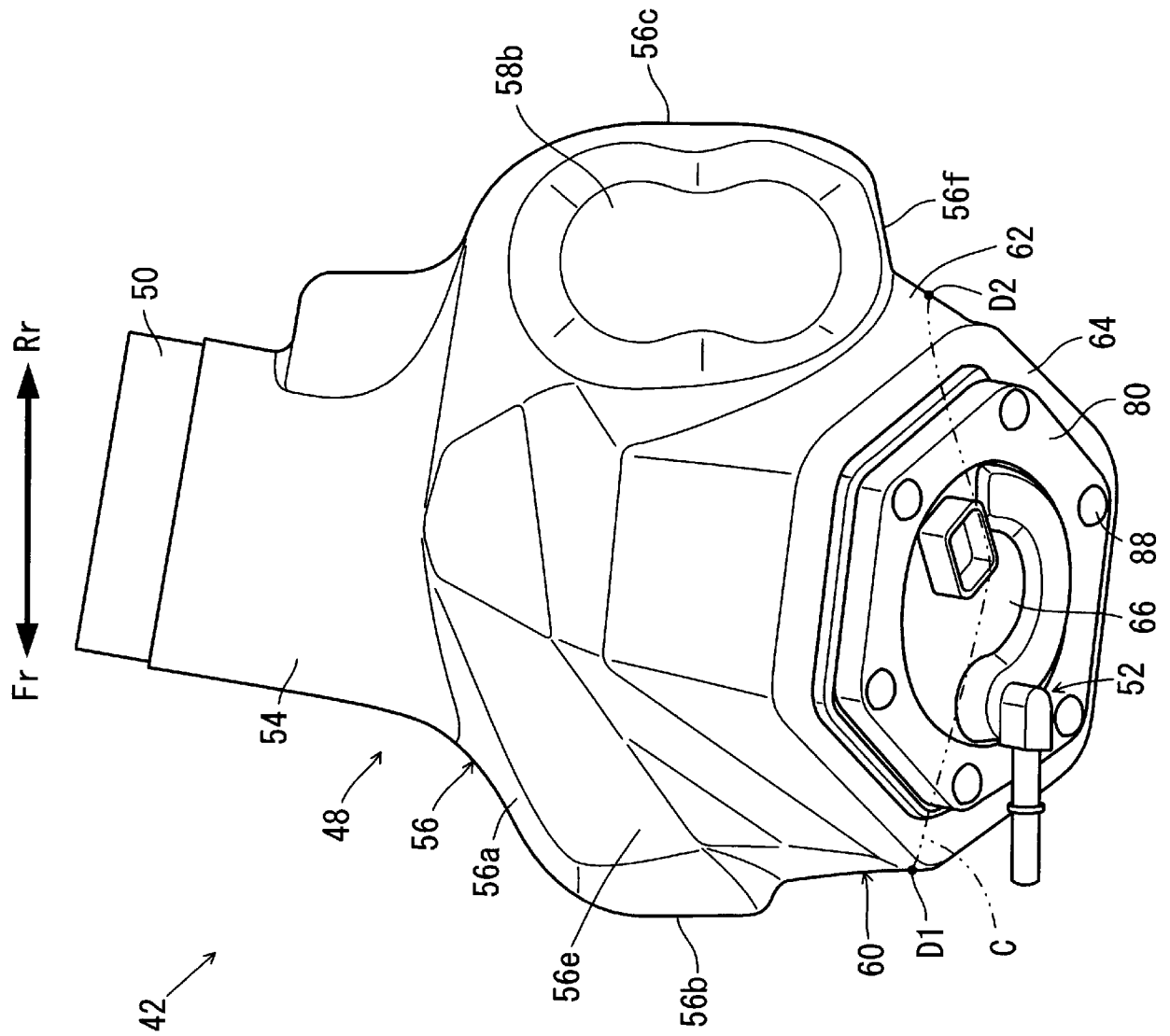
[図2]



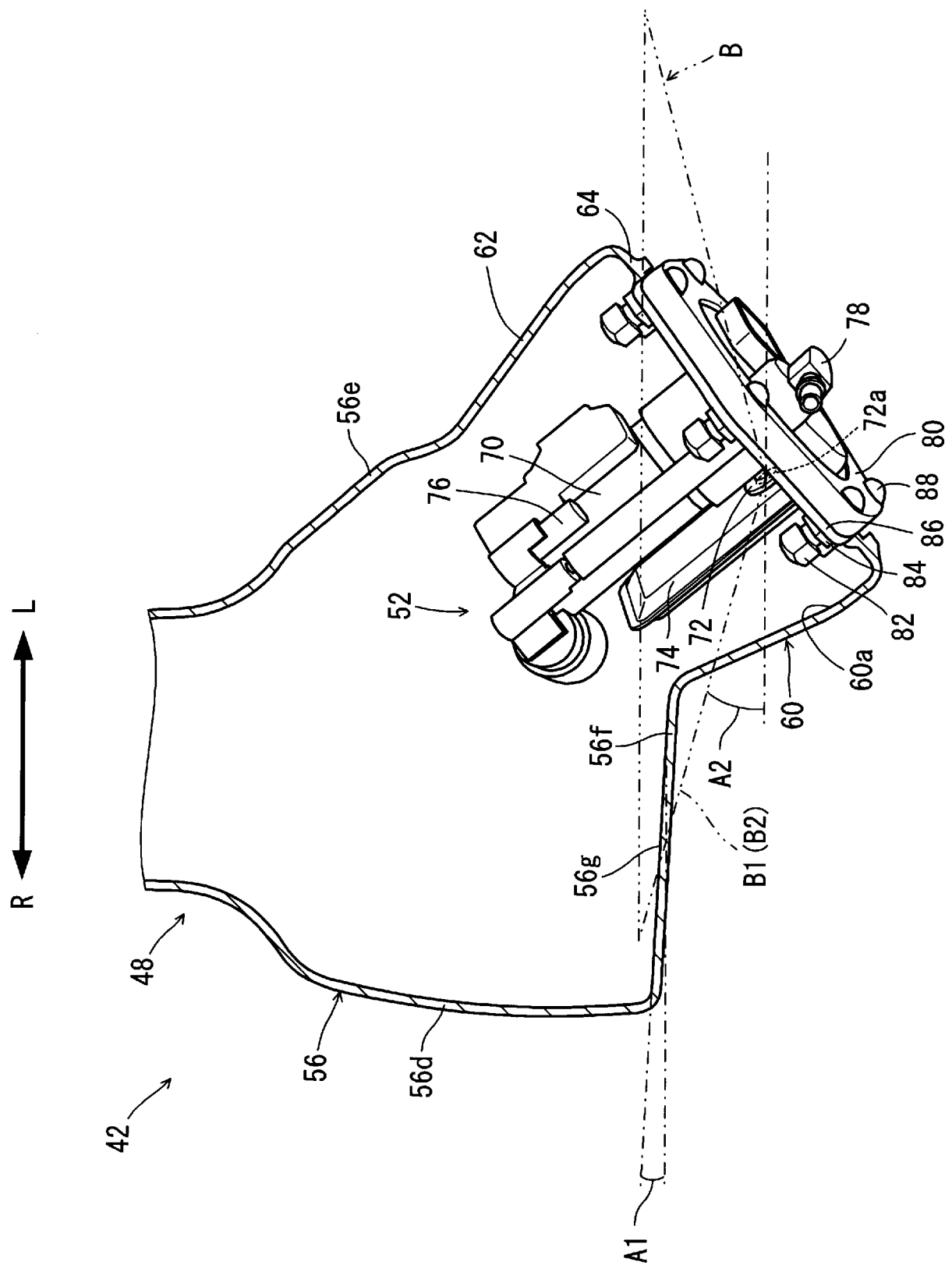
[図3]



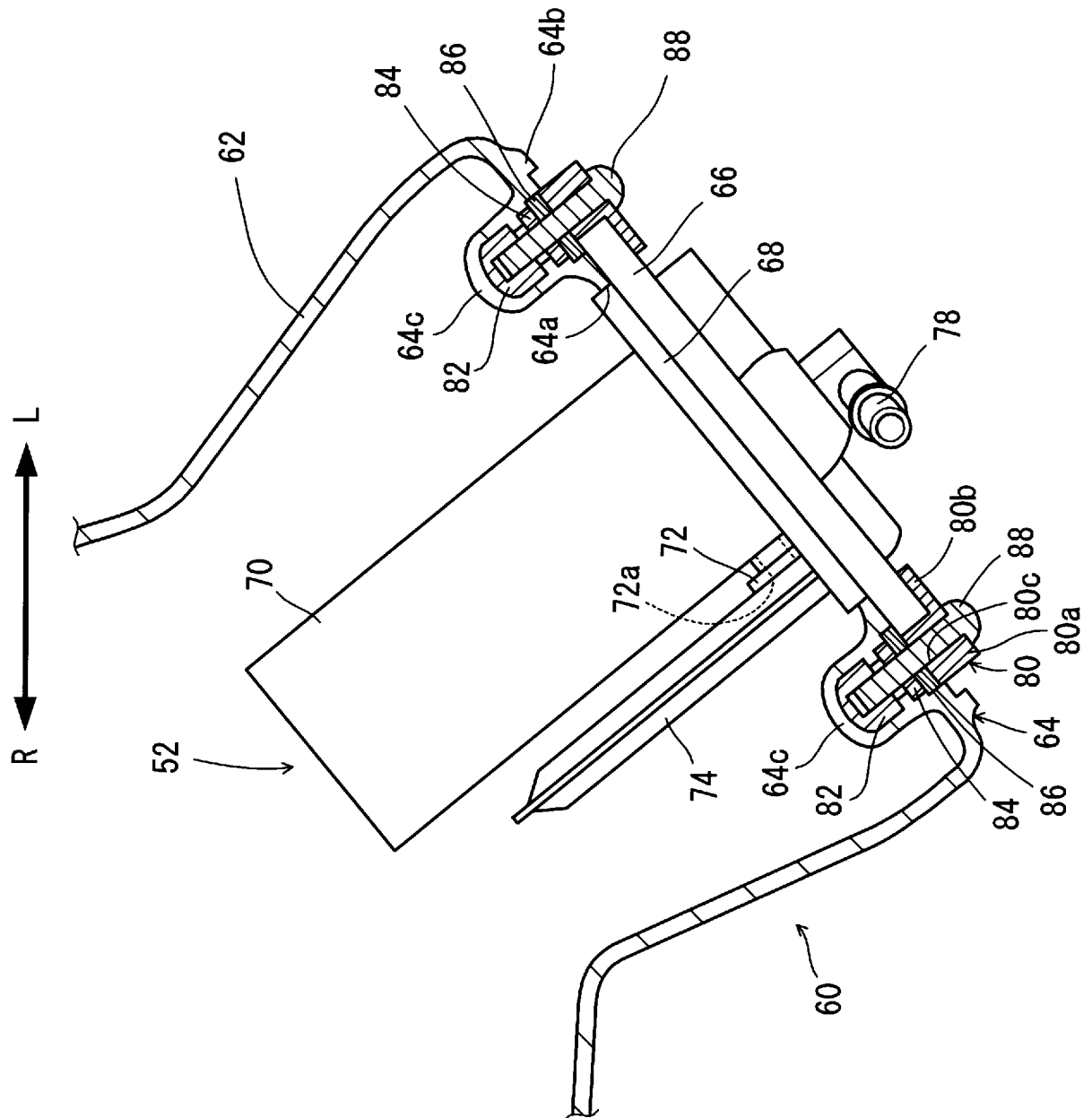
[図4]



[図6]



[図7]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2014/067029

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64D37/06(2006.01)i, B64C27/06(2006.01)i, B64C39/02(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)

B64D37/06, B64C27/06, 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.
Y	JP 9-110000 A (Yanmar Agricultural Equipment Co., Ltd.), 28 April 1997 (28.04.1997), paragraph [0005]; fig. 1, 4 (Family: none)	1-12
Y	GB 851428 A (UNITED AIRCRAFT CORP.), 19 October 1960 (19.10.1960), page 1, lines 45 to 48; page 1, line 63 to page 2, line 99; fig. 1 to 2 (Family: none)	1-12
Y	JP 2008-238903 A (Honda Motor Co., Ltd.), 09 October 2008 (09.10.2008), paragraphs [0002] to [0008], [0026] to [0049]; fig. 3 to 4 (Family: none)	2-3, 6, 8, 11

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

☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search
11 September, 2014 (11.09.14)

Date of mailing of the international search report
22 September, 2014 (22.09.14)

Name and mailing address of the ISA/
Japanese Patent Office

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2014/067029

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	US 4624425 A (Michael AUSTIN), 25 November 1986 (25.11.1986), column 10, lines 5 to 30; fig. 12 (Family: none)	8, 11
Y	US 2005/0178916 A1 (Mark E. HOWE), 18 August 2005 (18.08.2005), fig. 4 to 7 & US 6889940 B1 & US 2006/0214060 A1 & EP 1749164 A & EP 2532934 A1 & WO 2005/079205 A2 & ES 2456940 T	11
A	GB 573307 A (Bernard WILKINSON), 15 November 1945 (15.11.1945), page 3, lines 47 to 72 (Family: none)	1-12
A	JP 2010-116140 A (Honeywell International Inc.), 27 May 2010 (27.05.2010), paragraphs [0015], [0019]; fig. 1 to 2 & US 2010/0116827 A1 & EP 2186726 A2	1-12
A	JP 2-28075 A (Yamaha Motor Co., Ltd.), 30 January 1990 (30.01.1990), page 2, lower right column, line 18 to page 3, upper right column, line 16; fig. 2 to 4 (Family: none)	1-12
A	US 2013/0001364 A1 (Per-Erik CARDELL), 03 January 2013 (03.01.2013), paragraphs [0031] to [0032]; fig. 1 & EP 2507133 A & WO 2011/068443 A1	1-12
A	JP 9-507445 A (United Technologies Corp.), 29 July 1997 (29.07.1997), page 11, lines 1 to 5; fig. 2 & US 5371935 A & EP 735971 A & WO 1995/017336 A1	1-12
A	US 2013/0105628 A1 (Michael Sean BUSCHER), 02 May 2013 (02.05.2013), fig. 1 to 5 (Family: none)	1-12

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（I P C））

Int.Cl. B64D37/06(2006.01)i, B64C27/06(2006.01)i, B64C39/02(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（I P C））

Int.Cl. B64D37/06, B64C27/06, 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	1 9 2 2 - 1 9 9 6 年
日本国公開実用新案公報	1 9 7 1 - 2 0 1 4 年
日本国実用新案登録公報	1 9 9 6 - 2 0 1 4 年
日本国登録実用新案公報	1 9 9 4 - 2 0 1 4 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	JP 9-110000 A（ヤンマー農機株式会社）1997.04.28, 段落[0005], 図1, 4（ファミリーなし）	1-12
Y	GB 851428 A（UNITED AIRCRAFT CORPORATION）1960.10.19, 第1ページ第45-48行, 第1ページ第63行-第2ページ第99行, Fig.1-2（ファミリーなし）	1-12
Y	JP 2008-238903 A（本田技研工業株式会社）2008.10.09, 段落[0002]-[0008], [0026]-[0049], 図3-4（ファミリーなし）	2-3, 6, 8, 11

☒ C欄の続きにも文献が列挙されている。☐ パテントファミリーに関する別紙を参照。

* 引用文献のカテゴリー

「A」特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの

「E」国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの

「L」優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献（理由を付す）

「O」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献

「P」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願

の日の後に公表された文献

「T」国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と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

1 1 . 0 9 . 2 0 1 4

国際調査報告の発送日

2 2 . 0 9 . 2 0 1 4

国際調査機関の名称及びあて先

日本国特許庁（I S A / 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）

黒田 暁子

3 D

4 8 5 3

電話番号 0 3 - 3 5 8 1 - 1 1 0 1 内線 3 3 4 1

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
Y	US 4624425 A (Michael AUSTIN) 1986. 11. 25, コラム 10 第 5-30 行, Fig. 12 (ファミリーなし)	8, 11
Y	US 2005/0178916 A1 (Mark E. HOWE) 2005. 08. 18, Fig. 4-7 & US 6889940 B1 & US 2006/0214060 A1 & EP 1749164 A & EP 2532934 A1 & WO 2005/079205 A2 & ES 2456940 T	11
A	GB 573307 A (Bernard WILKINSON) 1945. 11. 15, 第 3 ページ第 47-72 行 (ファミリーなし)	1-12
A	JP 2010-116140 A (ハネウェル・インターナショナル・インコーポレーテッド) 2010. 05. 27, 段落[0015], [0019], 図 1-2 & US 2010/0116827 A1 & EP 2186726 A2	1-12
A	JP 2-28075 A (ヤマハ発動機株式会社) 1990. 01. 30, 第 2 ページ右下欄第 18 行-第 3 ページ右上欄第 16 行, 第 2-4 図 (ファミリーなし)	1-12
A	US 2013/0001364 A1 (Per-Erik CARDELL) 2013. 01. 03, [0031]-[0032], Fig. 1 & EP 2507133 A & WO 2011/068443 A1	1-12
A	JP 9-507445 A (ユナイテッド テクノロジーズ コーポレーション) 1997. 07. 29, 第 11 ページ第 1-5 行, 図 2 & US 5371935 A & EP 735971 A & WO 1995/017336 A1	1-12
A	US 2013/0105628 A1 (Michael Sean BUSCHER) 2013. 05. 02, Fig. 1-5 (ファミリーなし)	1-12