

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第3813992号
(P3813992)

(45) 発行日 平成18年8月23日(2006.8.23)

(24) 登録日 平成18年6月9日(2006.6.9)

(51) Int. Cl.	F I
B 6 4 C 27/08 (2006.01)	B 6 4 C 27/08
B 6 4 B 1/32 (2006.01)	B 6 4 B 1/32
B 6 4 C 39/02 (2006.01)	B 6 4 C 39/02

請求項の数 9 (全 8 頁)

(21) 出願番号 特願平10-528039
 (86) (22) 出願日 平成9年12月17日(1997.12.17)
 (65) 公表番号 特表2002-514149(P2002-514149A)
 (43) 公表日 平成14年5月14日(2002.5.14)
 (86) 国際出願番号 PCT/US1997/023921
 (87) 国際公開番号 W01998/026980
 (87) 国際公開日 平成10年6月25日(1998.6.25)
 審査請求日 平成16年5月21日(2004.5.21)
 (31) 優先権主張番号 60/032,383
 (32) 優先日 平成8年12月19日(1996.12.19)
 (33) 優先権主張国 米国(US)
 (31) 優先権主張番号 08/991,560
 (32) 優先日 平成9年12月16日(1997.12.16)
 (33) 優先権主張国 米国(US)

(73) 特許権者
 エアレオン・コーポレイション
 アメリカ合衆国 ニュー・ジャージー州
 08542 プリンストン、ナッソー・ストリート 20
 (74) 代理人
 弁理士 木下 洋平
 (74) 代理人
 弁理士 小越 勇
 (72) 発明者
 リッサー、ジェイムズ・イー
 アメリカ合衆国 ニュー・ジャージー州
 08550 プリンストン・ジャンクショ
 ン、ピー・オー・ボックス 631

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ホバリング飛行体

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

垂直軸の周りを回転可能な翼の羽根構造を具えたホバリング飛行体であって、前記羽根構造が上方の羽根(30、32、34)のセットと下方の羽根(36、38)のセットからなり、そのすべてが可変揚力を有し、前記各羽根が翼根及び先端を有し、前記羽根構造が回転する際、前記翼根及び先端が前記垂直軸の周りを実質的に水平な円状に動くようになっており、前記各羽根の翼根が先端よりも前記垂直軸に近くにあり、前記上方の羽根が前記下方の羽根に向かって翼根から先端に向けて収束しており、かくして、前記上方と下方羽根の翼根の間の垂直間隔が前記上方と下方羽根の先端の間の垂直間隔よりも大きい、ホバリング飛行体。

【請求項2】

垂直軸の周りを回転可能な翼の羽根構造を具えたホバリング飛行体であって、前記羽根構造が上方の羽根(30、32、34)のセットと下方の羽根(36、38)のセットからなり、そのすべてが可変揚力を有し、前記上方の羽根が前記下方の羽根に向かって翼根から先端に向けて収束しており、且つ、各上方の羽根を下方の羽根と連結するための相互連結手段(84)を具え、前記相互連結手段が相互連結させる上方と下方の羽根の先端から前記垂直軸に向かって内側に間隔をおいた位置にある、ホバリング飛行体。

【請求項3】

前記相互連結手段(84)が、干渉の影響を減少させるように、連結する上方と下方の羽根の先端を互いに十分な間隔を置くように維持する、請求項2のホバリング飛行体。

【請求項４】

羽根の上方と下方のセットの間に位置し空気より軽いガスを含むセル（２８）を具えた、請求項１のホバリング飛行体。

【請求項５】

垂直軸に沿って延びる支持部（４０）と、各々が前記垂直軸から外側に向かって延び前記支持に接続されている、上方の羽根（３０、３２、３４）のセットと同様に各々が前記垂直軸から外側に向かって延び前記支持に接続されている、下方の羽根（３６、３８）のセットからなり、前記上方と下方のセットのすべての羽根が可変揚力を有する、前記垂直軸の周りを回転可能な翼の羽根構造と、下方の羽根に向かって翼根から先端に向けて収束する上方の羽根とを具えた、ホバリング飛行体。

10

【請求項６】

各上方の羽根を下方の羽根と接合させるための相互連結手段（８４）を具え、前記相互連結手段が相互連結させる上方と下方の羽根の先端から前記垂直軸に向かって内側に間隔をおいた位置にある、請求項５のホバリング飛行体。

【請求項７】

各上方の羽根を下方の羽根と接合させるための相互連結手段（８４）を具え、前記相互連結手段が相互連結させる上方と下方の羽根の先端から前記垂直軸に向かって内側に間隔をおいた位置にあり、相互結合させる上方と下方の羽根の先端を干渉の影響を減少させるのに十分な間隔を互いにおくように維持する、請求項５のホバリング飛行体。

【請求項８】

羽根の上方と下方のセットの間に位置し空気より軽いガスを含むセル（２８）を具えた、請求項５のホバリング飛行体。

20

【請求項９】

前記上方のセットの羽根（３０、３２、３４）がドループ形の羽根であり、前記下方のセットの羽根（３６、３８）が円錐形の羽根であって、前記上方と下方の羽根のセットの間に空気より軽いガスを含むセル（２８）を具え、前記上方のセットの羽根がガスを含むセルの最上の高さより下に位置する先端を有し、前記下方のセットの羽根がガスを含むセルの最低の高さより上に位置する先端を有する、請求項５のホバリング飛行体。

【発明の詳細な説明】**技術分野**

本発明は、空中停止（ホバリング：hovering）能力を有する特殊飛行体に関し、特に、全体として垂直な軸の周りの翼の回転によって、少なくとも、揚力の一部を得る飛行体に関する。

30

背景技術

空中伐採搬出業のための半浮揚性複合飛行体(semi-buoyant composite air-craft)は、米国特許第5,082,205号で説明されている。半浮揚性飛行体は、プロペラを担持する回転可能なフレームによって囲まれた大きな回転しない気球と、調整可能な水平及び垂直の翼とからなる。浮力のない空輪(non-buoyant air-borne)の定位置維持光学的観測プラットフォーム(SK00P)もまた、有効な空中停止と正確な定位置維持（空中静止）の能力を有する飛行体として提案されている。SK00Pは、正確な位置保持能力をもたらすように水平面に

40

おける直接的な力のコントロールのため、従来のヘリコプタタイプの主ロータを、各主ロータブレードの先端に取付けられた垂直翼面と組合わせているが、これは従来のヘリコプタによっては容易に達成されないことである。

発明の開示

本発明は、２つの主ロータ、好適には、径方向の位置でつながれ、一方が他方の上に位置し、一方が円錐形で他方がドループ形のものを組み合わせた飛行体によって前述の問題を解決する。この形状は、ヘリコプタにあるような大きな縦揺れ(pitch)や横揺れ(roll)の

50

姿勢の変化を伴うことなく、効率の良い直接的な水平及び垂直の力コントロールを具えた空中停止する(hovering)飛行体を提供するものである。

【図面の簡単な説明】

図1は、本発明のホバリング飛行体の上面図。

図2は、図1の部分的正面図。

図3から8は、飛行体の作動の説明図。

図9は、本発明の半浮揚性飛行体の斜視図。

発明を実施する最良の形態

便宜上、本発明は、「ベクトロータ(VectoRotor)」という用語によって、呼ばれるであろう。ベクトロータは、2通りに視覚化されることができる。

第1に、それは、各々円錐形又はドループ形の位置で固定された羽根(ブレード)を具えた2つのヘリコプタのロータとして見られる。円錐形(coned)又はドループ形(drooped)は、すべての羽根がその先端において、翼の根元の上(円錐形)、又は根元の下(ドループ形)に、等しい寸法だけ位置付けられている状態を意味している。2つのロータは、回転軸から径方向に間隔をおいた位置で上方と下方の羽根が結合され、一方が他方の上にある。従来のヘリコプタのロータに関する概念によれば、上方と下方のロータ用に羽根の数が同じであるべきであることを除いては、特定の数の羽根を必要としない。代替的に、ベクトロータは、羽根の対(ペア)からなると見てもよい。各羽根の対は、半径方向の位置で結合され、垂直に互いの上に置かれ、各々が或る円錐又はドループ角を有する、上方と下方の羽根からなる。ベクトロータは、少なくとも2つの、好適には、3つの羽根の対からなる。

図1と2は、回転のために中央垂直支持部16の周りに置かれた、3対の羽根10、12、14を有する飛行体を示し、これは、ここに引用することによって、一体化したものとする米国特許第5,082,205号の場合と同様に、操縦室(図示せず。)に取付けられることができる。

羽根の対10は、羽根の先端から胴体中心寄りではなく、中央支持部から半径方向に間隔をおいた位置において羽根の間に支柱26に置かれたモータ24上のスラスト(推力)を産み出すプロペラ22を有する、上方の羽根18と下方の羽根20からなる。その他の羽根の対は、各々同様のプロペラを有する。

元々の概念においては、ベクトロータは、図3にあるとおり、上方と下方の羽根が先端で結合されており、水平軸の周りに対称である。下方の羽根は、角 β_L によって円錐形であり、上方の羽根は、羽根がドループ形であるため、反対側である、角 β_U によってドループ形である。図3において、角 $\beta_U = -\text{角}\beta_L$ であり、羽根は先端で結合され、互いに上下の位置にある。しかしながら、これら3つの条件のどれ1つも、水平面においてベクトロータが直接的な力を産み出すために必須ではない。事実、これら3つの点での変更は、性能や構造的な設計について利点をもたらすことが可能である。これらの変更は下記で検討される。

すべての羽根は、例えば、羽根のピッチ調整によって、或いは、羽根に調整可能なコントロール面を取込むことによって、達成されることができ調整可能な揚力を有する。従来のヘリコプタと同様に、サイクリック・コレクティブコントロール(cyclic and collective control)が、横揺れ(roll)と縦揺れ(pitch)のモーメントとともに、垂直及び水平の推力をコントロールするために具えられる。

羽根の翼の形と平面形状の仕様は、従来のヘリコプタのロータと同様に、設計上変更可能なものである。動力装置は、図1と2に示されているとおり、先端で駆動されたり、従来のヘリコプタと同様に回転しない支持からから駆動されることが可能である。特に後者の形には、ヘリコプタの尾部回転翼のような反トルク装置が必要とされる。羽根は、この結合によって影響される構造的な三角形化(triangulation)によってもたらされる支柱の利点を利用しながら、先端の胴体中心寄りに径方向の位置で結合されることが可能である。図4は、各羽根の正味の空気力学的な力を表す矢印が示されたベクトロータの断面概略図である。点線の矢印は、ゼロ正味の横方向の力とゼロ正味の横揺れモーメントと釣合いを

10

20

30

40

50

とった場合を示す。実線の矢印は、ゼロ正味の横揺れモーメントと釣合いをとった場合と同様に、同じ正味垂直推力を維持しながら、右方向に正味の力を産み出すために調整された力を示す。トリムの場合では、上方と下方の回転翼に関する力のベクトルは、等しく示されている。実際には、性能を最大限利用しながら、必要とされる推力を産み出すためにこれらの力を分配するように、上方と下方のロータ間の差動(differential)コレクティブピッチが利用されるであろう。

図5は、 $x - y$ の平面において、 F_U と F_L が正味の空気力学的な力であり、 r_U と r_L が羽根の空気力学的中心の径方向の位置であり、 h_U と h_L が羽根の空気力学的中心の垂直方向の位置である、羽根の一对(図3の半分)の背面図である。 β_U と h_U のいずれも負の値を有する。垂直方向の力、横方向の力及び横揺れモーメントの平衡状態は、

$$\begin{aligned} \text{垂直方向の力} &= (F_U \cos \beta_U + F_L \cos \beta_L) \\ \text{横方向の力} &= - (F_U \sin \beta_U + F_L \sin \beta_L) \\ \text{横揺れモーメント} &= (F_U h_U \sin \beta_U + F_L h_L \sin \beta_L) \\ &\quad - (F_U r_U \cos \beta_U + F_L r_L \cos \beta_L) \end{aligned}$$

であり、垂直力は上方に正であり、横方向の力は右に正であり、横揺れモーメントは、右の先端が下方方向に動くのが正である。

$\beta_U = -\beta_L$ であり、 $h_U = -h_L$ であり、 $r_U = r_L$ である場合には、これらの平衡状態は下記のようになる：

$$\begin{aligned} \text{垂直方向の力} &= (F_U + F_L) \cos \beta_L \\ \text{横方向の力} &= - (F_U + F_L) \sin \beta_L \\ \text{横揺れモーメント} &= (F_U + F_L) h_L \sin \beta_L \\ &\quad - (F_U + F_L) r_L \cos \beta_L \end{aligned}$$

この場合には、 F_U と F_L についての同等又は反対の変化は、垂直の力又は横揺れモーメントを変えることなく、横方向の力についての変化を生ぜしめる。側面から回転翼を見る時、縦揺れのモーメント又は垂直の力を変えることなく、前方又は後方の力を産み出すことに関して、同様な議論がなされてもよい。このようにして、水平方向において直接的な力のコントロールが達成される。

図1から5では、上方の羽根が下方の羽根が円錐形であるのと等しい値でドループ形である。しかしながら、これは、必要条件ではなく、角 β_U と β_L は、直接的な力コントロールの必要条件、性能、及び、構造的な要件に応じて、別々に変えられることが可能である。

図6、7、及び、8は、3つの可能な代替的な配置を示す概略図である。図6では、下方の羽根が円錐形でない($\beta_L = 0^\circ$)。図7では、上方の羽根がドループ形でない($\beta_U = 0^\circ$)。図8では、両方の羽根が円錐形である(β_U と β_L は、両方とも正であり、同等でない)。

β_U と β_L を選ぶ場合の1つの要件は、構造的な設計である。円錐形の回転翼の羽根の場合、空気力学的な力によるフラッピングモーメントは、遠心力によるフラッピングモーメントをオフセットするように機能し、構造的な必要条件を容易にする。この反対のことがドループ形の羽根においては真実である。それ故、この点に関して、図7と8に似た形は、図6と同様の形とは異なる利点を有するであろう。

図3で示されているとおり、羽根が先端で接合しているベクトロータの形を有する飛行体の前方への飛行において、翼幅方向の流れは、好ましくない空気力学的な影響を及ぼすであろう。翼根における適切で垂直な間隔によって、羽根の先端は、図1に示されているとおり、間隔をおかれることが可能である。これは、例えば、垂直な支柱によって、回転動力を増大させ、付加的な構造上の剛性を必要とすることになる。しかしながら、この付加的な構造を具えてもなお、ベクトロータは、公知の代替的な形状よりかなり低い回転動力でよい。

ベクトロータの上方の羽根は、下方の羽根の直上に位置させる必要はない。その代わりとして、いくつかの性能の利点が複葉機の上方及び下方の翼の食違い配置(stagger)に類似した方法で、上方と下方の羽根の首部と尾部に間隔をおいたベクトロータを組立てることによって実現されるであろう。これは、羽根の根元で方位角を食違わせられた、上方と下

10

20

30

40

50

方の羽根の組合せを必要とする。

この空中停止する飛行体の半浮揚性ヴァージョンにおいて、図9において、図示されているとおり、ロータの構造は、図1と2のそれと似ている。しかしながら、ロータの回転による揚力は、中央に置かれ、ヘリウムが充満された大きなセル28の浮力によって増大せられる。

ロータの構造は、上方の羽根、30、32、34のセットと、2つは36と38として見られる下方の羽根のセットからなる。これらの羽根は、ヘリウムのセル28を通して延びる、大きな垂直マスト40によって支えられている。羽根の上方と下方のセットは、マストの周りに回転できるように、マストのベアリングに取付けられることが可能である。代替的に、羽根は、マストに固定されることが可能であり、全体のマストは、ヘリウムのセルを通る垂直の経路において回転可能である。後者の場合、垂直経路のスラストベアリング（図示せず。）が、マスト40上のヘリウムセルによって、発揮される垂直方向の力を支え、逆もまた同じである。

コントロールキャビン42は、マスト40の下方の端に置かれる。羽根のアセンブリーがマストに対して回転し、コントロールキャビンがマストに固定されている場合、逆回転の推力をもたらす回転翼（図示せず。）、或いは、米国特許第5,082,205号において説明されている反トルクモータのような、別の適切な反トルク装置が、マストやコントロールキャビンやヘリウムセルが羽根とともに回転しないように具えられてもよい。全体のマストが回転する場合、コントロールキャビンとヘリウムセルが回転しないように、同様のものが具えられる。このコントロールキャビンには、積荷巻揚げ装置が具えられてもよい。

羽根は、44、46、48、50、及び52で図示されている支柱を介してマスト40に接続され、これらの支柱は、ケーブル54、56、58、60、62、及び64によって固定される。例えば、符号66や68の付加的な支柱は、互いに固定された関係に上方のセットの羽根を保持するために、或いは、互いに固定された関係に下方のセットの羽根を保持するために、使用されたケーブルを支えるように具えられる。例えば、ケーブル70と72は、支柱66の先端からエンジン74と76まで延び、ケーブル78と80は、支柱66の先端から支柱44と48の外側の端まで延びる。

羽根のピッチアクチュエータ82は、羽根38とエンジン支持84の間に接続される。羽根38は、アクチュエータ82に羽根のアタック角を調整させる、ベアリング86を介してエンジン支持部84に接続される。その他の羽根も、同様の羽根ピッチアクチュエータを有する。これらのアクチュエータは、垂直揚力、ピッチ、及び横揺れのコントロールのため、また、求められる如何なる方向にもおける飛行体の推進のため、羽根のサイクリック及びコレクティブピッチの両方を維持し、コントロールするように利用される。別個のアクチュエータは、飛行体の総積載重量の、第1ではない(non-first)ハーモニック成分を減少させるといった方法でコントロールされることが可能であり、それによって、飛行体の振動を減少させる。

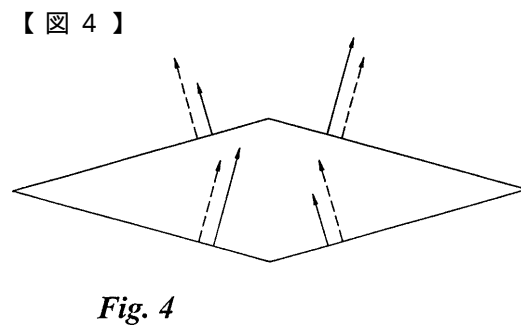
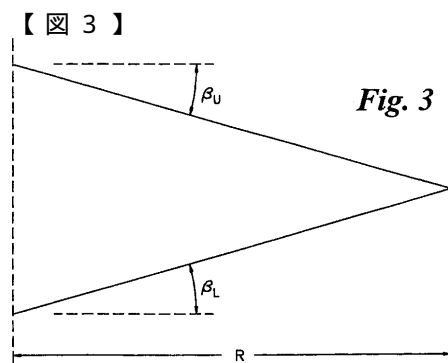
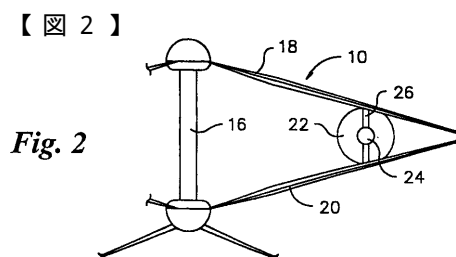
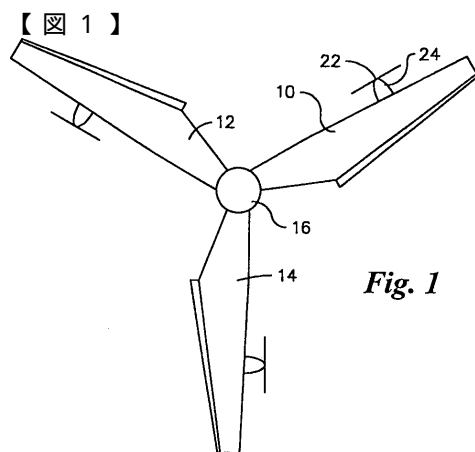
燃料は、中央に置かれた燃料タンクから羽根を通してエンジンに運ばれてもよい。代替的に、モータは、中央に置かれた発電機やポンプから電力や流体動力を受ける、電気モータ、或いは、流体モータであることが可能である。

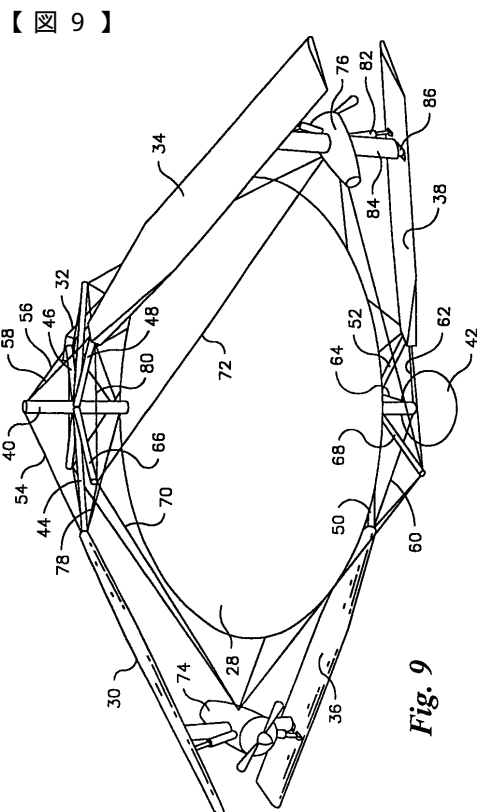
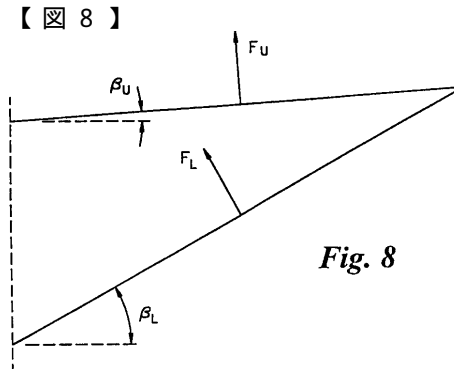
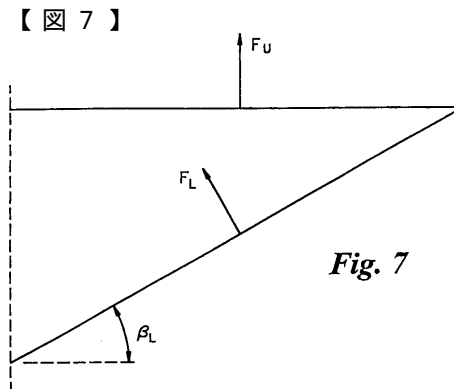
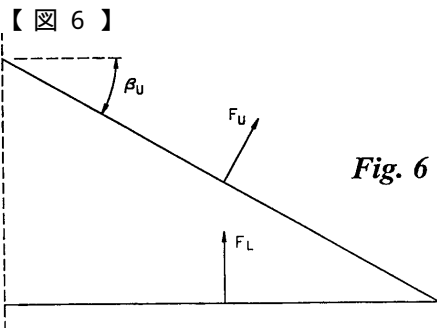
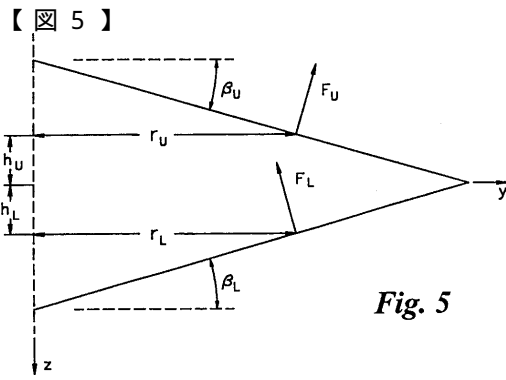
図9の飛行体は、羽根の回転によって産み出される空気力学的な揚力がヘリウムセルの浮力によって増大されることを除いて、図1と2の飛行体と同じ原理で運転される。浮力は、有効搭載量を増大させ、燃料コストを減少させる。さらに、この浮力は、飛行体が地上に在る間、回転翼構造のための支持をもたらす。

下方の羽根の円錐形セットと上方の羽根のドループ形セットからなるロータ構造は、それ自体を支え、特に、浮力のあるガスのセルとともに使用されるとよい。上方セットの羽根は、ガスを入れたセルの最上部の高さより下に置かれる先端を有することが可能であり、下方セットの羽根は、ガスを入れたセルの最下部の高さより上に置かれる先端を有することが可能である。大きなガスのセルは、回転の妨げになることなく、また、空気力学的な性能を重大に損なうことなく、羽根の上方及び下方のセットの間に位置することができる。

産業上の利用可能性

本発明は、空中観測や材木搬出作業やその他の用途において有効である。





フロントページの続き

(72)発明者 ブットマン、ウィリアム・エフ
アメリカ合衆国 ニューヨーク州 10304 スタッテン・アイランド、ドンガン・ヒルズ、イ
ースト・ループ・ロード 28

審査官 三澤 哲也

(56)参考文献 実開昭61-183800(JP, U)
特開平10-118346(JP, A)
実開昭57-017900(JP, U)
米国特許第3976265(US, A)
米国特許第5082205(US, A)
米国特許第2389798(US, A)
米国特許第2717131(US, A)
米国特許第4482110(US, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64C 27/08

B64B 1/32

B64C 39/02