(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
2015 年 12 月 17 日(17.12.2015)

WIPO | PCT

(10) 国際公開番号
WO 2015/190124 A1

(51) 国際特許分類:
B64C 3/48 (2006.01) *B64C 9/14* (2006.01)

(21) 国際出願番号: PCT/JP2015/053078

(22) 国際出願日: 2015 年 2 月 4 日(04.02.2015)

(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 2014-122339 2014 年 6 月 13 日(13.06.2014) JP

(71) 出願人: 独立行政法人宇宙航空研究開発機構(JAPAN AEROSPACE EXPLORATION AGENCY) [JP/JP]; 〒1828522 東京都調布市深大寺東町七丁目４４番地１ Tokyo (JP).

(72) 発明者: 牧 緑(MAKI Midori); 〒1828522 東京都調布市深大寺東町７－４４－１ 独立行政法人宇宙航空研究開発機構内 Tokyo (JP). 平林 大輔(HIRABAYASHI Daisuke); 〒1828522 東京都調布市深大寺東町７－４４－１ 独立行政法人宇宙航空研究開発機構内 Tokyo (JP).

(74) 代理人: 大城 重信, 外(OSHIRO Shigenobu et al.); 〒1050003 東京都港区西新橋１－８－４虎ノ門・米山ビル２階 Tokyo (JP).

(81) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, 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.

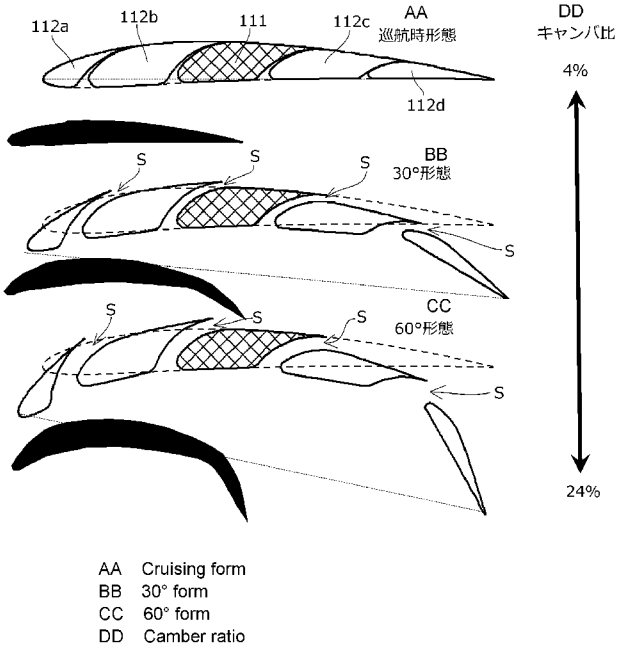
(84) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, 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)）

(54) **Title**: MORPHING WING

(54) 発明の名称 : モーフィング翼



(57) **Abstract**: Provided is a morphing wing capable of greatly deforming the wing as a whole through a lightweight and simple mechanism without accompanying increases in structural complexity and size, thereby achieving a high wing area increasing effect and a high camber ratio increasing effect. A morphing wing (100) comprises a blade row of a plurality of blade elements divided in a chord direction, and is provided with a drive mechanism (120) for modifying the relative positions of the plurality of blade elements, wherein the plurality of blade elements include one center blade element (111) and one or more movable blade elements (112) disposed forward and rearward, respectively, of the center blade element, and the drive mechanism (120) is configured to enable modification of the relative positions of the adjacent blade elements.

(57) 要約: 構造を複雑化、大型化することなく、軽量で単純な機構で翼全体を大きく変形することができ、翼面積増大効果やキャンバ比増効果に優れたモーフィング翼を提供すること。 翼１００が翼弦方向の複数の翼素に分割して翼列化され、複数の翼素の相対位置を変更する駆動機構１２０を備えたモーフィング翼であって、複数の翼素が、１枚の中央翼素１１１と前方及び後方にそれぞれ１枚以上配置された可動翼素１１２とを有し、駆動機構１２０が、隣接する翼素の相対位置を変更可能とするように構成されていること。

WO 2015/190124 A1

明　細　書

発明の名称 ： モーフィング翼

技術分野

[0001] 本発明は、流体中で揚力を発生させるための翼型を、通常用いられる固定翼ではなく、全体又は一部領域が翼弦方向の複数の翼素に分割して翼列化され、複数の翼素の相対的な位置関係を変更する駆動機構を備え、適時制御することにより、揚力/抗力・ローリングモーメントなどを自在に変化させるモーフィング翼に関し、航空機用をはじめ、垂直軸風車、船舶搭載型大型硬翼などの翼変形などに適用されるモーフィング翼に関する。

背景技術

[0002] 一般的に、航空機の翼型は、一様流中で最小抗力で効率よく揚力を発生するよう設計されており、流れに対する翼姿勢角（迎角）が一定範囲内に収まっていれば望ましい空力特性が保証される。

しかしながら、迎角がその範囲を逸脱すると流れの剥離が始まり、急速に揚力が低下、同時に抗力が急増し、この空力特性劣化に伴い、飛行制御は著しく困難となり、きりもみなど異常姿勢に入り、場合によっては回復不能となる。

そこで、翼形を変化させるモーフィング翼に関して、特に航空機分野において数多く提案されてきた（例えば、非特許文献１、２等参照。）。

翼に変形自由度（ねじり、反り、平面形状の変化など）を与え、原理的に多様な飛行条件とミッション要求に対応するものである。

[0003] また、航空機の低速時の揚力増大のために、中央母翼（揚力発生の主領域）に加えて、前縁スラット、後縁フラップを追加し、翼面積増大効果、キャンバ比増効果を狙う方法が公知である。

これらのものでは、スラットとフラップの形態（スロット有無、フラップ枚数など）、駆動方式は多岐にわたる（例えば、非特許文献３等参照。）。

また、翼表面へアクティブあるいはパッシブに運動エネルギーを供給する

ことにより剥離を遅らせる方法が提案されている。

特に、主翼後縁のフラップの上面あるいは下面からの高圧ジェット噴射、翼表面強制振動など擾乱付加、渦発生装置取り付け、最近ではこれら機能のマイクロアクチュエータによる実現法が提案されている（例えば、非特許文献４等参照。）。

先行技術文献

非特許文献

[0004] 非特許文献1：玉山、モーフィングに関する動向、ながれ　２８　ｐｐ．２７７－２８４　（２００９）

非特許文献2：Ｂａｒｂａｒｉｎｏ　ｅｔ　ａｌ．，　”Ａ　Ｒｅｖｉｅｗ　ｏｆ　Ｍｏｒｐｈｉｎｇ　Ａｉｒｃｒａｆｔ”，　Ｊｏｕｒｎａｌ　ｏｆ　Ｍａｔｅｒｉａｌ　Ｓｙｓｔｅｍｓ　ａｎｄ　Ｓｔｒｕｃｔｕｒｅｓ，　Ｖｏｌ．　２２　Ｊｕｎｅ　（２０１１）

非特許文献3：最適化技術を応用した高揚力装置の設計技術開発、革新航空機技術に関する調査研究：成果報告書　Ｎｏ．２２１５

非特許文献4：マイクロアクチュエータを用いた乱流制御、剥離制御技術の研究、革新航空機技術に関する調査研究：成果報告書　Ｎｏ．１１０３

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0005] 一般的な航空機は翼形態が固定されているために、乱気流遭遇により容易に失速に陥り、特に離着陸時の低速領域では復航が不可能となり、特に小型軽量の低翼面荷重低速機において顕著である。

例えば、航空機が悪天候下や山間部、あるいは離着陸時の乱気流に遭遇した時の安全性は喫緊に解決すべき課題と広く認識されているが、特に小型軽量飛行機は、エアラインが運航する大型旅客機に比べて、翼面荷重が一桁小さいため耐乱気流性能が著しく不足しており、より安全性の向上が求められている。

通常、固定翼航空機の着陸においては、フラップなどの高揚力デバイスを用いても経路角３～５°のアプローチとなるため、滑走路周辺は障害物のない十分広い空域が必要になる。

[0006] また、風向風速によっては横風制限により滑走路方向への安全なアプローチが困難な場合もあり、さらに、エンジン停止など緊急時を想定した場合も含め、滑走路以外に着陸可能エリアがないことは、搭乗者、機体の安全のみならず、対地安全の観点からも問題がある。

日本のように国土が狭くその７０％を山間部が占める地理的環境においては、小型軽量飛行機の市場は非常に小さいため、周辺に障害物のない航空機専用離発着場を数多く整備・維持することはコスト的に成立しない。

逆に、小型軽量飛行機用インフラが整備されないことが小型軽量飛行機の産業活性化、無人機利用拡大の阻害要因となっている。

これらの課題は、前述したような公知のモーフィング翼、スラットとフラップを備えた翼、翼表面への運動エネルギーを供給する翼等を適用しても、充分に解決できるものではない。

[0007] 非特許文献１、２に記載されたようなモーフィング翼は、実現のためのさまざまなコンセプトが提案されてきたが、変形構造や、追加アクチュエータによる重量増が、翼変形によるアドバンテージを相殺してしまうため、上記課題を充分に解決することができず、実用化に至った例は極めて少ない。

非特許文献３に記載されたようなスラットとフラップを備えた翼は、翼面積増大効果、キャンバ比増効果はあるものの、上述のモーフィング翼のような翼変形に比べると、上記課題を充分に解決するためのアドバンテージは小さい。

非特許文献４に記載されたような翼表面への運動エネルギーを供給する翼は、空力特性の向上には効果はあるが、そのための擾乱付加、渦発生装置等を追加する必要があり、また、このことによる空力特性の向上のみでは、やはり、上記課題を充分に解決することができなかった。

[0008] そこで、本発明は前述した課題を解決するものであり、構造を複雑化、大

型化することなく、軽量で単純な機構で翼列化された領域全体形状を大きく変形することができ、翼面積増大効果やキャンバ比増効果に優れ、特に、小型軽量飛行機に適用した際に、乱気流遭遇時でも失速しにくく、アプローチ角度の深い低速高迎角着陸が可能で、安全性を飛躍的に向上することが可能なモーフィング翼を提供することを目的とする。

課題を解決するための手段

[0009] 本発明に係るモーフィング翼は、翼全体又は一部領域が翼弦方向の複数の翼素に分割して翼列化され、前記複数の翼素の相対的な位置関係を変更する駆動機構を備え、翼列化された領域全体の形状が変更されるモーフィング翼であって、前記複数の翼素が、１枚の中央翼素と、前記中央翼素の前方及び後方にそれぞれ１枚以上配置された可動翼素とを有し、前記駆動機構が、隣接する前記翼素の相対位置を変更可能とするように構成されていることにより、前記課題を解決するものである。

発明の効果

[0010] 請求項１に係るモーフィング翼によれば、複数の翼素が、１枚の中央翼素と、中央翼素の前方及び後方にそれぞれ１枚以上配置された可動翼素とを有し、駆動機構が、隣接する翼素の相対位置を変更可能とし、翼列化された領域全体の形状を大きく変形可能とすることで、翼面積増大効果やキャンバ比増効果を奏することができる。

また、中央翼素を含み、全ての翼素を、小さく構成することができ、構造を複雑化、大型化することなく、軽量で単純な機構とすることが可能となる。

さらに、分割された各翼素は、いずれも単翼素としては十分な揚力を発生することができない低レイノルズ数翼（例えば、各翼素の翼弦方向の長さが、閉じた状態の翼弦全体の長さに対して、最大のものでも５０％以下）でありながら、翼全体を低レイノルズ数翼素の集合体として固定翼よりも大きな揚力を発生させることが可能となる。

[0011] 本請求項２に記載の構成によれば、複数の翼素は、隣接する翼素と間にス

ロットが形成されるように構成されていることにより、複数の翼素の移動に応じ、翼下面の運動エネルギーを翼上面に供給して剥離を遅らせることが可能となり、他の擾乱付加、渦発生装置等を追加することなく、空力特性を向上させることができる。

本請求項３に記載の構成によれば、駆動機構が、複数の翼素の迎角をそれぞれ変更可能に構成されていることにより、さらに翼全体の形状を大きく変化させることができ、キャンバ比増効果を大きくすることが可能となる。

本請求項４に記載の構成によれば、駆動機構が、中央翼素に固定されたベース部材と、可動翼素に固定されベース部材に運動可能に連結されたアーム部材と、複数のアーム部材の運動を連動させるリンク部材とを備えていることにより、複数の翼素の翼弦方向の移動や迎角の変更を連動させることができるため、１つのアクチュエータで翼全体の変形を制御することが可能となり、構造を複雑化、大型化することなく、軽量で単純な機構とすることが可能となる。

図面の簡単な説明

[0012] [図1]本発明の一実施形態に係るモーフィング翼の変形説明図。

[図2]本発明の一実施形態に係るモーフィング翼の６０°形態及び３０°形態の流れの説明図。

[図3]本発明の一実施形態に係るモーフィング翼の６０°形態の斜視説明図。

[図4]本発明の一実施形態に係るモーフィング翼の特性グラフ。

[図5]本発明の一実施形態に係るモーフィング翼の断面図。

[図6]本発明の一実施形態に係るモーフィング翼のカットモデルの巡航形態の参考写真。

[図7]本発明の一実施形態に係るモーフィング翼のカットモデルの６０°形態の参考写真。

[図8]本発明の一実施形態に係るモーフィング翼を有する実機モデルの着陸時の参考写真。

符号の説明

[0013] １００　・・・　モーフィング翼
１１１　・・・　中央翼素
１１２　・・・　可動翼素
１２０　・・・　駆動機構
１２１　・・・　ベース部材
１２２　・・・　アーム部材
１２３　・・・　リンク部材
Ｃ　・・・　回転中心
Ｓ　・・・　スロット

発明を実施するための形態

[0014] 本発明のモーフィング翼は、翼全体又は一部領域が翼弦方向の複数の翼素に分割して翼列化され、複数の翼素の相対的な位置関係を変更する駆動機構を備え、翼列化された領域全体の形状が変更されるモーフィング翼であって、複数の翼素が、１枚の中央翼素と、中央翼素の前方及び後方にそれぞれ１枚以上配置された可動翼素とを有し、駆動機構が、隣接する翼素の相対位置を変更可能とするように構成され、構造を複雑化、大型化することなく、軽量で単純な機構で翼全体を大きく変形することができ、翼面積増大効果やキャンバ比増効果に優れたものであれば、その具体的な実施態様はいかなるものであっても良い。

[0015] 本発明の一例として、翼列を中央翼素１１１の前側に可動翼素１１２ａ、１１２ｂを、後側に可動翼素１１２ｃ、１１２ｄを配置した５枚の翼素からなり、キャンバ比４％～２４％、最後部の可動翼素１１２ｄが０°～６０°に変形可能なモーフィング翼を、図１に示す。

この例では、巡航時形態では、一体の固定翼と同等であり、変形することで隣接する翼素間にスロットＳが形成される。

変形時には、この計４列のスロットＳによって、図２、図３に示すように、翼下面の運動エネルギーが翼上面に供給されて乱流境界層を保持して剥離遅延効果が得られ、急激な揚力の低下を抑制することができる。

一方、翼下面の流れがこの４列のスロットＳに流入通過する際発生する摩擦抵抗により、抗力は固定翼の場合より大きくなる。

ただし、揚力、抗力の迎角に対する変化は滑らかであり、剥離直後での揚力急減、抗力急増がなく、スロット開閉度を流れに応じて調整することにより滑らかな揚抗比制御が可能となる。

[0016] これらの特性を、図４のグラフに示す。

図中のＣＬは揚力、ＣＤは抗力を示し、１及び４は固定翼（本発明の巡航時形態とほぼ同じ）のグラフ、２及び５はキャンバ比２４％とした固定翼のグラフ、３及び６は本発明の一例のモーフィング翼を６０°形態に変形した時の、それぞれ横軸を迎角としたグラフである。

このグラフからわかるように、本発明の一例のモーフィング翼では、翼列開度を大きくすることにより、翼面積増大効果、キャンバ比増大効果を奏し、どの迎角領域においても固定翼（図中のＣＬ（Ｏｒｉｇｉｎａｌ）１）よりも大きな揚力を発生でき、迎角１°～４５°の範囲では、キャンバ比２４％とした固定翼（ＣＬ（２４％ＣａｍｂｅｒＳｉｎｇｌｅ）２）よりも大きな揚力を発生できる。

また、剥離開始迎角は、固定翼（図中のＣＬ（Ｏｒｉｇｉｎａｌ）１）の１４°から本発明の一例のモーフィング翼を６０°形態に変形した時（図中のＣＬ（Ｍｏｒｐｈｉｎｇ６０ｄｅｇ）３）では３０°へと移行しており、航空機の場合、失速を遅らせ粘ることができる。

[0017] さらに、本発明の一例のモーフィング翼を６０°形態に変形した時（図中のＣＬ（Ｍｏｒｐｈｉｎｇ６０ｄｅｇ）３）は、迎角が大きくなり（＞３０度）剥離が始まっても揚力は急減せず、非常になだらかに減少する。

したがって、ピッチングモーメントも剥離とともに急変せず、抗力（図中のＣＤ（Ｍｏｒｐｈｉｎｇ６０ｄｅｇ）６）も急増がなくゆっくりと増加することから、航空機に適用した場合、ピッチ角０°付近に維持したまま、高迎角（４５°程度）での低速高降下着陸が達成できる。

例えば、試作機による実飛行において、固定翼では不可能な高迎角（２０

度）で、図８に示す参考写真のように、深いアプローチ角（２５度）が実現されている。

実施例

[0018] 本発明の一実施形態に係るモーフィング翼１００の機構を、図５乃至図７に示す。

モーフィング翼１００は、翼全体を翼弦方向の複数の翼素に分割して翼列化されており、中央翼素１１１の前側に可動翼素１１２ａ、１１２ｂを、後側に可動翼素１１２ｃ、１１２ｄを配置した５枚の翼素からなり、中央翼素１１１に対する各可動翼素１１２ａ～ｄの相対的な位置関係及び姿勢を変更する駆動機構１２０を備えている。

駆動機構１２０は、中央翼素１１１に固定されたベース部材１２１と、各可動翼素１１２ａ～ｄにそれぞれ固定されベース部材１２１に対して回動可能に連結されたアーム部材１２２ａ～ｄと、各アーム部材１２２ａ～ｄの回動を連動させるリンク部材１２３ａ～ｄ、ｓとを備えている。

[0019] リンク部材１２３ｓは、ベース部材１２１に対して回転中心Ｃを中心に回動自在に設けられ、リンク部材１２３ａ～ｄは、一端をそれぞれ各アーム部材１２２ａ～ｄに、他端をリンク部材１２３ｓに回動可能に連結されている。

リンク部材１２３ｓが１個のアクチュエータ（図示しない）によってベース部材１２１に対して回動することにより、図７の参考写真に示すように、各リンク部材１２３ａ～ｄを介して各アーム部材１２２ａ～ｄをベース部材１２１に対して同時に回動させ、中央翼素１１１に対する各可動翼素１１２ａ～ｄの相対的な位置関係及び姿勢が変更され、モーフィング翼１００が変形する。

[0020] なお、各リンク部材１２３ａ～ｄ、ｓ、各アーム部材１２２ａ～ｄの少なくともいずれか１つの回動連結部（図５の黒点で示す）を回動すれば全ての部材が連動するため、アクチュエータは、任意の位置で任意の部材を駆動すればよい。

また、駆動力を考慮して、アクチュエータを複数設けてもよい。

さらに、各リンク部材１２３ａ～ｄ、ｓ、各アーム部材１２２ａ～ｄの長さ、回動連結部の位置を任意に変更することで、各可動翼素１１２ａ～ｄの位置や姿勢の変化を任意に規定でき、翼全体を任意の形状に変形させることができる。

また、上記実施形態では可動翼素１１２の数を４枚としたが、任意の数で構成すればよく、一部の可動翼素をリンク部材と連結せず独立して駆動し個別に位置や迎角の制御可能としてもよい。

また、ベース部材、アーム部材、リンク部材の以外の運動機構、例えばカムとカムフォロアー、ギヤ、チェーン等による運動機構により、あるいは、それらを適宜組み合わせて可動翼素を駆動してもよい。

[0021] 駆動機構１２０は、翼の幅方向のいずれの位置に設けられてもよく、また、幅方向に複数設けられてもよい。

例えば、航空機の場合、モーフィング翼の機体側及び翼端側の両側に駆動機構１２０を設けるのが好適である。

また、中央翼素及び可動翼素を幅方向で形状の異なるものとしてもよく、両端に駆動機構を設けた場合、変形時の動作を両端で異なるように規定してもよい。

さらに、モーフィング翼が変形した際にスロットが形成されないよう、中央翼素及び可動翼素の上面側後端部を後方に延ばした形状としたり、モーフィング翼の上面に弾性変形可能な膜状体で覆うように構成してもよい。

[0022] 中央翼素を中空構造としたり、図６、図７に示す参考写真のように、可動翼素１１２ａ～ｄを中空構造としたり、これらを、ハニカム構造、凹凸構造等とすることで、強度や剛性を担保しつつ軽量化することも可能である。

また、ベース部材、アーム部材、リンク部材等の各部材についても、中空構造、ハニカム構造、凹凸構造等を採用することで、強度や剛性を担保しつつ軽量化することが可能である。

さらに、アーム部材、リンク部材等の一部あるいは全部を弾性変形可能な

材料で構成することにより、外力に応じたモーフィング翼の受動的な変形を許容してもよい。

産業上の利用可能性

[0023] 以上のように、本発明のモーフィング翼によれば、構造を複雑化、大型化することなく、軽量で単純な機構で翼全体を大きく変形することができ、翼面積増大効果やキャンバ比増効果を向上することが可能となる。

本発明のモーフィング翼は、航空機を対象とした耐乱気流性能向上、高迎角高降下角着陸（Ｓｅｍｉ－ＶＴＯＬ機能）の実現に特に有効であり、そのことにより、機体喪失確率低減による航空安全向上、小型航空機の利用拡大、無人機の利用拡大等の大きな効果がある。

また、垂直軸風車の発電効率向上や、船舶搭載硬翼帆への適用による推進効率向上等、様々な用途の翼として応用可能である。

請求の範囲

[請求項1] 翼全体又は一部領域が翼弦方向の複数の翼素に分割して翼列化され、前記複数の翼素の相対的な位置関係を変更する駆動機構を備え、前記翼列化された領域全体の形状が変更されるモーフィング翼であって、

前記複数の翼素が、１枚の中央翼素と、前記中央翼素の前方及び後方にそれぞれ１枚以上配置された可動翼素とを有し、

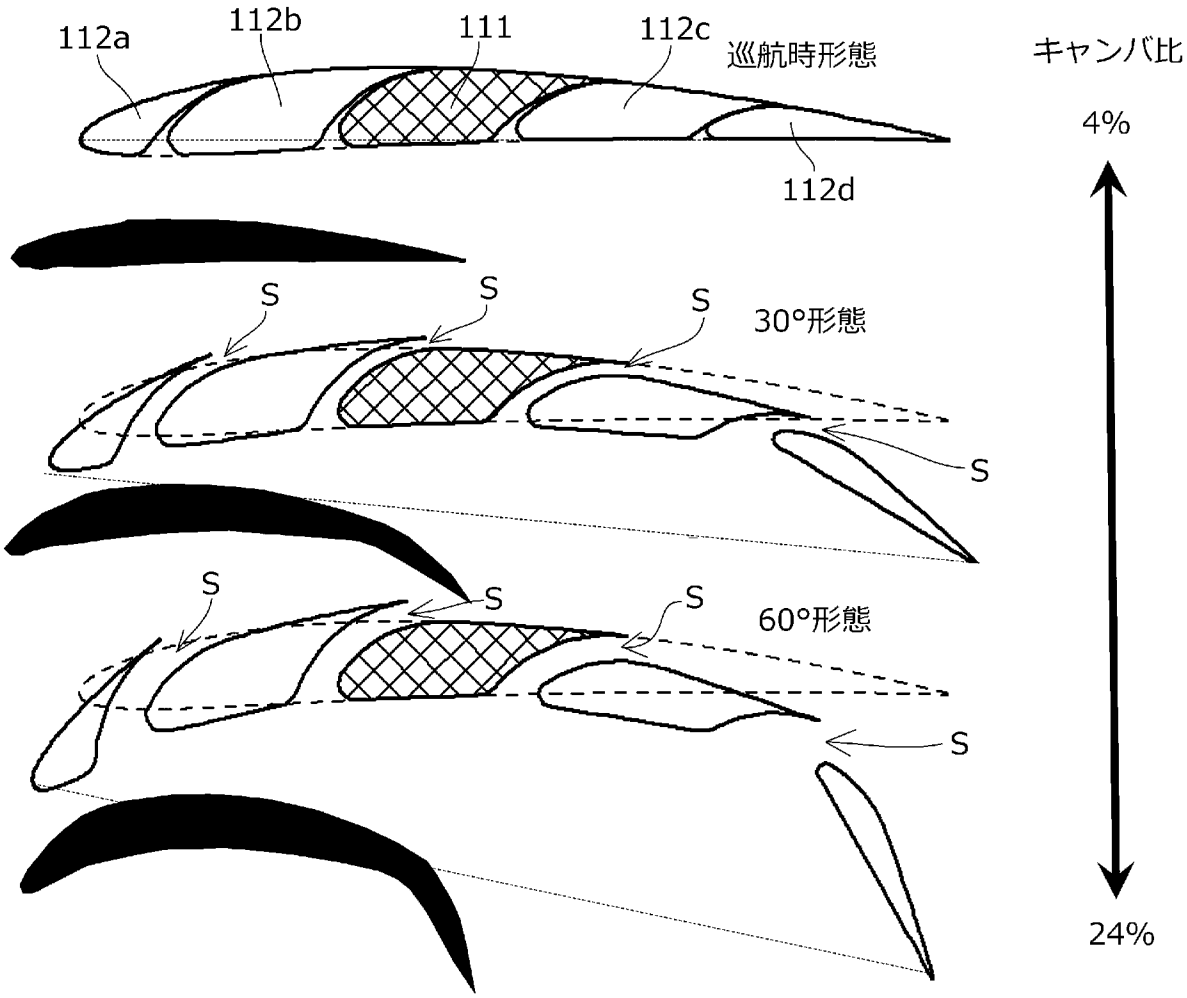
前記駆動機構が、隣接する前記翼素の相対位置を変更可能とするように構成されていることを特徴とするモーフィング翼。

[請求項2] 前記複数の翼素は、隣接する翼素と間にスロットが形成されるように構成されていることを特徴とする請求項１に記載のモーフィング翼。

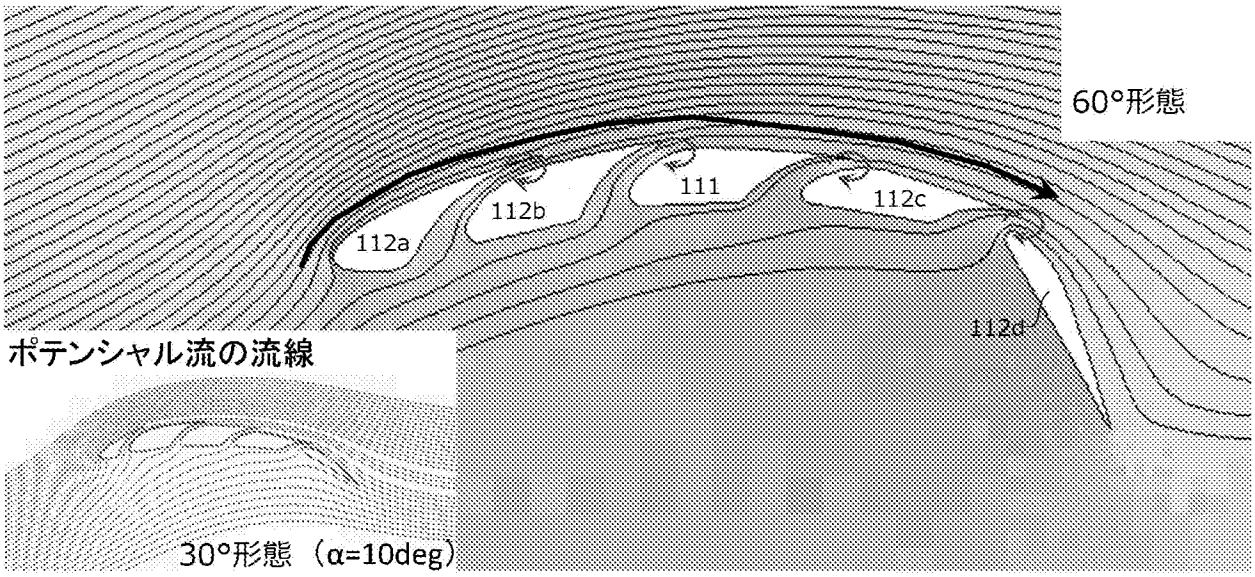
[請求項3] 前記駆動機構が、前記複数の翼素の迎角をそれぞれ変更可能に構成されていることを特徴とする請求項１又は請求項２に記載のモーフィング翼。

[請求項4] 前記駆動機構が、前記中央翼素に固定されたベース部材と、前記可動翼素に固定され前記ベース部材に運動可能に連結されたアーム部材と、複数の前記アーム部材の運動を連動させるリンク部材とを備えていることを特徴とする請求項１乃至請求項３のいずれかに記載のモーフィング翼。

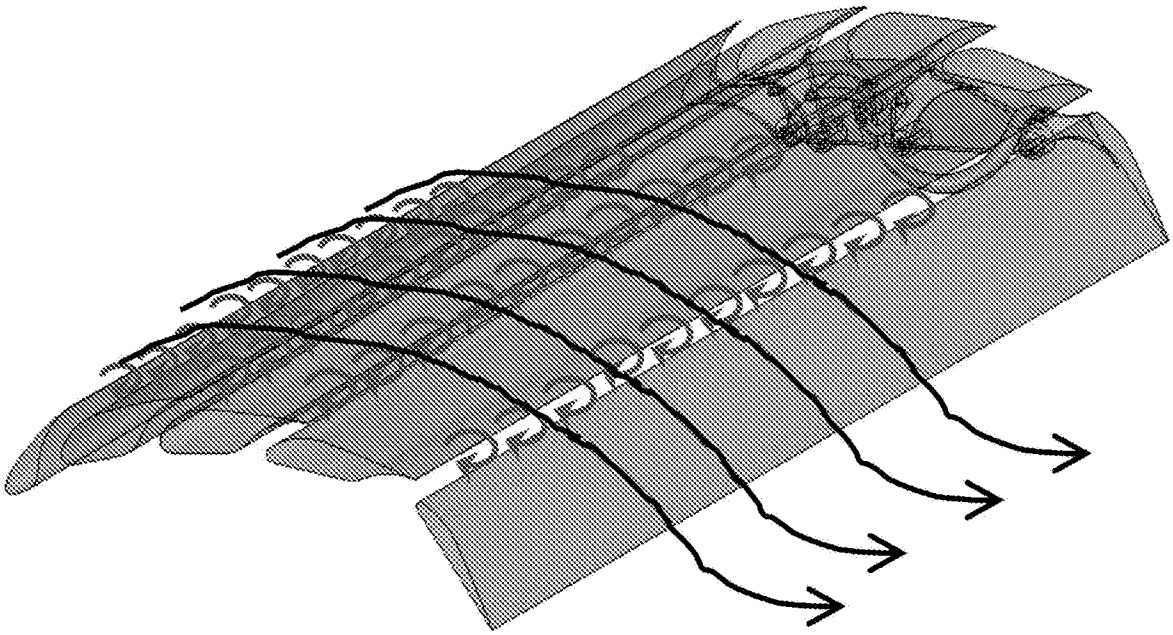
[図1]


112a
112b
111
112c
巡航時形態
112d
キャンバ比
4%
S
S
S
30°形態
S
S
S
S
60°形態
S
24%

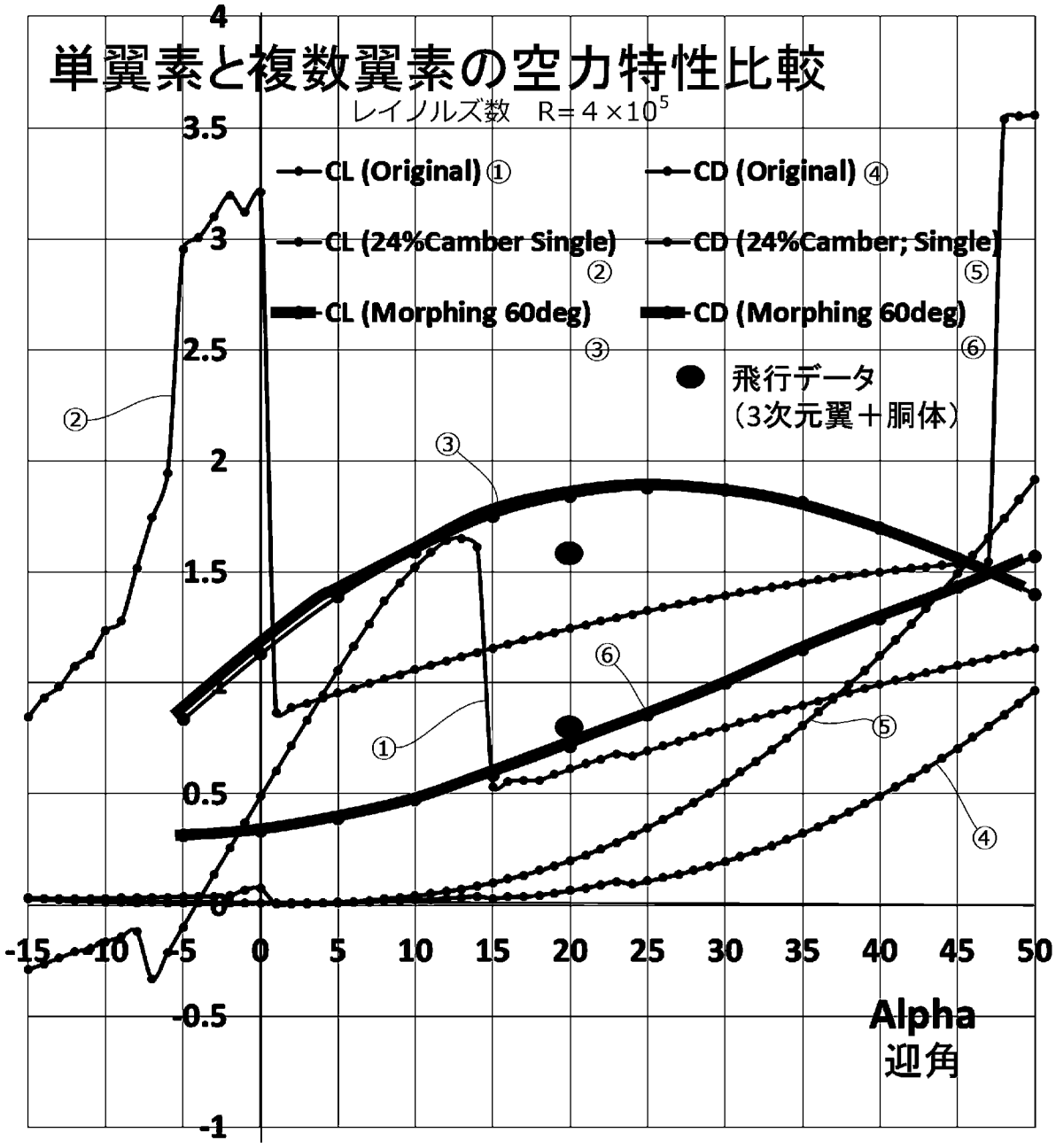
[図2]


60°形態
112a
112b
111
112c
112d
ポテンシャル流の流線
30°形態 (α=10deg)

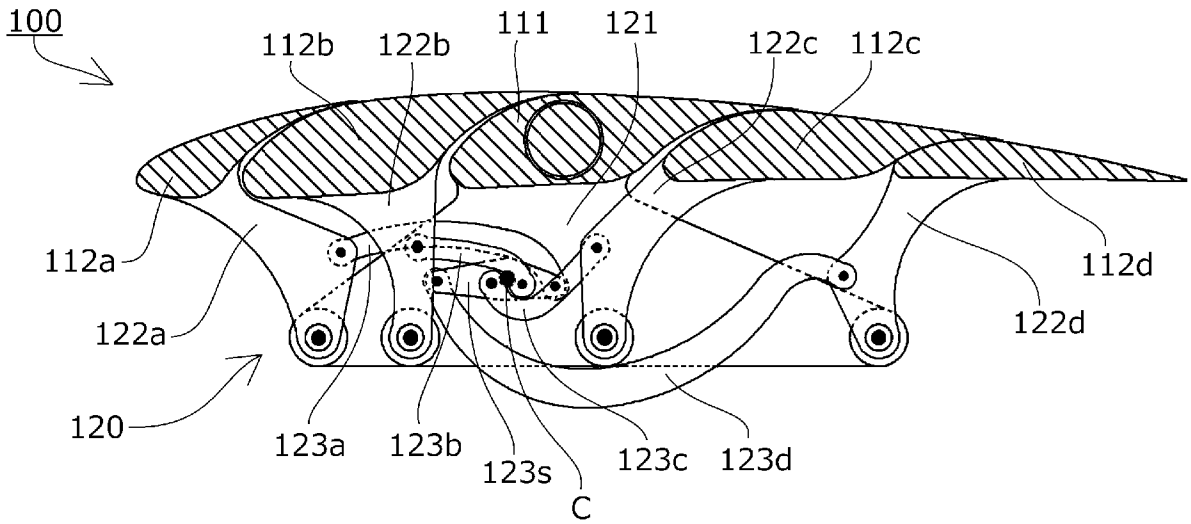
[図3]



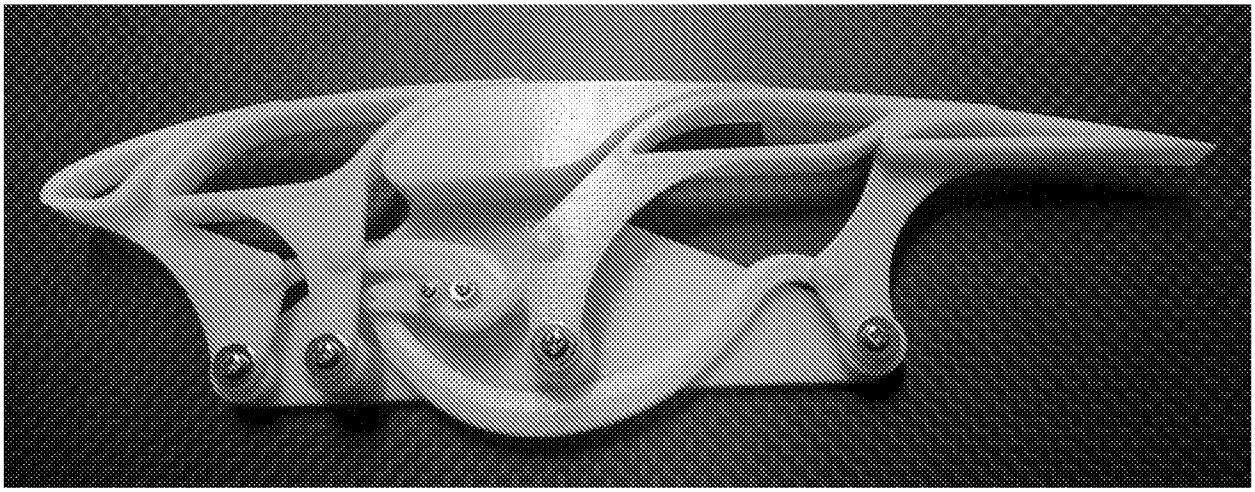
[図4]


単翼素と複数翼素の空力特性比較
レイノルズ数 R=4×10^5
CL (Original) ①
CD (Original) ④
CL (24%Camber Single) ②
CD (24%Camber; Single) ⑤
CL (Morphing 60deg) ③
CD (Morphing 60deg) ⑥
飛行データ
（3次元翼＋胴体）
Alpha
迎角
4
3.5
3
2.5
2
1.5
1
0.5
0
-0.5
-1
-15
-10
-5
0
5
10
15
20
25
30
35
40
45
50

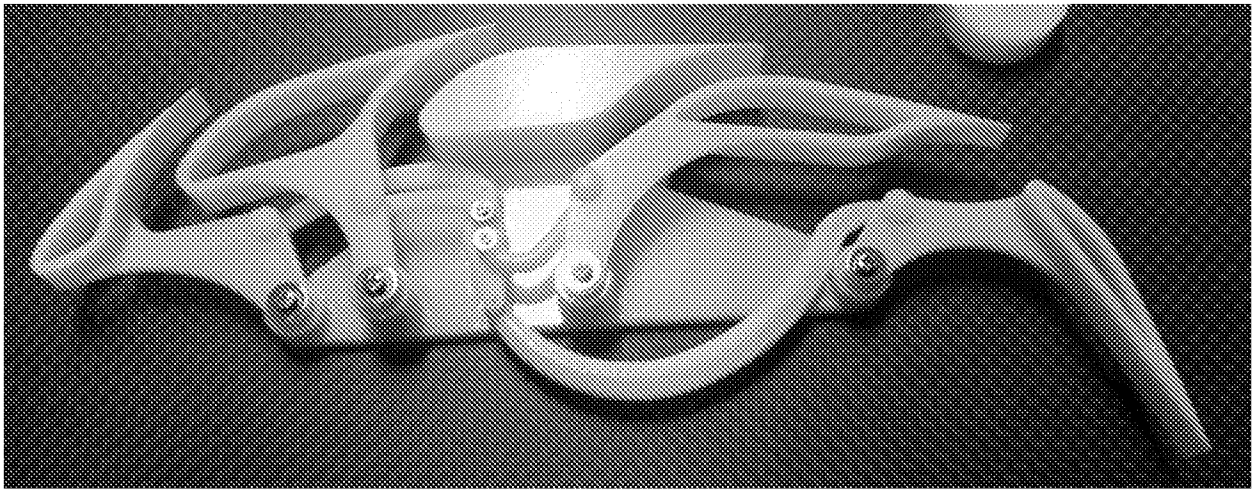
[図5]


100
112b
122b
111
121
122c
112c
112a
122a
120
123a
123b
123s
C
123c
123d
112d
122d

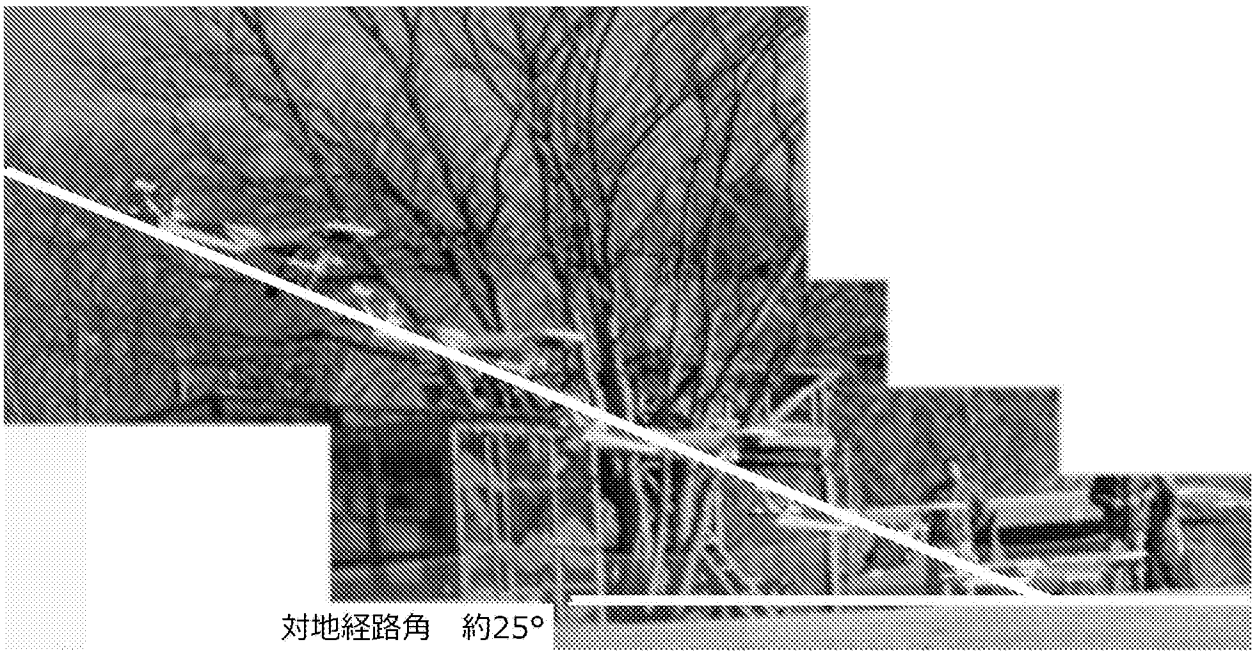
[図6]



[図7]



[図8]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2015/053078

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
B64C3/48(2006.01)i, *B64C9/14*(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)
B64C3/44-B64C3/50, B64C3/54, B64C9/14-B64C9/28

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	1996-2015
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2015	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2015

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.
X Y	US 2006/0175469 A1 (INSTYUT LOTNICTWA), 10 August 2006 (10.08.2006), abstract; paragraphs [0006] to [0007], [0020] to [0027]; fig. 2 to 9 & WO 2005/005251 A1 & PL 202380 B1 & CA 2555880 A1 & BR PI0411950 A	1 2-4
Y	US 2008/0265103 A1 (AIRBUS UK LTD.), 30 October 2008 (30.10.2008), abstract; paragraphs [0026], [0028], [0030], [0034] to [0036]; fig. 1 to 6 (Family: none)	2

☒ 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	Date of mailing of the international search report
20 April 2015 (20.04.15)	12 May 2015 (12.05.15)

Name and mailing address of the ISA/	Authorized officer
Japan Patent Office 3-4-3,Kasumigaseki,Chiyoda-ku, Tokyo 100-8915,Japan	Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2015/053078

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 2012/0261517 A1 (U.S.A. AS REPRESENTED BY THE ADMINISTRATOR OF THE NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION), 18 October 2012 (18.10.2012), abstract; paragraphs [0019] to [0021]; fig. 1 to 4 (Family: none)	3
Y	GB 172109 A (Frederick HANDLEY PAGE), 30 November 1921 (30.11.1921), page 4, lines 96 to 125; fig. 5 to 6 (Family: none)	4
A	US 2011/0038727 A1 (UNIVERSITY OF KANSAS), 17 February 2011 (17.02.2011), fig. 27 & WO 2011/017071 A2	1
A	US 6328265 B1 (Faruk DIZDAREVIC), 11 December 2001 (11.12.2001), fig. 1, 31 (Family: none)	2
A	GB 289517 A (Ronald MCKINNON WOOD), 25 April 1928 (25.04.1928), fig. 5 to 14 (Family: none)	3
A	US 5312070 A (GRUMMAN AEROSPACE CORP.), 17 May 1994 (17.05.1994), fig. 7 to 8 (Family: none)	4

国際調査報告

国際出願番号　ＰＣＴ／ＪＰ２０１５／０５３０７８

Ａ．　発明の属する分野の分類（国際特許分類（ＩＰＣ））

Int.Cl.　B64C3/48(2006.01)i, B64C9/14(2006.01)i

Ｂ．　調査を行った分野

調査を行った最小限資料（国際特許分類（ＩＰＣ））

Int.Cl.　B64C3/44 - B64C3/50, B64C3/54, B64C9/14 - B64C9/28

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	１９７１－２０１５年
日本国実用新案登録公報	１９９６－２０１５年
日本国登録実用新案公報	１９９４－２０１５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
X Y	US 2006/0175469 A1 (INSTYUT LOTNICTWA) 2006.08.10, 要約, 第0006-0007, 0020-0027段落, 図2-9 & WO 2005/005251 A1 & PL 202380 B1 & CA 2555880 A1 & BR PI0411950 A	1 2-4
Y	US 2008/0265103 A1 (AIRBUS UK LIMITED) 2008.10.30, 要約, 第0026, 0028, 0030, 0034-0036段落, 図1-6 （ファミリーなし）	2

☑　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	国際調査報告の発送日
２０．０４．２０１５	１２．０５．２０１５

国際調査機関の名称及びあて先
日本国特許庁（ＩＳＡ／ＪＰ）
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）　３Ｄ　９５２８
志水　裕司
電話番号　０３－３５８１－１１０１　内線　３３４１

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 2012/0261517 A1 (U.S.A. AS REPRESENTED BY THE ADMINISTRATOR OF THE NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION) 2012.10.18, 要約, 第0019-0021段落, 図1-4 （ファミリーなし）	3
Y	GB 172109 A (Frederick HANDLEY PAGE) 1921.11.30, 第4頁第96-125行, 図5-6 （ファミリーなし）	4
A	US 2011/0038727 A1 (UNIVERSITY OF KANSAS) 2011.02.17, 図27 & WO 2011/017071 A2	1
A	US 6328265 B1 (Faruk DIZDAREVIC) 2001.12.11, 図1, 31 （ファミリーなし）	2
A	GB 289517 A (Ronald MCKINNON WOOD) 1928.04.25, 図5-14 （ファミリーなし）	3
A	US 5312070 A (GRUMMAN AEROSPACE CORPORATION) 1994.05.17, 図7-8 （ファミリーなし）	4