

(19)日本国特許庁(JP)

(12)公表特許公報(A)

(11)公表番号
特表2023-530175
(P2023-530175A)

(43)公表日 令和5年7月13日(2023.7.13)

(51)国際特許分類
B 6 4 C 3/56 (2006.01)

F I
B 6 4 C 3/56

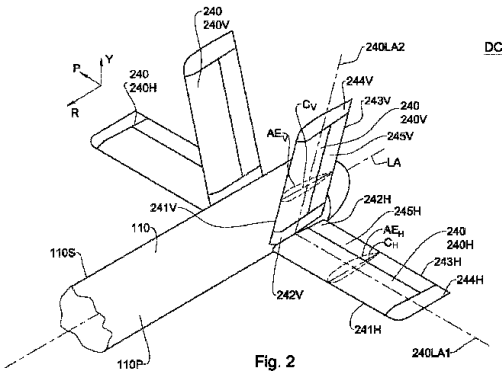
審査請求 未請求 予備審査請求 未請求 (全48頁)

(21)出願番号	特願2022-578555(P2022-578555)	(71)出願人	522472637 イスラエル エアロスペース インダスト ゥリーズ リミテッド イスラエル国 ロード 7 0 1 0 0 0 0 ベン グリオン インターナショナル エ アポート
(86)(22)出願日	令和3年6月21日(2021.6.21)	(74)代理人	110003007 弁理士法人謝国際特許商標事務所
(85)翻訳文提出日	令和5年1月21日(2023.1.21)	(72)発明者	アレクサンドロニ、シェイ イスラエル国 ロード 7 0 1 0 0 0 0 ベン グリオン インターナショナル エ アポート イスラエル エアロスペース インダストゥリーズ リミテッド内
(86)国際出願番号	PCT/IL2021/050753	(72)発明者	ヴァイスマン、ギャビー イスラエル国 ロード 7 0 1 0 0 0 0 最終頁に続く
(87)国際公開番号	WO2021/260688		
(87)国際公開日	令和3年12月30日(2021.12.30)		
(31)優先権主張番号	275576		
(32)優先日	令和2年6月22日(2020.6.22)		
(33)優先権主張国・地域又は機関	イスラエル(IL)		
(81)指定国・地域	AP(BW,GH,GM,KE,LR,LS,MW,MZ,NA ,RW,SD,SL,ST,SZ,TZ,UG,ZM,ZW),EA(AM,AZ,BY,KG,KZ,RU,TJ,TM),EP(AL,A T,BE,BG,CH,CY,CZ,DE,DK,EE,ES,FI,FR ,GB,GR,HR,HU,IE,IS,IT,LT,LU,LV,MC, 最終頁に続く		

(54)【発明の名称】 航空機用翼モジュール

(57)【要約】

【要約書】 航空機用の翼システムは、提供される。該航空機は、胴体断面及び胴体縦軸を含む胴体を有し、該翼システムは、少なくとも1つの翼展開モジュールを備える。各翼展開モジュールは、少なくとも、第1翼要素の縦軸を有する第1翼要素及び第2翼要素の縦軸を有する第2翼要素を含む1組の翼要素を備える。各翼展開モジュールは、それぞれの格納配置とそれぞれの展開配置との間で選択的に移行するように配置される。前記格納配置では、前記第1翼要素及び前記第2翼要素は、前記第1翼要素の縦軸と前記第2翼要素の縦軸とが名目上互いに平行となるように重なり合う関係にある。前記展開配置では、前記第1翼要素は、前記第1翼要素の縦軸が前記第2翼要素の縦軸に対して非平行となるように、前記第2翼要素に対して配向される。



10

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機用の翼システムであって、該航空機は、胴体断面及び胴体縦軸を含む胴体を有し、該翼システムは、少なくとも1つの翼展開モジュールを備え、各翼展開モジュールは、少なくとも、第1翼要素の縦軸を有する第1翼要素及び第2翼要素の縦軸を有する第2翼要素を含む1組の翼要素を備え； 前記各翼展開モジュールは、それぞれの格納配置とそれぞれの展開配置との間で選択的に移行するように配置され；

前記格納配置では、前記第1翼要素及び前記第2翼要素は、前記第1翼要素の縦軸と前記第2翼要素の縦軸とが名目上互いに平行となるように、重なり合う関係にあり；また

前記展開配置では、前記第1翼要素は、前記第1翼要素の縦軸が前記第2翼要素の縦軸に対して非平行となるように、前記第2翼要素に対して配向される、航空機用の翼システム。

10

【請求項 2】

前記格納配置では、前記第1翼要素及び前記第2翼要素は、前記第1翼要素の縦軸及び前記第2翼要素の縦軸がそれぞれ、前記胴体縦軸と名目上平行となるように、前記胴体断面に対して配向されるように前記重なり合う関係で配置される、請求項1に記載の翼システム。

【請求項 3】

前記展開配置では、前記第1翼要素は、前記第1翼要素の縦軸が前記胴体縦軸に対して非平行となるように、前記胴体断面に対して配向されること；及び前記展開配置では、前記第1翼要素は、前記第1翼要素の縦軸が前記胴体縦軸に対して直交となるように、前記胴体断面に対して配向されることの少なくとも1つを含む、請求項1または請求項2に記載の翼システム。

20

【請求項 4】

前記展開配置では、前記第2翼要素は、前記第2翼要素の縦軸が前記胴体縦軸に対して非平行となるように、前記胴体断面に対して配向されること；及び 前記展開配置では、前記第2翼要素は、前記第2翼要素の縦軸が前記胴体縦軸に対して直交となるように、前記胴体断面に対して配向されることの1つを含む、請求項1～3のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項 5】

前記展開配置では、前記第1翼要素の縦軸は、前記航空機のピッチ軸と名目上平行である、請求項1～4のいずれか1項に記載の翼システム。

30

【請求項 6】

各翼展開モジュールは、前記胴体断面に対して相対的に外側に前記第1翼要素、及び前記胴体断面に対して相対的に内側に前記第2翼要素を有するように配置される、請求項1～5のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項 7】

前記格納配置にある各翼展開モジュールは、前記第2翼要素の第2翼根と重なり合う関係にある前記第1翼要素の第1翼根を含む、請求項1～6のいずれか1項に記載の翼システム。

40

【請求項 8】

各翼展開モジュールは、前記第1翼要素の第1翼端及び前記第2翼要素の第2翼端を含み、各翼展開モジュールは、前記格納配置において、該第1翼端が前記航空機に対して前記第1翼根の前方にあり、かつ/または該第2翼端が前記航空機に対して前記第2翼根の前方にあるように配置される、請求項7に記載の翼システム。

【請求項 9】

前記格納配置にある各翼展開モジュールは、前記胴体断面に対して重なり合う関係にある前記第1翼要素及び前記第2翼要素を提供するように配置される、請求項1～8のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項 10】

50

各翼展開モジュールについて、前記各第1翼要素は、

前記第1翼要素を、第1モジュールの旋回軸を中心に非ゼロの第1モジュールの角度変位の分、旋回させること；及び前記第1翼要素を、第1翼要素の旋回軸を中心に非ゼロの第1翼要素の角度変位の分、旋回させること

によって、前記格納配置と前記展開配置との間で移行されるように配置され、

前記各第2翼要素は、前記第2翼要素を、第2モジュールの旋回軸を中心に非ゼロの第2モジュールの角度変位の分、旋回させること

によって、前記格納配置と前記展開配置との間で移行されるように配置される、請求項1～9のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項11】

10

各翼展開モジュールについて、前記各第2翼要素は、

前記第2翼要素を、第2翼要素の旋回軸を中心に非ゼロの第2翼要素の角度変位の分、旋回させること

によって、前記格納配置と前記展開配置との間で移行されるようにさらに配置される、請求項10に記載の翼システム。

【請求項12】

前記第1モジュールの旋回軸及び前記第2モジュールの旋回軸の少なくとも1つは、前記航空機のピッチ軸と平行であること；及び

前記第1翼要素の旋回軸及び前記第2翼要素の旋回軸の少なくとも1つは、前記航空機の回転軸と平行であることの少なくとも1つを含む、請求項10～11のいずれか1項に記載の翼システム。

20

【請求項13】

前記第1翼要素の旋回軸及び前記第2翼要素の旋回軸は、互いに平行である、請求項11～12のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項14】

前記第1モジュールの旋回軸及び前記第2モジュールの旋回軸は、同軸である、請求項10～13のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項15】

前記第1モジュールの角度変位は、 80° ～ 100° の間である、請求項10～14のいずれか1項に記載の翼システム。

30

【請求項16】

前記第1モジュールの角度変位は、約 90° である、請求項10～15のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項17】

前記第1モジュールの角度変位は、前記第1翼要素が前記展開配置において非ゼロの入射角を採用できるようにするものである、請求項10～15のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項18】

前記第2モジュールの角度変位は、 80° ～ 100° の間である、請求項10～17のいずれか1項に記載の翼システム。

40

【請求項19】

前記第2モジュールの角度変位は、約 90° である、請求項10～18のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項20】

前記第1モジュールの角度変位及び前記第2モジュールの角度変位は、互いに等しい、請求項10～19のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項21】

前記翼展開モジュールは、前記第1モジュールの旋回軸及び前記第2モジュールの旋回軸の少なくとも一方を中心に1単位として旋回させるように配置される、請求項10～20のいずれか1項に記載の翼システム。

50

【請求項 2 2】

前記第1翼要素の角度変位は、 $70^{\circ} \sim 110^{\circ}$ の間である、請求項10～21のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項 2 3】

前記第1翼要素の角度変位は、約 90° である、請求項10～22のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項 2 4】

前記第2翼要素の角度変位は、 $-20^{\circ} \sim +20^{\circ}$ の間であり、また任意選択で、前記第2翼要素の角度変位は、約 15° と約 0° のいずれかである、請求項11～23のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項 2 5】

(a)前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に前記非ゼロの第1モジュールの角度変位の分、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に前記非ゼロの第2モジュールの角度変位の分同時に旋回させること；

(b)ステップ(a)の後に、前記第1翼要素を、前記第1翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位の分、旋回させること

によって、前記翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開するように配置される、請求項1～24のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項 2 6】

(c)ステップ(a)の後に、前記第2翼要素を、前記第2翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第2翼要素の角度変位の分、旋回させること

によって、前記翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開するようにさらに配置される、請求項25に記載の翼システム。

【請求項 2 7】

(a)前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に第1部分の第1モジュールの角度変位まで、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に第1部分の第2モジュールの角度変位まで同時に旋回させること；

(b)ステップ(a)の後に、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に第2部分の第1モジュールの角度変位まで、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に第2部分の第2モジュールの角度変位まで同時に旋回させながら、前記第1翼要素を、前記第1翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位の分、旋回の分、旋回させること；

(c)ステップ(b)の後に、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に前記第1モジュールの角度変位まで、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に前記第2モジュールの角度変位まで同時に旋回させること

によって、前記翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開するように配置され、前記第2部分の第1モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第1モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、前記第1部分の第1モジュールの角度変位よりも大きく、また、前記第2部分の第2モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第2モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、前記第1部分の第2モジュールの角度変位よりも大きい、請求項1～24のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項 2 8】

(a1) 前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に第1部分の第1モジュールの角度変位まで旋回させること；

(b1) ステップ(a1)の後に、前記第1翼要素を、前記第1翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位の分、旋回させ、また、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に第2部分の第1モジュールの角度変位まで旋回させること；

(c1) ステップ(b2)の後に、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に前記第1モジュールの角度変位までそれぞれ旋回させること

によって、前記翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開するように配置

10

20

30

40

50

され、

前記第2部分の第1モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第1モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、前記第1部分の第1モジュールの角度変位よりも大きい、
請求項1～24のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項29】

(a2)前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に第1部分の第2モジュールの角度変位まで旋回させること；

(b2)ステップ(a2)の後に、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に前記第2部分の第2モジュールの角度変位まで旋回させること； (c2)ステップ(b2)の後に、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に前記第2モジュールの角度変位まで旋回させること

10

によって、前記翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開するように配置され、

ここで、前記第2部分の第2モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第2モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、第1部分の第2モジュールの角度変位よりも大きい、
請求項1～24または28のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項30】

それぞれのステップ(b)、ステップ(b1)、またはステップ(b2)において、

(d)前記第2翼要素を、前記第2翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第2翼要素の角度変位の分、旋回させることをさらに含むことによって、前記翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開するように配置される、請求項27、28、または29のいずれか1項に記載の翼システム。

20

【請求項31】

前記各翼展開モジュールは、前記胴体断面の側方に取り付けられるように配置される、
請求項1～30のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項32】

前記各翼展開モジュールは、前記格納配置において、前記胴体断面の胴体高さに相関するそれぞれの最大幅で配置される、請求項1～31のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項33】

前記胴体断面の左舷側で前記航空機に取り付けられるように配置された第1翼展開モジュールと、前記胴体断面の右舷側で該航空機に取り付けられるように配置された第2翼展開モジュールとを含む2つの前記翼展開モジュールを備える、請求項1～32のいずれか1項に記載の翼システム。

30

【請求項34】

前記翼システムは、前記航空機の尾翼として配置されること；前記胴体断面は、前記航空機の機尾の胴体断面であること；

前記翼システムは、前記航空機の尾翼として配置され、かつ、前記胴体断面は、該航空機の機尾の胴体断面であること

の1つを含む、請求項1～33のいずれか1項に記載の翼システム。

【請求項35】

40

前記各翼展開モジュールについて、前記第1翼要素は水平安定板として配置され、前記第2翼要素は垂直安定板として配置されること；前記各翼展開モジュールについて、前記第1翼要素は水平安定板として配置され、前記第2翼要素は垂直安定板として配置され、かつ、前記各翼展開モジュールについて、前記第1翼要素は作動可能な昇降舵を備え、前記第2翼要素は作動可能な方向舵を備えることの1つを含む、請求項34に記載の翼システム。

【請求項36】

航空機の尾翼として配置された翼システムであって、該航空機は、胴体断面及び胴体縦軸を含む胴体を有し、該翼システムは、少なくとも1つの翼展開モジュールを備え、各翼展開モジュールは、

50

少なくとも、水平安定板として配置され、かつ第1翼要素の縦軸を有する前記第1翼要素及び垂直安定板として配置され、かつ第2翼要素の縦軸を有する前記第2翼要素を含む1組の翼要素を備え；

前記各翼展開モジュールは、それぞれの格納配置とそれぞれの展開配置との間で選択的に移行するように配置され；

前記格納配置では、前記第1翼要素及び前記第2翼要素は、前記第1翼要素の縦軸と前記第2翼要素の縦軸とが名目上互いに平行となるように、重なり合う関係にあり；

前記展開配置では、前記第1翼要素は、前記第1翼要素の縦軸が前記第2翼要素の縦軸に対して非平行となるように、前記第2翼要素に対して配向され； 前記各第1翼要素は、前記第1翼要素を、モジュールの旋回軸を中心に非ゼロのモジュールの角度変位の分、旋回させること、及び

前記第1翼要素を、第1翼要素の旋回軸を中心に非ゼロの第1翼要素の角度変位の分、旋回させること、

によって、前記格納配置と前記展開配置との間で移行されるように配置され； 前記各第2翼要素は、前記第2翼要素を、該モジュールの旋回軸を中心に該非ゼロのモジュールの角度変位の分、旋回させること

によって、前記格納配置と前記展開配置との間で移行されるように配置される、翼システム。

【請求項37】

請求項1～36のいずれか1項に定義された翼システムを備える、航空機。

【請求項38】

格納翼配置から展開翼配置に展開可能な少なくとも1つの空力揚力発生翼を含む展開可能な翼配置をさらに備え、前記展開可能な翼配置は、前記胴体断面に対して上方または下方のいずれかに取り付けられ、前記少なくとも1つの空力揚力発生翼は、該航空機に十分な空力揚力を発生させるように配置される、請求項37に記載の航空機。

【請求項39】

前記展開可能な翼配置は、前記胴体断面に対して下方に取り付けられ、前記格納配置では、各翼展開モジュールの第1翼要素及び第2翼要素は、前記翼配置を越えて下の方向に突出することを回避するように配置される、請求項38に記載の航空機。

【請求項40】

前記翼システムが前記格納配置にあるときにフェアリング内に格納されるように配置される、請求項37～39のいずれか1項に記載の航空機。

【請求項41】

航空機の安定性及び制御を提供する方法であって、請求項37～40のいずれか1項に定義されたような航空機を提供すること；

前記各翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開すること；

各翼展開モジュールの前記第1翼要素及び前記第2翼要素を作動させて、該航空機に制御モーメントを提供することを含む、方法。

【請求項42】

航空機に翼システムを動作させる方法であって、

(A)請求項37～40のいずれか1項に定義されたような航空機を提供すること；(B)前記翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開することを含む、方法。

【請求項43】

ステップ(B)は、

前記第1翼要素を、第1モジュールの旋回軸を中心に非ゼロの第1モジュールの角度変位の分、旋回させること；

前記第1翼要素を、第1翼要素の旋回軸を中心に非ゼロの第1翼要素の角度変位の分、旋回させること；

10

20

30

40

50

前記第2翼要素を、第2モジュールの回転軸を中心に非ゼロの第2モジュールの角度変位の分、回転させること
を含む、請求項42に記載の方法。

【請求項44】

前記ステップ(B)は、

前記第2翼要素を、第2翼要素の回転軸を中心に非ゼロの第2翼要素の角度変位の分、回転させることをさらに含む、請求項43に記載の方法。

【請求項45】

ステップ(B)は、

(a) 前記第1翼要素を、前記第1モジュールの回転軸を中心に前記非ゼロの第1モジュールの角度変位の分、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの回転軸を中心に前記非ゼロの第2モジュールの角度変位の分同時に回転させること； (b) ステップ(a)の後に、前記第1翼要素を、前記第1翼要素の回転軸を中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位の分、回転させることを含む、請求項42に記載の方法。

【請求項46】

(c) ステップ(a)の後に、前記第2翼要素を、前記第2翼要素の回転軸を中心に前記非ゼロの第2翼要素の角度変位の分、回転させること
をさらに含む、請求項45に記載の方法。

【請求項47】

ステップ(B)は、(a) 前記第1翼要素を、前記第1モジュールの回転軸を中心に第1部分の第1モジュールの角度変位まで、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの回転軸を中心に第1部分の第2モジュールの角度変位まで同時に回転させること；

(b) ステップ(a)の後に、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの回転軸を中心に第2部分の第1モジュールの角度変位まで回転させ、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの回転軸を中心に第2部分の第2モジュールの角度変位まで回転させながら、前記第1翼要素を、前記第1翼要素の回転軸を中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位の分同時に同時に回転させること； (c) ステップ(b)の後に、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの回転軸を中心に前記第1モジュールの角度変位まで、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの回転軸を中心に前記第2モジュールの角度変位まで同時に回転させることを含む、

前記第2部分の第1モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第1モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、前記第1部分の第1モジュールの角度変位よりも大きく、また、

前記第2部分の第2モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第2モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、前記第1部分の第2モジュールの角度変位よりも大きい、請求項42に記載の方法。

【請求項48】

ステップ(B)は、

(a1) 前記第1翼要素を、前記第1モジュールの回転軸を中心に第1部分の第1モジュールの角度変位まで回転させること；

(b1) ステップ(a1)の後に、前記第1翼要素を、前記第1翼要素の回転軸を中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位の分、回転させ、また、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの回転軸を中心に第2部分の第1モジュールの角度変位まで回転させること；

(c1) ステップ(b1)の後に、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの回転軸を中心に前記第1モジュールの角度変位まで回転させること
を含み、

前記第2部分の第1モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第1モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、前記第1部分の第1モジュールの角度変位よりも大きい、
請求項42に記載の方法。

【請求項49】

ステップ(B)は、

(a2)前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に第1部分の第2モジュールの角度変位まで旋回させること；

(b2)ステップ(a2)の後に、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に前記第2部分の第2モジュールの角度変位まで旋回させること；

(c)ステップ(b)の後に、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に前記第2モジュールの角度変位まで旋回させること
を含み、

前記第2部分の第2モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第2モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、前記第1部分の第2モジュールの角度変位よりも大きい、請求項42または請求項48に記載の方法。

【請求項50】

それぞれのステップ(b)、ステップ(b1)、またはステップ(b2)において、(d)前記第2翼要素を、前記第2翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第2翼要素の角度変位の分、旋回させることをさらに含む、請求項47、48、及び49のいずれか1項に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、航空機用翼システム、特に展開可能な翼要素を有する翼システムに関する。

【背景】

【0002】

いくつかの種類の航空機、例えば、いくつかの種類の無人航空機(UAV)は、亜音速航空機として配置される。場合によっては、該航空機は、揚力発生翼が胴体に近接して折り畳まれた状態で発射され、その後、その翼は、空力飛行を可能にするために展開される。少なくともいくつかのそのような例では、該航空機はまた、展開可能な尾翼を有する。

【0003】

既存の展開可能な尾翼を有する航空機のいくつかの例には、Lockheed Martin Outrider、Area-I ALTIUS family、Green Dragon (IAI)、UVision Hero 120、SkyStriker、VXAerospace Dash X、AeroVironment Switchblade、MBDA Viper Strikeが含まれる。

【0004】

非限定的な例として、オンライン出版物"<https://ioptions.iop.Org/article/10.1088/1742-6596/1005/1/012015/pdf>"には、拡張可能なタンデム翼配置を有するチューブ発射UAVが開示されている。UAVが筒状の発射装置に折り畳まれる必要があるため、折り畳み翼機構は使用される。該文献は、折り畳み翼機構の効果による空力特性、タンデム翼配置、及び筒状の発射装置からの迅速な展開プロセスの調査に着目している。

【0005】

また、非限定的な例として、US9108713には、胴体ハウス偏向アクチュエータホーンによって対向する弾性的に取り付けられた後縁を有する翼形部を介してピッチ、ロール、及び/またはヨーを制御するように配置された航空機または無人航空機(UAV)を備えるシステムが開示されている。実施形態は、胴体ハウジング内に配置されたエフェクタ部材によって回転可能に取り付けられ、作動され、1つ以上の舵要素と係合するために部分的に拡張可能な1つ以上の舵要素を含む。

【0006】

また、非限定的な例として、オンライン出版物"<https://journals.sagepub.com/doi/pdf/10.1177/1687814017692290>"には、管状のカタパルトに折り畳まれ、発射後に4つの翼を展開できるタンデム翼配置を備えたモーフィング無人航空機が開示されている。迅速な展開プロセスのため、その空力特性は大きく異なっているであろう。

【0007】

また、非限定的な例として、CN107380402には、折り畳み翼を備えた無人航空機が

10

20

30

40

50

開示されている。該折り畳み翼を備えた無人航空機は、胴体、翼、水平尾翼、垂直尾翼、折り畳み翼解除機構及び固定台を備え、翼、水平尾翼、及び垂直尾翼には位置決め孔が形成され、位置決めクランプ支柱が固定台に配置され、該位置決めクランプ支柱は位置決め孔と合致されている。

【0008】

また、非限定的な例として、CN106741847には、発射式無人航空機(UAV)、そのシステム及び実施方法が開示されている。これには、発射されたUAVは、発射段階と自律飛行段階で飛行状態が異なるという特徴がある。発射段階の飛行状態から逆発射段階の飛行状態に入るために、UAVの飛行速度は、それ自体の動力及び／または抵抗構造によって減少させることができる。逆発射段階を経た後、UAVは自律飛行段階に入り、UAVが目的の場所に到達または接近しながら自力で飛行する飛行状態に入ることができる。発射タイプの無人航空機によると、形状及び／または出力が異なる段階で異なるため、保管、輸送、及び発射の利便性が確保され、偵察及び位置特定の利便性も確保される。また、複雑な環境下でのUAVの飛行、偵察、及び戦闘能力は、ある程度向上させることができる。

【0009】

また、非限定的な例として、US2006/163423には、格納位置から展開位置に展開するために単一の軸を中心に回転するフィンを持つミサイルが開示されている。各フィンのフォイル縦軸は、フィンのシャフトに対して角度が付けられ、シャフトの単一軸回転がフォイルを格納位置から展開位置に移動させる。コイルばねは、ねじり力と圧縮力の両方を提供して、フィンを展開位置に回転させ、所定の位置に固定することができる。ねじれは、シャフトの周りにあるブッシング上のシートに達するまでシャフトを回転させる。次に、スプリングからの圧縮力が、シャフトのキー付き突起とブッシングの対応するキー溝にかみ合い、シャフトを所定の位置にロックする。フィンが展開されると、シャフトの凹部に係合するミサイル本体内のバネ式ピン等、追加のロックがあり得る。

【発明の概要】

【0010】

本開示の主題の第1態様によれば、航空機用の翼システムが提供される。該航空機は、胴体断面及び胴体縦軸を含む胴体を有し、該翼システムは、少なくとも1つの翼展開モジュールを備え、各翼展開モジュールは、

少なくとも、第1翼要素の縦軸を有する第1翼要素及び第2翼要素の縦軸を有する第2翼要素を含む1組の翼要素を備え；

前記各翼展開モジュールは、それぞれの格納配置とそれぞれの展開配置との間で選択的に移行するように配置され；

前記格納配置では、前記第1翼要素及び前記第2翼要素は、前記第1翼要素の縦軸と前記第2翼要素の縦軸とが名目上互いに平行となるように、重なり合う関係にあり；また

前記展開配置では、前記第1翼要素は、前記第1翼要素の縦軸が前記第2翼要素の縦軸に対して非平行となるように、前記第2翼要素に対して配向される。

【0011】

例えば、格納配置では、前記第1翼要素及び前記第2翼要素は、前記第1翼要素の縦軸及び前記第2翼要素の縦軸がそれぞれ、前記胴体縦軸と名目上平行となるように、前記胴体断面に対して配向されるように前記重なり合う関係で配置される。

【0012】

追加的または代替的に、例えば、前記展開配置では、前記第1翼要素は、前記第1翼要素の縦軸が前記胴体縦軸に対して非平行となるように、前記胴体断面に対して配向される。

【0013】

追加的または代替的に、例えば、前記展開配置では、前記第1翼要素は、前記第1翼要素の縦軸が前記胴体縦軸に対して直交となるように、前記胴体断面に対して配向される。

【0014】

追加的または代替的に、例えば、前記展開配置では、前記第2翼要素は、前記第2翼要

素の縦軸が前記胴体縦軸に対して非平行となるように、前記胴体断面に対して配向される。

【0015】

追加的または代替的に、例えば、前記展開配置では、前記第2翼要素は、前記第2翼要素の縦軸が前記胴体縦軸に対して直交となるように、前記胴体断面に対して配向される。

【0016】

追加的または代替的に、例えば、前記展開配置では、前記第1翼要素の縦軸は、前記航空機のピッチ軸と名目上平行である。

【0017】

追加的または代替的に、例えば、各翼展開モジュールは、前記胴体断面に対して相対的に外側に前記第1翼要素、及び前記胴体断面に対して相対的に内側に前記第2翼要素を有するように配置される。

10

【0018】

追加的または代替的に、例えば、前記格納配置にある各翼展開モジュールは、前記第2翼要素の第2翼根と重なり合う関係にある前記第1翼要素の第1翼根を含む。

【0019】

追加的または代替的に、例えば、各翼展開モジュールは、前記第1翼要素の第1翼端及び前記第2翼要素の第2翼端を含み、各翼展開モジュールは、前記格納配置において、該第1翼端が前記航空機に対して前記第1翼根の前方にあり、かつ/または該第2翼端が前記航空機に対して前記第2翼根の前方にあるように配置される。

20

【0020】

追加的または代替的に、例えば、前記格納配置にある各翼展開モジュールは、前記胴体断面に対して重なり合う関係にある前記第1翼要素及び前記第2翼要素を提供するように配置される。

【0021】

追加的または代替的に、例えば、各翼展開モジュールについて、前記各第1翼要素は、

前記第1翼要素を、第1モジュールの旋回軸を中心に非ゼロの第1モジュールの角度変位の分の分、旋回させること；及び

前記第1翼要素を、第1翼要素の旋回軸を中心に非ゼロの第1翼要素の角度変位の分、旋回させること

30

によって、前記格納配置と前記展開配置との間で移行されるように配置される。

前記各第2翼要素は、

前記第2翼要素を、第2モジュールの旋回軸を中心に非ゼロの第2モジュールの角度変位の分、旋回させること

によって、前記格納配置と前記展開配置との間で移行されるように配置される。

【0022】

少なくともいくつかの例では、各翼展開モジュールについて、前記各第2翼要素は、

前記第2翼要素を、第2翼要素の旋回軸を中心に非ゼロの第2翼要素の角度変位の分、旋回させること

40

によって、前記格納配置と前記展開配置との間で移行されるようにさらに配置される。

【0023】

追加的または代替的に、例えば、前記第1モジュールの旋回軸及び前記第2モジュールの旋回軸の少なくとも1つは、前記航空機のピッチ軸と平行である。

【0024】

追加的または代替的に、例えば、前記第1翼要素の旋回軸及び前記第2翼要素の旋回軸は、互いに平行である。

【0025】

追加的または代替的に、例えば、前記第1モジュールの旋回軸及び前記第2モジュール

50

の旋回軸は、同軸である。

【0026】

追加的または代替的に、例えば、前記第1翼要素の旋回軸及び前記第2翼要素の旋回軸の少なくとも1つは、前記航空機の回転軸と平行である。

【0027】

追加的または代替的に、例えば、前記第1モジュールの角度変位は、 $80^{\circ} \sim 100^{\circ}$ の間である。

【0028】

追加的または代替的に、例えば、前記第1モジュールの角度変位は、約 90° である。

【0029】

追加的または代替的に、例えば、前記第1モジュールの角度変位は、前記第1翼要素が前記展開配置において非ゼロの入射角を採用できるようにするものである。

【0030】

追加的または代替的に、例えば、前記第2モジュールの角度変位は、 $80^{\circ} \sim 100^{\circ}$ の間である。

【0031】

追加的または代替的に、例えば、前記第2モジュールの角度変位は、約 90° である。

【0032】

追加的または代替的に、例えば、前記第1モジュールの角度変位及び前記第2モジュールの角度変位は、互いに等しい。

【0033】

追加的または代替的に、例えば、前記翼展開モジュールは、前記第1モジュールの旋回軸及び前記第2モジュールの旋回軸の少なくとも一方を中心に1単位として旋回させるように配置される。

【0034】

追加的または代替的に、例えば、前記第1翼要素の角度変位は、 $70^{\circ} \sim 110^{\circ}$ の間である。

【0035】

追加的または代替的に、例えば、前記第1翼要素の角度変位は、約 90° である。

【0036】

追加的または代替的に、例えば、前記第2翼要素の角度変位は、 $-20^{\circ} \sim +20^{\circ}$ の間である。

【0037】

追加的または代替的に、例えば、いくつかの例では、前記第2翼要素の角度変位は、約 15° であり、一方、他の例では、前記第2翼要素の角度変位は、約 0° である。

【0038】

追加的または代替的に、例えば、少なくとも1つの第1例における翼システムは、

(a)前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に前記非ゼロの第1モジュールの角度変位の分、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に前記非ゼロの第2モジュールの角度変位の分同時に旋回させること； (b)ステップ(a)の後に、前記第1翼要素を、前記第1翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位の分、旋回させること
によって、前記翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開するように配置される。

【0039】

例えば、前記翼システムは、 (c) ステップ(a)の後に、前記第2翼要素を、前記第2翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第2翼要素の角度変位の分、旋回させること
によって、前記翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開するようにさらに配置される。

【0040】

10

20

30

40

50

あるいは、例えば、少なくとも1つの第2例における翼システムは、

(a)前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に第1部分の第1モジュールの角度変位まで、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に第1部分の第2モジュールの角度変位まで同時に旋回させること；

(b)ステップ(a)の後に、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に第2部分の第1モジュールの角度変位まで、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に第2部分の第2モジュールの角度変位まで同時に旋回させながら、前記第1翼要素を、前記第1翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位の分、旋回させること； (c)ステップ(b)の後に、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に前記第1モジュールの角度変位まで、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に前記第2モジュールの角度変位まで同時に旋回させること

によって、前記翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開するように配置される。ここで、前記第2部分の第1モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第1モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、前記第1部分の第1モジュールの角度変位よりも大きい。また、ここで、前記第2部分の第2モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第2モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、前記第1部分の第2モジュールの角度変位よりも大きい。

10

【0041】

本例の代替的な変形では、前記第2部分の第1モジュールの角度変位は、非ゼロの第1モジュールの角度変位に等しく、及び/または前記第2部分の第2モジュールの角度変位は、非ゼロの第2モジュールの角度変位に等しい。

20

【0042】

あるいは、例えば、少なくとも1つの第3例における翼システムは、

(a1)前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に第1部分の第1モジュールの角度変位まで旋回させること； (b1)ステップ(a1)の後に、前記第1翼要素を、前記第1翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位の分の分、旋回させ、また、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に第2部分の第1モジュールの角度変位まで旋回させること； (c1)ステップ(b2)の後に、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に前記第1モジュールの角度変位までそれぞれ旋回させること

によって、前記翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開するように配置される。

30

【0043】

あるいは、例えば、少なくとも1つの第4例における翼システムは、

(a2)前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に第1部分の第2モジュールの角度変位まで旋回させること； (b2)ステップ(a2)の後に、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に前記第2部分の第2モジュールの角度変位まで旋回させること； (c2)ステップ(b2)の後に、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に前記第2モジュールの角度変位まで旋回させること

によって、前記翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開するように配置される。

40

ここで、前記第2部分の第2モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第2モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、第1部分の第2モジュールの角度変位よりも大きい。

【0044】

例えば、ステップ(a1)は、ステップ(a2)と同時に行うことができる。追加的または代替的に、例えば、ステップ(b1)は、ステップ(b2)と同時に行うことができる。追加的または代替的に、例えば、ステップ(c1)は、ステップ(c2)と同時に行うことができる。

【0045】

例えば、第2例、第3例、または第4例による翼システムは、それぞれのステップ(b)、

50

ステップ(b1)、またはステップ(b2)において、

(d)前記第2翼要素を、前記第2翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第2翼要素の角度変位の分、旋回させること
をさらに含むことによって、前記翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開するようにさらに配置される。

【0046】

追加的または代替的に、例えば、前記各翼展開モジュールは、前記胴体断面の側方に取
り付けられるように配置される。

【0047】

追加的または代替的に、例えば、前記各翼展開モジュールは、前記格納配置において、
前記胴体断面の胴体高さに相関するそれぞれの最大幅で配置される。

【0048】

追加的または代替的に、例えば、前記翼システムは、前記胴体断面の左舷側で前記航空
機に取り付けられるように配置された第1翼展開モジュールと、前記胴体断面の右舷側で
該航空機に取り付けられるように配置された第2翼展開モジュールとを含む2つの前記翼
展開モジュールを備える。

【0049】

追加的または代替的に、例えば、前記翼システムは、前記航空機の尾翼として配置され
る。例えば、前記各翼展開モジュールについて、前記第1翼要素は水平安定板として配置
され、前記第2翼要素は垂直安定板として配置される。例えば、前記各翼展開モジュール
について、前記第1翼要素は作動可能な昇降舵を備え、前記第2翼要素は作動可能な方向
舵を備える。あるいは、前記各翼展開モジュールについて、前記第1翼要素は、作動可能
なモノブロック昇降舵として配置され、前記第2翼要素は、作動可能なモノブロック方向
舵として配置される。

【0050】

追加的または代替的に、例えば、前記胴体断面は、前記航空機の機尾の胴体断面である
。

【0051】

本開示の主題の第1態様によれば、航空機の尾翼として配置された翼システムも提供さ
れる。該航空機は、胴体断面及び胴体縦軸を含む胴体を有し、該 翼システムは、少なく
とも1つの翼展開モジュールを備え、各翼展開モジュールは、少なくとも、水平安定板と
して配置され、かつ第1翼要素の縦軸を有する前記第1翼要素及び垂直安定板として配置
され、かつ第2翼要素の縦軸を有する前記第2翼要素を含む1組の翼要素を備え；

前記各翼展開モジュールは、それぞれの格納配置とそれぞれの展開配置との間で選択的
に移行するように配置され；

ここで、前記格納配置では、前記第1翼要素及び前記第2翼要素は、前記第1翼要素の
縦軸と前記第2翼要素の縦軸とが名目上互いに平行となるように、重なり合う関係にあり
；

ここで、前記展開配置では、前記第1翼要素は、前記第1翼要素の縦軸が前記第2翼要
素の縦軸に対して非平行となるように、前記第2翼要素に対して配向され； ここで、前
記各第1翼要素は、

- 前記第1翼要素を、モジュールの旋回軸を中心に非ゼロのモジュールの角度変位の分
、旋回させること、及び

- 前記第1翼要素を、第1翼要素の旋回軸を中心に非ゼロの第1翼要素の角度変位の分
、旋回させること、

によって、前記格納配置と前記展開配置との間で移行されるように配置され；

ここで、前記各第2翼要素は、少なくとも

- 前記第2翼要素を、該モジュールの旋回軸を中心に該非ゼロのモジュールの角度変位
の分、旋回させること

によって、前記格納配置と前記展開配置との間で移行されるように配置される。

10

20

30

40

50

【0052】

例えば、前記展開配置では、前記第1翼要素は、前記第1翼要素が水平安定板として機能し、また前記第2翼要素が垂直安定板として機能するように、前記第2翼要素に対して配向される。

【0053】

少なくともいくつかの例では、各翼展開モジュールについて、各第2翼要素は、前記第2翼要素を、第2翼要素の旋回軸を中心に非ゼロの第2翼要素の角度変位の分、旋回させること
によって、前記格納配置と前記展開配置との間で移行するようにさらに配置される。

【0054】

例えば、前記各翼展開モジュールについて、前記第1翼要素は作動可能な昇降舵を備え、前記第2翼要素は作動可能な方向舵を備える。あるいは、前記各翼展開モジュールについて、前記第1翼要素は、作動可能なモノブロック昇降舵として配置され、前記第2翼要素は、作動可能なモノブロック方向舵として配置される。

【0055】

追加的または代替的に、例えば、前記胴体断面は、前記航空機の機尾の胴体断面である。

【0056】

追加的または代替的に、例えば、前記モジュールの角度変位は、 $80^{\circ} \sim 100^{\circ}$ の間である。

【0057】

追加的または代替的に、例えば、前記モジュールの角度変位は、約 90° である。

【0058】

追加的または代替的に、例えば、前記モジュールの角度変位は、前記展開配置において前記第1翼要素が非ゼロの入射角を採用することを可能にするようなものである。

【0059】

追加的または代替的に、例えば、前記翼展開モジュールは、前記第1モジュールの旋回軸及び前記第2モジュールの旋回軸の少なくとも一方を中心に1単位として旋回するように配置される。

【0060】

追加的または代替的に、例えば、前記第1翼要素の角度変位は、 $70^{\circ} \sim 110^{\circ}$ の間である。

【0061】

追加的または代替的に、例えば、前記第1翼要素の角度変位は、約 90° である。

【0062】

追加的または代替的に、例えば、前記第2翼要素の角度変位は、 $-20^{\circ} \sim +20^{\circ}$ の間である。

【0063】

追加的または代替的に、例えば、いくつかの例では、前記第2翼要素の角度変位は、約 15° であり、一方、他の例では、前記第2翼要素の角度変位は、約 0° である。

【0064】

追加的または代替的に、例えば、前記各翼展開モジュールは、前記胴体断面の側方に取り付けられるように配置される。

【0065】

本開示の主題の第2態様によれば、本開示の主題の第1態様に関して本明細書で定義される翼システムを備えた航空機が提供される。

【0066】

例えば、前記航空機は、格納配置から展開配置に展開可能な少なくとも1つの空力揚力発生翼を含む展開可能な翼配置をさらに備える。ここで、前記少なくとも1つの空力揚力発生翼は、該航空機に十分な空力揚力を発生させるように配置され、前記展開可能な翼配

10

20

30

40

50

置は、前記胴体断面に対して上方または下方のいずれかに取り付けられる。例えば、前記展開可能な翼配置は、前記胴体断面に対して下方に取り付けられ、前記格納配置では、各翼展開モジュールの第1翼要素及び第2翼要素は、前記翼配置を越えて下の方向に突出することを回避するように配置される。

【0067】

追加的または代替的に、例えば、前記航空機は、前記翼システムが前記格納配置にあるときにフェアリング内に格納されるように配置される。

【0068】

本開示の主題の第2態様によれば、航空機の安定性及び制御を提供する方法が提供され、該方法は以下を含む：本開示の主題の第2態様に関し、本明細書で定義されたような航空機を提供すること；前記各翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開すること；各翼展開モジュールの前記第1翼要素及び前記第2翼要素を作動させて、該航空機に制御モーメントを提供すること。

10

【0069】

本開示の主題の第3態様によれば、航空機に翼システムを動作させる方法が提供され、該方法は以下を含む：(A)本開示の主題の第2態様に関し、本明細書で定義されたような航空機を提供すること；(B)前記各翼展開モジュールを前記格納配置から前記展開配置に展開すること。

【0070】

例えば、ステップ(B)は、以下を含む：

20

前記第1翼要素を、第1モジュールの旋回軸を中心に非ゼロの第1モジュールの角度変位の分、旋回させること；

前記第1翼要素を、第1翼要素の旋回軸を中心に非ゼロの第1翼要素の角度変位の分、旋回させること；前記第2翼要素を、第2モジュールの旋回軸を中心に非ゼロの第2モジュールの角度変位の分、旋回させること。

【0071】

任意選択で、ステップ(B)は、以下も含む：

前記第2翼要素を、第2翼要素の旋回軸を中心に非ゼロの第2翼要素の角度変位の分、旋回させること。

【0072】

30

少なくとも第1例では、ステップ(B)は、以下を含む：(a)前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に前記非ゼロの第1モジュールの角度変位の分、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に前記非ゼロの第2モジュールの角度変位の分同時に旋回させること；(b)ステップ(a)の後に、前記第1翼要素を、前記第1翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位の分、旋回させること。

【0073】

任意選択で、第1例の方法は、以下をさらに含む：(c)ステップ(a)の後に、前記第2翼要素を、前記第2翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第2翼要素の角度変位の分、旋回させること。

【0074】

40

少なくとも第2例では、ステップ(B)は、以下を含む：(a)

前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に第1部分の第1モジュールの角度変位まで、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に第1部分の第2モジュールの角度変位まで同時に旋回させること；(b)ステップ(a)の後に、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に第2部分の第1モジュールの角度変位まで旋回させ、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に第2部分の第2モジュールの角度変位まで旋回させながら、前記第1翼要素を、前記第1翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位の分同時に同時に旋回させること；

(c)ステップ(b)の後に、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に前記第1モジュールの角度変位まで、また、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を

50

中心に前記第2モジュールの角度変位まで同時に旋回させること。ここで、前記第2部分の第1モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第1モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、前記第1部分の第1モジュールの角度変位よりも大きい。また、ここで、前記第2部分の第2モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第2モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、前記第1部分の第2モジュールの角度変位よりも大きい。

【0075】

本例の代替的な変形では、前記第2部分の第1モジュールの角度変位は、非ゼロの第1モジュールの角度変位に等しく、及び/または前記第2部分の第2モジュールの角度変位は、非ゼロの第2モジュールの角度変位に等しい。

【0076】

少なくとも第3例では、ステップ(B)は、以下を含む：(a1)前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に第1部分の第1モジュールの角度変位まで旋回させること；(b1)ステップ(a1)の後に、前記第1翼要素を、前記第1翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位の分の分、旋回させ、また、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に第2部分の第1モジュールの角度変位まで旋回させること；(c1)ステップ(b1)の後に、前記第1翼要素を、前記第1モジュールの旋回軸を中心に前記第1モジュールの角度変位まで旋回させること。ここで、前記第2部分の第1モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第1モジュールの角度変位よりも小さく、かつ、前記第1部分の第1モジュールの角度変位よりも大きい。

【0077】

少なくとも第4例では、ステップ(B)は、以下を含む：(a2)前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に第1部分の第2モジュールの角度変位まで旋回させること；(b2)ステップ(a2)の後に、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に前記第2部分の第2モジュールの角度変位まで旋回させること；(c2)ステップ(b2)の後に、前記第2翼要素を、前記第2モジュールの旋回軸を中心に前記第2モジュールの角度変位まで旋回させること。

ここで、前記第2部分の第2モジュールの角度変位は、前記非ゼロの第2モジュールの角度変位よりも小さく、前記第1部分の第2モジュールの角度変位よりも大きい。

【0078】

例えば、ステップ(a1)は、ステップ(a2)と同時に行うことができる。追加的または代替的に、例えば、ステップ(b1)は、ステップ(b2)と同時に行うことができる。追加的または代替的に、例えば、ステップ(c1)は、ステップ(c2)と同時に行うことができる。

【0079】

任意選択で、第2例、第3例、または第4例による方法は、それぞれのステップ(b)、ステップ(b1)、またはステップ(b2)において、(d)前記第2翼要素を、前記第2翼要素の旋回軸を中心に前記非ゼロの第2翼要素の角度変位の分、旋回させることをさらに含む。

【0080】

本開示の主題の少なくとも1例の特徴として、航空機用の翼システムが提供され、そこには、前記格納配置では、各翼展開モジュールのそれぞれの第1翼要素及び第2翼要素は、翼配置の垂直位置を越えて突出することなく、胴体の側面にコンパクトに折り畳まれ、これにより、格納配置で航空機を格納することが望まれるフェアリングの断面積の占有率を最大にすることができる。

【0081】

本開示の主題の少なくとも1例の別の別の特徴として、航空機用の翼システムが提供され、そこには、前記展開配置では、尾翼の形態の翼システムは、航空機の主揚力発生翼配置の展開前であっても、安定性及び操舵を提供することができることである。

【0082】

本開示の主題の少なくとも1例の別の別の特徴として、航空機用の翼システムが提供され、そこには、各翼展開モジュール、翼弦のサイズと分布、テーパ、スパン、及び幅の設計に

10

20

30

40

50

高度な柔軟性を適用し、フェアリングによって提供されるエンベロープ内で胴体に対して効率的な側方のパッケージングを可能にする。

【図面の簡単な説明】

【0083】

本明細書に開示の主題をよりよく理解するために、また、実際にどのように実施され得るかを例示するために、以下では、添付図面を参照して、非限定的な例として、実施形態を説明する。

【0084】

図1は、格納配置にある、本開示の主題の第1例による翼システムを備える航空機の等角部分図を示す。

【0085】

図2は、図1の例の、航空機及び展開配置にある翼システム等角部分図を示す。図2(a)は、図2の例の側面図である。図2(b)は、図2の例の上面図である。図2(c)は、図2の例の後方図である。図2(d)は、図2の例の等角図であり、変位角を模式的に示す。図2(e)は、非ゼロの入射角を有する図2の例の代替的な変形の側面図である。

【0086】

図3(a)は、図1の例の側面図であり、格納配置にある第1翼要素を示す。図3(b)は、部分的に展開配置にある図3(a)の例の側面図である。図3(c)は、展開配置にある図3(a)の例の正面図である。

【0087】

図4(a)は、図1の例の横断面図であり、格納配置にある第1翼要素を示す。図4(b)は、部分的に展開配置にある図4(a)の例の横断面図である。図4(c)は、展開配置にある図4(a)の例の横断面図である。

【0088】

図5(a)は、図1の例の側面図であり、格納配置にある第2翼要素を示す。図5(b)は、展開配置にある図5(a)の例の側面図である。図5(c)は、図5(a)の例の正面図である。

【0089】

図6(a)は、図1の例の横断面図であり、格納配置にある第2翼要素を示す。図6(b)は、部分的に展開配置にある図6(a)の例の横断面図である。図6(c)は、展開配置にある図6(a)の例の横断面図である。

【0090】

図7(a)は、図1の例の後方図であり、ヨーで動作する翼システムを示す。図7(b)は、ピッチで動作する図7(a)の例の後方図である。図7(c)は、ロールで動作する図7(a)の例の後方図である。

【0091】

図8(a)～図8(d)は、図1の例を格納配置から展開配置に展開する方法の一例を模式的に示す。

【0092】

図9は、図8(a)～8(d)の例の方法のステップを概略的に示す。

【0093】

図10(a)～図10(e)は、図1の例を格納配置から展開配置に展開する方法の一例を模式的に示す。

【0094】

図11は、図10(a)～10(e)の例の方法のステップを概略的に示す。

【0095】

図12(a)は、図1の例の、航空機及びフェアリングに格納された格納配置にある翼システム等角部分図を示す。図12(b)は、図12(a)の例の側面図を示す。図12(c)は、A-Aに沿った図12(b)の例の横断面図を示す。

【詳細な説明】

【0096】

10

20

30

40

50

図1、図2、図2(a)、図2(b)を参照すると、本開示の主題の第1例による航空機（一般に100と表す）は、新規な翼システム200を備える。前記翼システム200は、少なくとも1つの翼展開モジュール220（本明細書では翼モジュールと互換的に参照される）を備える。

【0097】

特に図1を参照すると、少なくとも本例では、前記航空機100は、動力付き固定翼型の航空機である。これは、亜音速配置または遷音速配置を含む。これは、胴体断面を有する胴体を含む。本例では、それは、機尾の胴体断面110、航空機100に空力的な揚力を提供するための翼装置300、適切な推進システム（図示せず）、及び前記翼システム200である。本例の代替的な変形では、航空機100は、代わりに、超音速配置で配置することができ

10

【0098】

前記胴体、特に胴体断面（本例では、機尾の胴体断面110である）は、胴体縦軸LAを有する。

【0099】

翼システム200は、以下の例では、機尾の胴体断面110に関して記載されているが、そのような例の代替的な変形では、必要に応じて、必要な変更を加えて、同じ教示を胴体の他の胴体断面に適用することができる。

【0100】

翼配置300は、少なくとも本例では、格納配置から展開配置に展開可能な、1つ、2つ、またはそれ以上の空力揚力発生翼を含む、折り畳み可能または別様に展開可能な翼配置を含むことができる。前記格納配置では、1つまたは複数の空力揚力発生翼は、胴体の上方及び/または下方に格納され、それぞれのスパン軸は、機尾の胴体断面110と概ね整列する。前記展開配置では、1つまたは複数の空力揚力発生翼は、該翼の前縁が空気流ASに対向するように機尾の胴体断面に対して外向きに突出し、翼が空力揚力を発生することを可能にする。該翼に対するこのような空気流は、例えば、航空機100が空気中でかなりの前進速度で走行する結果であり得る。1つまたは複数の空力揚力発生翼は、前記航空機の空力飛行のために十分な空力揚力を発生させるように配置される。

20

【0101】

少なくとも本例及び他の例では、翼システム200は、前記航空機100の尾部配置または尾翼として配置される。しかし、本例の代替的な変形及び他の例では、該翼システムは、例えば、前記航空機の揚力発生翼として、または前記航空機の他の翼として配置することができる。

30

【0102】

さらに、本開示の主題は、UAV航空機における特定の用途を見出すが、本開示の主題は、有人航空機、必要な変更を加えて、特に一般航空、亜音速輸送、海軍航空等適用することができる。本例の代替的な変形及び他の例では、航空機100は、代わりに、有人または無人で、非動力式で固定翼型の亜音速または遷音速の航空機として配置することができる。

【0103】

航空機100は、コントローラ(図示せず)を含む制御システムをさらに備える。これは、航空機100を動作させるように配置され、特に、翼システム200を少なくともその飛行エンベロープ内で動作させるように配置される。

40

【0104】

本明細書で明らかになるように、翼システム200は、格納配置SC及び展開配置DCを有する。さらに、翼システム200は、前記格納配置SCと展開配置DCとの間で選択的に移行するように配置される。

【0105】

本例では、翼システム200は、2つの翼展開モジュール220、具体的に、左舷翼展開モジュール220P及び右舷翼展開モジュール220Sを備える。従って、本明細書で別段の指

50

定がない限り、参照番号220は、左舷翼展開モジュール220P及び右舷翼展開モジュール220Sの各々を指すものとする。しかし、本例の他の代替的な変形では、翼システム200は、単一の翼展開モジュール220を、例えばV字尾翼の形で備える。本例のさらに他の代替的な変形では、翼システム200は、2つ以上の翼展開モジュール220を備えることができ、例えば、胴体断面の周囲に配置された3組または4組のV字フィン備えることができる。

【0106】

各翼展開モジュール220は、胴体断面の側方、特に機尾の胴体断面110に取り付けられるように配置される。

【0107】

少なくとも本例では、左舷翼展開モジュール220Pは、機尾の胴体断面110の左舷側110Pに取り付けられ、右舷翼展開モジュール220Sは、機尾の胴体断面110の右舷側110Sに取り付けられる。

【0108】

左舷翼展開モジュール220P及び右舷翼展開モジュール220Sは、実質的に互いに鏡像であり、そうでなければ実質的に同一である。

【0109】

各翼モジュール220は、少なくとも1つの第1翼要素240H及び少なくとも1つの第2翼要素240Vを含む1組の翼要素240を備える。少なくとも本例では、各翼モジュール220は、単一の第1翼要素240H及び単一の第2翼要素240Vを含む1組の翼要素240を含む。

【0110】

本例の代替的な変形では、各翼モジュール220は、1つ以上の第1翼要素240H及び/または1つ以上の第2翼要素240Vを含む1組の翼要素240を備えることができる。例えば、前記翼モジュールが2つの第2翼要素を含むそのような例では、これらは、前記格納配置で互いに重なり合う関係にあり(また、格納配置における1つまたは複数の第1翼要素に対して重なり合う)、また、前記展開配置で展開される。これにより、一方の第2翼要素は、機尾の胴体断面から上方に突出し(図示された例のように)、他方の第2翼要素は、機尾の胴体断面から下向きに反対方向に突出する。追加的または代替的に、例えば、前記翼モジュールが2つの第1翼要素を含むそのような例では、これらは、前記格納配置で互いに重なり合う関係にあり(また、格納配置における1つまたは複数の第1翼要素に対して重なり合う)、また、前記展開配置で展開される。これにより、一方の第1翼要素は、機尾の胴体断面から上方に傾斜し、他方の第1翼要素は、例えば、"く"形に、機尾の胴体断面から下方に傾斜する。

【0111】

少なくとも本例では、各翼モジュール220について、それぞれの第1翼要素240Hは、水平安定板として配置され、本明細書では互換的に水平尾翼とも参照される。また、第2翼要素240Vは、垂直安定板として配置され、本明細書では互換的に垂直尾翼とも参照される。

【0112】

少なくとも本例における第1翼要素240Hは、第1翼要素根242Hから第1翼要素先端244Hまで、その第1翼要素の縦軸240LA1に沿った横断面において翼弦 C_H を有する対応の翼型断面形状 AE_H を有する。本例では、該翼型断面形状 AE_H は、ゼロの反りを有し、空気流に対するゼロの迎え角 α に対応するゼロの空力(即ち、ゼロの揚力係数を有する)を発生する。一方、本例の代替的な変形では、該翼型断面形状 AE_H は、非ゼロの反りを有し、かつ/または空気流に対するゼロの迎え角 α に対応する空力(即ち、非ゼロの正の揚力係数を有する)を発生することができる。

【0113】

少なくとも本例では、第1翼要素240Hは、前縁241H、後縁243H、及びスパン S_H を有する。第1翼要素の縦軸240LA1は、第1翼要素240Hの縦に沿って、第1翼要素根242Hと第1翼要素先端244Hとの間で延在する。

10

20

30

40

50

【0114】

少なくとも本例では、第1翼要素240Hは、平面形状で、概ね矩形である。前記翼型断面形状 AE_H は、第1翼要素240Hのそれぞれの第1翼要素の縦軸240LA1に沿って、サイズ及び形状が均一である。従って、少なくとも本例における第1翼要素240Hは、翼弦 C_H が均一である(また、該第1翼要素の最大翼弦に対応する)。

【0115】

しかし、本例の代替的な変形では、第1翼要素240Hは、例えば、平面形状のほぼ台形(即ち、テーパを有する)または任意の他の形状であり得る。翼型断面形状 AE_H は、第1翼要素240Hのそれぞれの縦軸240LA1に沿って形状が均一であるが、それぞれの第1翼要素240Hの縦軸240LA1に沿った各スパン方向位置での翼型断面形状 AE_H のサイズは、それぞれのスパン方向位置での翼弦 C_H のサイズに比例して変化することができる。このような場合、翼弦 C_H は、最大翼弦と最小翼弦との間で変化することができる。

10

【0116】

しかし、本例の別の代替的な変形では、第1翼要素240Hは、例えば、平面形状のほぼ台形(即ち、テーパを有する)または任意の他の形状であり得る。翼型断面形状 AE_H は、第1翼要素240Hのそれぞれの縦軸240LA1に沿って形状が均一ではなく、さらに、それぞれの第1翼要素240Hの縦軸240LA1に沿った各スパン方向位置での翼型断面形状 AE_H のサイズは、それぞれのスパン方向位置での翼弦 C_H のサイズに比例して変化することができる。このような場合、翼弦 C_H は、最大翼弦と最小翼弦との間で変化することができる。

20

【0117】

少なくとも本例では、第1翼要素240Hは、非掃引であり、従って、スパン S_H は、第1翼要素の縦軸240LA1と平行である。しかし、本例の代替的な変形では、第1翼要素240Hは、掃引であってもよく、例えば、正の掃引角度または負の掃引角度を有する。従って、スパン S_H は、第1翼要素の縦軸240LA1と平行ではない。

【0118】

少なくとも1つの上記例では、第1翼要素240Hのそれぞれの縦軸240LA1に沿ったそれぞれの厚さ対翼弦の比は、均一であってもよい。あるいは、上記例の少なくとも1つの変形では、第1翼要素240Hのそれぞれのスパンに沿ったそれぞれの厚さ対翼弦の比は、均一でなくてもよい。例えば、それぞれの第1翼要素の縦軸240LA1に沿ったそれぞれの厚さ対翼弦の比は、それぞれの第1翼要素根242Hから第1翼要素先端244Hへの方向に減少させることができる。

30

【0119】

留意されたいこととして、平面図において(例えば、図2(b)に示すように)、第1翼要素240Hは、最大幅 W_H で配置される。ここで、この幅は、スパン S_H 及び/または、第1翼要素240Hの縦軸240LA1と直交となるように取られる。このような最大幅 W_H は、機尾の胴体断面110の高さ H_F に相関される。例えば、このような最大幅 W_H は、機尾の胴体断面110の高さ H_F とほぼ同じ寸法であり、または機尾の胴体断面110の高さ H_F の±10%以内または±20%以内である。

【0120】

少なくとも本例では、第1翼要素240Hは、昇降舵245Hの形態での少なくとも1つの制御表面を備える。本明細書でより明確になるように、これは、旋回軸を中心に旋回することによって制御可能に動作し、選択的に正の昇降偏向または負の昇降偏向を提供して、ピッチ、ヨー、及びロールの制御モーメントを生成できるようにする。本例の代替的な変形では、第1翼要素240H自体は、作動可能なモノブロック昇降舵として配置され、これは、適切な第1翼要素の旋回軸を中心に旋回して、選択的に正の昇降偏向または昇降方向偏向を提供し、それによって、ピッチ、ヨー、及びロールの制御モーメントを生成できるようにする。

40

【0121】

少なくとも本例では、適切なアクチュエータシステム(図示せず)は、昇降舵245H及び

50

コントローラに動作可能に結合され、昇降偏向角の変化を制御及び実行する。例えば、そのようなアクチュエータシステムは、第1翼要素240H自体、例えば、第1翼要素240Hの本体内部に埋め込まれ得る。非限定的な例として、このようなアクチュエータシステムは、Volz Servos GmbH & Co. KG社 (Germany)によるVolz DA-30またはVolz DA-15サーボのうちの1つ以上を含むことができる。

【0122】

図2(c)を参照すると、少なくとも本例では、展開配置DCでは、第1翼要素240Hは、名目上ゼロの二面角で機尾の胴体断面110に対して配向される。換言すれば、左舷及び右舷の第1翼要素240Hのそれぞれの縦軸240LA1は、互いに平行であり、特に互いに同軸である。従って、昇降舵245Hの旋回軸は、本質的に航空機100のピッチ軸と平行である。さらに、展開配置DCでは、第1翼要素240Hは、第1翼要素先端244Hが第1翼要素根242Hよりも機尾の胴体断面110から大きい間隔にあるように、機尾の胴体断面110から外側かつ側方に突出している。

10

【0123】

再び図1を参照すると、格納配置SCでは、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、第1翼要素の縦軸240LA1と第2翼要素の縦軸240LA2とが名目上平行となるように重なり合う関係にある。格納配置SCにおける各翼展開モジュール220は、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vを胴体断面110に対して重なり合う関係で提供するように配置される。

【0124】

本明細書でより明らかになるように、格納配置SCでは、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、胴体断面110に対して配向されるように、前記の重なり合う関係で配置される。それにより、第1翼要素の縦軸240LA1及び第2翼要素の縦軸240LA2がそれぞれ、胴体縦軸LAと名目上平行となる。

20

【0125】

再び図2を参照すると、展開配置DCでは、第1翼要素240Hは、第1翼要素の縦軸240LA1が第2翼要素の縦軸240LA2に対して非平行となるように、第2翼要素240Vに対して配向される。

【0126】

また本明細書でより明らかになるように、展開配置DCでは、第1翼要素240Hは、第1翼要素の縦軸240LA1が胴体縦軸LAに対して非平行、例えば直交となるように、胴体断面110に対して配向される。さらに、展開配置DCでは、第2翼要素240Vは、第2翼要素の縦軸240LA2が胴体縦軸LAに対して非平行、例えば直交となるように、胴体断面110に対して配向される。

30

【0127】

例えば、図1を再び参照すると、格納配置SCでは、第1翼要素240Hは、第1翼要素240Hの縦軸240LA1が、胴体縦軸LA、特に機尾の胴体断面110の縦軸LAと名目上平行となるように、機尾の胴体断面110に対して配向される。

【0128】

再び図2、図2(a)、図2(b)、及び図2(c)を参照すると、展開配置DCでは、第1翼要素240Hは、第1翼要素240Hの縦軸240LA1が縦軸LAに対して非平行となるように、機尾の胴体断面110に対して配向される。少なくとも本例では、展開配置では、第1翼要素の縦軸240LA1は、胴体縦軸LA、特に機尾の胴体断面110と名目上直交する。少なくとも本例では、展開配置DCでは、第1翼要素の縦軸240LA1は、航空機100のピッチ軸Pと名目上平行である。

40

【0129】

特に図2(c)を参照すると、翼システム200は、翼システム200、特に各翼モジュール240を格納配置SCから展開配置DCに移行させるように配置された展開システム400をさらに備える。

【0130】

50

少なくとも本例では、特に図3(a)、図3(b)、及び図3(c)を参照すると、展開システム400は、

それぞれの第1翼要素240Hを、それぞれの第1モジュールの回転軸MPA1を中心に非ゼロのモジュールの角度変位 θ_{M1} の分、回転させること、及び前記第1翼要素240Hを、それぞれの第1翼要素の回転軸WPAHを中心に非ゼロの翼要素の角度変位 θ_H の分、回転させること

によって、各第1翼要素240Hを前記格納配置SCから前記展開配置DCに展開するように配置される。

【0131】

留意されたいこととして、第1翼要素240Hをそれぞれの第1モジュールの回転軸MPA1を中心に回転させることは、実質的に、第1翼要素240Hを機尾の胴体断面110の表面に沿ってまたはほぼ平行に回転させる。これによって、前縁241Hを航空機100の前端に向けて、後縁243Hを航空機100の後端に向ける。同時に、機尾の胴体断面110に対する第1翼要素先端244Hの間隔を実質的に増加させる。一方で、同時に、機尾の胴体断面110に対する第1翼要素根242Hの間隔は、変化しないままであるか、またははるかに僅かだけ変化することができる。それぞれの第1モジュールの回転軸MPA1を中心としたこのような回転は、少なくとも本例では、名目上、垂直面上で行われる。

【0132】

一方、第1翼要素の回転軸WPAHを中心に第1翼要素240Hを回転させることは、前縁241Hが航空機100の前端に向けられたままである第1翼要素240Hを配向し、後縁243Hは、航空機100の後端に面したままである。また、第1翼要素先端244Hは、機尾の胴体断面110に対する第1翼要素根242Hの間隔よりも大きい間隔で機尾の胴体断面110に対して離間したままである。しかし、少なくとも本例では、第1翼要素240Hは、前記展開配置DCに対応するほぼ水平方向にある。

【0133】

少なくとも本例では、第1モジュールの回転軸MPA1は、第1翼要素の回転軸WPAHに対して直交している。本例の代替的な変形では、例えば、第1モジュールの回転軸MPA1は、 90° とは異なる第1翼要素の回転軸WPAHに対して非ゼロの角度にある。

【0134】

少なくとも本例では、第1モジュールの回転軸MPA1は、航空機100のピッチ軸Pと平行である。本例の代替的な変形では、例えば、第1モジュールの回転軸MPA1は、ピッチ軸Pに対して非ゼロの角度であり得、また、回転軸Rから 90° とは異なる非ゼロの角度であり得る。

【0135】

少なくとも本例では、第1翼要素の回転軸WPAHは、航空機100の回転軸Rと平行である。本例の代替的な変形では、例えば、第1翼要素の回転軸WPAHは、回転軸Rに対して非ゼロの角度にある。

【0136】

少なくとも本例では、第1翼要素の回転軸WPAHは、航空機100の縦軸LAと平行である。本例の代替的な変形では、例えば、第1翼要素の回転軸WPAHは、縦軸LAに対して非ゼロの角度にある。

【0137】

少なくとも本例では、第1翼要素の回転軸WPAHは、第1翼要素240Hの翼弦CLHと平行である。

【0138】

例えば、図4(a)、図4(b)、及び図4(c)を参照すると、展開システム400は、翼モジュール220または少なくともそれぞれの第1翼要素240Hが第1モジュールの回転軸MPA1を中心に、少なくとも格納配置SC(図4(a))の位置から非ゼロのモジュールの角度変位 θ_{M1} に続く中間位置(図4(b))まで、回転することを可能にするように、機尾の胴体断面110に対して回転可能または回転可能に取り付けられたシャフトまたはジャーナル250H

10

20

30

40

50

を含む。

【0139】

さらに、それぞれの第1翼要素240Hは、ピン254H及びブラケット252Hを介して、ジャーナル250Hに、例えば機尾の胴体断面110の外側のジャーナル250Hの自由端に旋回可能に取り付けられる。これにより、第1翼要素240Hが、ジャーナル250Hに対して第1翼要素の旋回軸 WPA_H を中心に、中間位置から展開構成DC(図4(c))に対応する位置まで、非ゼロの翼要素の角度変位 θ_M の分、旋回できるようにする。

【0140】

第1モジュールの旋回軸 MPA_1 は、第1翼要素根242Hで、その前縁から翼弦 C_H に沿った翼弦方向の位置 X_{HA} に位置する。例えば、該翼弦方向の位置 X_{HA} は、翼弦 C_H の約25%、及び/または第1翼要素240Hの空力中心の前方の翼弦 C_H の約1%~2%(例えば、第1翼要素根242Hの空力中心の前方の翼弦 C_H の約1%~2%)とすることができる。

【0141】

再び図1を参照すると、少なくとも本例における第2翼要素240Vは、第2翼要素根242Vから第2翼要素先端244Vまでの第2翼要素の縦軸240LA2に沿った横断面において翼弦 C_v を有する対応する翼断面形状 AE_v を有する。本例では、前記翼断面形状 AE_v は、ゼロの反りを有し、空気流に対するゼロの迎え角 α に対応するゼロの空力を発生する(即ち、ゼロの揚力係数を有する)。

【0142】

少なくとも本例では、図2(a)も参照すると、第2翼要素240Vは、前縁241V、後縁243V、及びスパン S_v を有する。第2翼要素の縦軸240LA2は、第2翼要素根242Vと第2翼要素先端244Vとの間の第2翼要素240Vの長さに沿って延在する。

【0143】

少なくとも本例では、第2翼要素240Vは、平面形状のほぼ台形である。翼型断面形状 AE_v は、第2翼要素240Vのそれぞれの第2翼要素の縦軸240LA2に沿って大きさ及び形状が均一である。従って、少なくとも本例では、第2翼要素240Vの翼弦 C_v は、均一である(また、第2翼要素240Vの最大翼弦に対応する)。

【0144】

しかし、本例の代替的な変形では、第2翼要素240Vは、例えば、平面形状のほぼ台形(即ち、テーパを有する)または任意の他の形状であり得る。翼型断面形状 AE_v は、第2翼要素240Vのそれぞれの縦軸240LA2に沿って形状が均一であるが、それぞれの第2翼要素240Vの縦軸240LA2に沿った各スパン方向位置での翼型断面形状 AE_v のサイズは、それぞれのスパン方向位置での翼弦 C_v のサイズに比例して変化することができる。このような場合、翼弦 C_v は、最大翼弦と最小翼弦との間で変化することができる。

【0145】

しかし、本例の別の代替的な変形では、第2翼要素240Vは、例えば、平面形状のほぼ台形(即ち、テーパを有する)または任意の他の形状であり得る。翼型断面形状 AE_v は、第2翼要素240Vのそれぞれの縦軸240LA2に沿って形状が均一ではなく、さらに、それぞれの第2翼要素240Vの縦軸240LA2に沿った各スパン方向位置での翼型断面形状 AE_v のサイズは、それぞれのスパン方向位置での翼弦 C_v のサイズに比例して変化することができる。このような場合、翼弦 C_v は、最大翼弦と最小翼弦との間で変化することができる。

【0146】

少なくとも本例では、第2翼要素240Vは、非掃引であり、従って、スパン S_v は、第2翼要素の縦軸240LA2と平行である。しかし、本例の代替的な変形では、第2翼要素240Vは、掃引され、例えば、正の掃引角度または負の掃引角度を有する。従って、スパン S_v は、第2翼要素の縦軸240LA2と平行ではない。

【0147】

少なくとも1つの上記例では、第2翼要素240Vのそれぞれの縦軸240LA2に沿ったそれぞれの厚さ対翼弦の比は、均一であってもよい。あるいは、上記例の少なくとも1つの変形では、第2翼要素240Vのそれぞれのスパンに沿ったそれぞれの厚さ対翼弦の比は、

10

20

30

40

50

均一でなくてもよい。例えば、それぞれの第2翼要素の縦軸240LA2に沿ったそれぞれの厚さ対翼弦の比は、それぞれの第2翼要素根242Vから第2翼要素先端244Vへ方向に減少させることができる。

【0148】

留意されたいこととして、図5(a)を参照すると、第2翼要素240Vは、最大幅Wvで配置される。ここで、この幅は、スパンSv及び/または、第2翼要素240Vの縦軸240LA2と直交となるように取られる。このような最大幅Wvは、機尾の胴体断面110の高さHFに相関される。例えば、このような最大幅Wvは、機尾の胴体断面110の高さHFとほぼ同じ寸法であり、または機尾の胴体断面110の高さHFの±10%以内または±20%以内である。

10

【0149】

少なくとも本例では、第2翼要素240Vは、昇降舵245Vの形態での少なくとも1つの制御表面を備える。本明細書でより明確になるように、これは、旋回軸を中心に旋回することによって制御可能に動作し、選択的に正の昇降偏向または負の昇降偏向を提供して、ヨー及びロールの制御モーメントを生成できるようにする。本例の代替的な変形では、第2翼要素240V自体は、作動可能なモノブロック昇降舵として配置され、これは、適切な第2翼要素の旋回軸を中心に旋回して、選択的に正の昇降偏向または昇降方向偏向を提供し、それによって、ヨー及びロールの制御モーメントを生成できるようにする。

【0150】

少なくとも本例では、適切なアクチュエータシステム(図示せず)は、昇降舵245V及びコントローラに動作可能に結合され、昇降偏向角の変化を制御及び実行する。例えば、そのようなアクチュエータシステムは、第2翼要素240V自体、例えば、第2翼要素240Vの本体内部に埋め込まれ得る。非限定的な例として、このようなアクチュエータシステムは、Volz Servos GmbH & Co. KG社 (Germany)によるVolz DA-30またはVolz DA-15サーボのうちの1つ以上を含むことができる。

20

【0151】

特に図2(d)及び図5(c)を参照すると、少なくとも本例では、展開配置DCでは、第2翼要素240Vは、水平から所望の傾斜角 ϕ で機尾の胴体断面110に対して配向される。また、昇降舵245Vの旋回軸は、実質的に、航空機100のヨー軸Yと平行であるか、または第2翼要素の縦軸240LA2に対して傾斜することができる。さらに、展開配置DCでは、第2翼要素240Vは、第2翼要素先端244Vが第2翼要素根242Vよりも機尾の胴体断面110からの間隔が大きくなるように、機尾の胴体断面110から外向きかつ上方に突出している。少なくともいくつかの例では、90°未満の傾斜角 ϕ を提供し、それによって、機尾の胴体断面110に対して翼システム200の2つの第2翼要素240Vの発散配置を提供することは、2つの第2翼要素240Vの間の空力干渉を最小限に抑えることができる。

30

【0152】

再び図1を参照すると、格納配置SCでは、第2翼要素240Vは、第2翼要素240Vの縦軸240LA2が胴体、特に機尾の胴体断面110の縦軸LAと名目上平行となるように、機尾の胴体断面110に対して配向される。

【0153】

再び図2、図2(a)、図2(b)、及び図2(c)を参照すると、展開配置DCでは、第2翼要素240Vは、第2翼要素240Vの縦軸240LA2が縦軸LAに対して非平行となるように、機尾の胴体断面110に対して配向される。少なくとも本例では、展開配置DCでは、第2翼要素の縦軸240LA2は、胴体縦軸LA、特に機尾の胴体断面110の縦軸と名目上直交している。少なくとも本例では、展開配置DCでは、第2翼要素の縦軸240LA2は、ピッチ-ヨー平面上にあり、航空機100のピッチ軸Pとヨー軸Yとの間で傾斜している。

40

【0154】

特に図2(c)を参照すると、翼システム200、展開システム400はさらに、翼システム200、特に各翼モジュール240を、第2翼要素240Vに対して、格納配置SCから展開配置DCに移行させるように配置される。

50

【0155】

少なくとも本例では、前記格納配置における各翼展開モジュール220は、第2翼要素240Vの第2翼根242Vに対して重なり合う関係にある第1翼要素240Hの第1翼根242Hを含む。

【0156】

少なくとも本例では、特に図5(a)、図5(b)、及び図5(c)を参照すると、展開システム400はまた、

それぞれの第2翼要素240Vを、それぞれの第2モジュールの回転軸MPA2を中心に非ゼロのモジュールの角度変位 θ_{M2} の分、回転させること；また任意選択で、

前記第2翼要素240Vを、それぞれの第2翼要素の回転軸WPAVを中心に非ゼロの翼要素の角度変位 θ_V の分、回転させること

によって、各第2翼要素240Vを前記格納配置SCから前記展開配置DCに展開するか、そうでなければ移行させるように配置される。

【0157】

留意されたいこととして、傾斜角 ϕ が 90° に設定されている本例及び他の例を実施するために、第2翼要素240Vは、前記格納構成SCから前記展開配置DCに移行する際に、それぞれの第2モジュールの回転軸MPA2を中心に非ゼロのモジュールの角度変位 θ_{M2} の分、回転するが、それ以上の移行は必要ない。換言すれば、第2翼要素240Vを、それぞれの第2翼要素の回転軸WPAVを中心に非ゼロの翼要素の角度変位 θ_V の分、回転させるステップは省略される。

【0158】

また留意されたいこととして、傾斜角 ϕ が 90° 未満に設定されている本例及び他の例を実施するために、第2翼要素240Vは、格納配置SCから展開配置DCに移行する際に、それぞれの第2モジュールの回転軸MPA2を中心に非ゼロのモジュールの角度変位 θ_{M2} の分、回転するが、それ以上の移行は必要ない。換言すれば、第2翼要素240Vをそれぞれの第2翼要素の回転軸WPAVを中心に非ゼロの翼要素の角度変位 θ_V の分、回転させるステップは省略される。そのような場合、それぞれの第2モジュールの回転軸MPA2は、ピッチ軸P及び回転軸Rに対して対応する角度に設定することができる。それにより、格納配置SCでは、第2翼要素240Vの第2翼要素の縦軸240LA2が縦軸LAに対して平行でありながら、展開配置DCでは、第2翼要素240Vは、必要な傾斜角を自動的に提供するそれぞれの第2モジュールの回転軸MPA2を中心に回転する。

【0159】

留意されたいこととして、第2翼要素240Vをそれぞれの第2モジュールの回転軸MPA2を中心に回転させることは、実質的に、第2翼要素240Vを機尾の胴体断面110の表面に沿ってまたはほぼ平行に回転させる。これによって、前縁241Vを航空機100の前端に向けて、後縁243Vを航空機100の後端にくける。同時に、機尾の胴体断面110に対する第1翼要素先端部244Vの間隔を実質的に増加させる。一方で、同時に、機尾の胴体断面110に対する第1翼要素根242Vの間隔は、変化しないままであるか、またははるかに僅かだけ変化することができる。それぞれの第1モジュールの回転軸MPA1を中心としたこのような回転は、少なくとも本例では、名目上、垂直面上で行われる。傾斜角 ϕ が 90° に設定される本例の代替的な変形では、モジュールの角度変位 θ_{M2} のそれぞれの第2モジュールの回転軸MPA2を中心としたそのような回転は、第2翼要素240Vを展開配置DCに対応する位置にもたらす。

【0160】

一方、例えば、傾斜角 ϕ が 90° 未満に設定されている例では、第2翼要素の回転軸WPAVを中心に第2翼要素240Vを回転させることは、前縁241Vが航空機100の前端に向かって面したままである第2翼要素240Vを配向する。後縁243Vは、航空機100の後端に面したままであり、また、第2翼要素先端244Vは、機尾の胴体断面110に対する第2翼要素根242Vの間隔よりも大きい間隔で機尾の胴体断面110に対して間隔を空けたままである。しかし、第2翼要素240Vは、展開配置DCに対応する翼要素の角度変位 θ_V で垂直

面に対して傾斜している。図示の例では、第2翼要素240Vは、 90° 未満、例えば 75° の傾斜角 ϕ である。従って、第1モジュールの旋回軸MPA2を中心に前記の第2翼要素240Vを非ゼロのモジュールの角度変位 θ_{M2} の分、旋回させることに加えて、該第2翼要素240Vは、それぞれの第2翼要素の旋回軸WPAvを中心に非ゼロの第2翼要素の角度変位 θ_v の分さらに旋回する。

【0161】

従って、少なくとも本例では、第2翼要素の角度変位 θ_v は、次の式によって傾斜角 ϕ に関連する。

$$\theta_v = 90^\circ - \phi$$

【0162】

少なくとも本例では、第2モジュールの旋回軸MPA2は、第2翼要素の旋回軸WPAvに対して直交する。本例の代替的な変形では、例えば、第2モジュールの旋回軸MPA2は、 90° とは異なる第2翼要素の旋回軸WPAvに対して非ゼロの角度にある。

【0163】

少なくとも本例では、第2モジュールの旋回軸MPA2は、航空機100のピッチ軸Pと平行である。本例の代替的な変形では、例えば、第2モジュールの旋回軸MPA2は、ピッチ軸Pに対して非ゼロの角度であり、回転軸Rから 90° とは異なる非ゼロの角度であり得る。

【0164】

少なくとも本例では、第2翼要素の旋回軸WPAvは、航空機100の回転軸Rと平行である。本例の代替的な変形では、例えば、第2翼要素の旋回軸WPAvは、回転軸Rに対して非ゼロの角度にある。

【0165】

少なくとも本例では、第2翼要素の旋回軸WPAvは、航空機100の縦軸LAと平行である。本例の代替的な変形では、例えば、第2翼要素の旋回軸WPAvは、縦軸LAに対して非ゼロの角度にある。

【0166】

少なくとも本例では、第2翼要素の旋回軸WPAvは、第2翼要素240Vの翼弦CLvと平行である。

【0167】

例えば、図6(a)、図6(b)、及び図6(c)を参照すると、展開システム400は、翼モジュール220の少なくともそれぞれの第2翼要素240Vが、非ゼロのモジュールの角度変位 θ_{M2} に続いて、少なくとも格納配置SCの位置(図6(a))から中間位置(図6(b))まで、第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に旋回することを可能にするように、機尾の胴体断面110に対して旋回可能または回転可能に取り付けられたシャフトまたはジャーナル250Vを備える。

【0168】

さらに、それぞれの第2翼要素240Vは、ジャーナル250Vに、例えば、ピン254V及びブラケット252Vを介して機尾の胴体断面110の外側のジャーナル250Vの自由端に旋回可能に取り付けられる。これにより、第2翼要素240Vが、ジャーナル250Vに対して第2翼要素の旋回軸WPAvを中心に、前記中間位置から展開構成DCに対応する位置(図6(c))まで非ゼロの翼要素角変位 θ_v に旋回できる。

【0169】

第2モジュールの旋回軸MPA2は、第2翼根242Vで翼弦Cvに沿ってその前縁から翼弦方向の位置XvAに位置する。例えば、前記翼弦方向の位置XvAは、翼弦Cvの約25%、かつ/または第2翼要素240Vの空力中心の前方の翼弦Cvの約1%~2%(例えば、第2翼根242Vの空力中心の前方の翼弦Cvの約1%~2%)とすることができる。

【0170】

少なくとも本例では、第1モジュールの旋回軸MPA1は、第2モジュールの旋回軸MPA2と平行である。さらに、少なくとも本例では、第1モジュールの旋回軸MPA1は、第2

10

20

30

40

50

モジュールの旋回軸MPA2と同軸である。

【0171】

いくつかの例によれば、第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2の少なくとも1つは、航空機100のピッチ軸Pと平行である。しかし、少なくとも図示の例では、第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2は、いずれも航空機100のピッチ軸Pと平行である。

【0172】

少なくとも本例では、第1翼要素の旋回軸WPA_H及び前記第2翼要素の旋回軸WPA_Vとは、互いに平行である。

【0173】

本開示の主題の一態様によれば、前記第1翼要素の旋回軸WPA_H及び前記第2翼要素の旋回軸WPA_Vの少なくとも1つは、航空機100の回転軸Rと平行である。少なくとも本例では、第1翼要素の旋回軸WPA_H及び第2翼要素の旋回軸WPA_Vは、航空機100の回転軸Rと平行である。

【0174】

少なくとも本例では、第1ジャーナル250Hは、第2ジャーナル250Vに平行である。さらに、少なくとも本例では、第1ジャーナル250Hは、第2ジャーナル250Vと同軸である。さらに、少なくとも本例では、第1ジャーナル250H及び第2ジャーナル250Vは、単一の統合ジャーナルを構成し、即ち、第1ジャーナル250H及び第2ジャーナル250Vは、1つの同一ジャーナルである。さらに、少なくとも本例では、第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2は、同軸であり、モジュールの旋回軸MPAとして参照されることができる。同様に、少なくとも本例では、翼モジュール220がモジュールの旋回軸MPAを中心に単位として回転するため、第1非ゼロのモジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2非ゼロのモジュールの角度変位 θ_{M2} は、同一の角度変位を指し、モジュールの角度変位 θ_M として参照されることができる。

【0175】

少なくともいくつかの本例の他の代替的な変形では、第1ジャーナル250Hは、第2ジャーナル250Vと同軸であるが、第1ジャーナル250H及び第2ジャーナル250Vは、互いに異なる。例えば、第1ジャーナル250Hは、第2ジャーナル250Vに設けられた内腔内に格納される。

【0176】

留意されたいこととして、少なくともいくつかの本例の他の代替的な変形では、第1モジュールの旋回軸MPA1は、第2モジュールの旋回軸MPA2と平行であり、またそこから離間している。例えば、第1ジャーナル250Hは、第2ジャーナル250Vと平行であり、またそこから離間している。換言すれば、第1ジャーナル250Hは、第2ジャーナル250Vとは同軸ではなく、それとは異なる。

【0177】

少なくとも本例では、格納配置SCでは、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、重なり合う空間関係にあり、そこに、第1翼要素240Hの1つの翼型の面が、第2翼要素240Vの2つの翼型の面のうちの1つに対向する。

【0178】

少なくとも本例では、図1を参照すると、前記の重なり合う空間関係において、第1翼要素根242Hは、第2翼要素根242Vに近接している。例えば、第1翼要素根242Hは、第2翼要素根242Vと重なり合っている。

【0179】

特に、少なくとも本例では、格納配置SCでは、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、機尾の胴体断面110に対して、第1翼要素の縦軸240LA1が第2翼要素の縦軸240LA2と平行である、重なり合う空間的關係にある。

【0180】

さらに、少なくとも本例では、前記側向の重畳された空間関係において、第1翼要素2

10

20

30

40

50

40Hは、機尾の胴体断面110に対して第2翼要素240Vの外側にある。換言すれば、前記側向の重畳された空間関係において、第2翼要素240Vは、機尾の胴体断面110に対して第1翼要素240Hの内側にある。

【0181】

さらに、少なくとも本例では、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、大きさが類似または同じである。例えば、第1翼要素のスパン S_H は、第2翼要素のスパン S_V と類似または同一である。同様に、第1翼要素の翼弦 C_H は、第2翼要素の翼弦 C_V と類似または同一である。

【0182】

本例の少なくともいくつかの変形では、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、大きさが同一ではない。例えば、第1翼要素のスパン S_H は、第2翼要素のスパン S_V に対してマグニチュードが異なり、かつ/または、第1翼要素の翼弦 C_H は、第2翼要素の翼弦 C_V に対してマグニチュードが異なる。

【0183】

少なくとも本例では、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、それぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に旋回するときに、ユニットとして共に同じ回転方向に旋回するように配置される。従って、第1モジュールの角度変位 θ_{M1} と第2モジュールの角度変位 θ_{M2} とは、名目上等しい。従って、少なくとも本例では、格納配置SCでは、第1翼要素240Hと第2翼要素240Vとは、前記の重なり合う空間関係にあり、そこで、第1翼要素の前縁241Hは、第2翼要素の前縁241Vにほぼ重なり合っており、また、第1翼要素の後縁243Hは、第2翼要素の後縁243Vにほぼ重なり合っている。

【0184】

少なくとも本例では、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、それぞれ互いに名目上等しく、第1翼要素240Hの翼弦 C_H が、機尾の胴体断面110または航空機100の縦軸LAと概ね平行になることをもたらす第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} の分、旋回される。これは、第1翼要素240Hにゼロの入射角を提供する。

【0185】

しかし、図2(e)を参照すると、本例の少なくとも1つの代替的な変形では、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、互いに名目上等しく、第1翼要素240Hの翼弦 C_H が、機尾の胴体断面110の縦軸LAまたは航空機100の縦軸LAとほぼ非平行であることをもたらす第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} の分、旋回される。これは、第1翼要素240Hに非ゼロの入射角 η を提供する。

【0186】

本例の少なくともいくつかの代替的な変形では、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、それぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に旋回するときに、互いに同じ回転方向または反対の回転方向のいずれかに同時に旋回するように配置される。このような例では、それぞれの第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} は、名目上互いに等しいか、または互いに異なってもよい。第1翼要素240H及び第2翼要素240Vが、それぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2に対して共に旋回していない例では、この動きは、適切なギアシステムによって調整でき、例えば、タイミングを確保し、空力負荷をより有効に活用し、様々な飛行条件で展開中のアクチュエータの負荷を軽減できる。

【0187】

本例の少なくともいくつかの代替的な変形では、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、それぞれ、第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2を中心にそれぞれ旋回するとき、順次に旋回するように配置される。このような例では、第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} は、名目上互いに等しいか、または互いに異なってもよい。さらに、このような例では、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、同じ回転方向に旋回するように配置することができ、または反対

の回転方向に旋回するように配置することができる。このような例では、前記それぞれの第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} は、名目上互いに等しいか、または互いに異なってもよい。

【0188】

それぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vが同じ回転方向に(同時にまたは順次に)旋回するように配置される例では、それぞれの格納配置SCでは、それぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、前記の重なり合う空間関係にある。そこで、それぞれの第1翼要素の前縁241Hは、それぞれの第2翼要素の前縁241Vにほぼ重なり合って、また、それぞれの第1翼要素の後縁243Hは、それぞれの第2翼要素の後縁243Vにほぼ重なり合っている。

10

【0189】

それぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vが反対の回転方向(同時にまたは順次に)旋回するように配置される例では、それぞれの格納配置SCでは、それぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、前記の重なり合う空間関係にある。そこで、それぞれの第1翼要素の前縁241Hは、それぞれの第2翼要素の後縁243Vにほぼ重なり合って、また、それぞれの第1翼要素の後縁243Hは、それぞれの第2翼要素の前縁241Vにほぼ重なり合っている。

【0190】

留意されたいこととして、それぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vのいずれは、展開配置DCに対応するそれぞれの展開位置に達すると、それぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、例えば、任意の適切な機械的ロックを介した位置に固定される。例えば、このような機械的ロックは、例えば、当技術分野で知られているように、適切なピン及びラグシステムを使用して提供することができる。あるいは、このような機械的ロックは、例えば、ばね負荷楔要素の形態とすることができる。

20

【0191】

各モジュール220の第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vを作動させるために、適切なアクチュエータ(図示せず)が提供される。それにより、第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、必要に応じて、それぞれの第1モジュールの回転軸MPA1及び第2モジュールの回転軸MPA2を中心に回転し、第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} を提供する。また、第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、必要に応じて、それぞれの第1翼要素の回転軸WPA_H及び第2翼要素の回転軸WPA_Vを中心に、それぞれの展開方法によって必要とされるように、それぞれの第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} を通して、回転する。そのようなアクチュエータは、例えば、アクチュエータの作動に対応して、選択的に解放されるときにトルクを提供する好適な初期応力のあるばねを含むことができる。例えば、コイルばねは、ねじり及び圧縮力の両方を提供して、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vのいずれを、それぞれの第1モジュールの回転軸MPA1及び第2モジュールの回転軸MPA2を中心に回転させ、それを所定の場所にロックするように配置することができる。

30

【0192】

第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vのそれぞれの第1モジュールの回転軸MPA1及び第2モジュールの回転軸MPA2を中心とした回転を減衰させるために、好適なダンパー(図示せず)を設けることができる。このようなダンパーは、回転速度を制限し、航空機への荷重の伝達を制限するように配置することができる。第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vのそれぞれの第1翼要素の回転軸WPA_H及び第2翼要素の回転軸WPA_Vを中心とした回転を減衰させるために、好適なダンパー(図示せず)も設けることができる。

40

【0193】

このようなダンパーは、回転速度を制限し、航空機への荷重の伝達を制限するように配置することができる。例えば、このようなダンパーは、当技術分野でよく知られているリ

50

ニアオイルダンパーを含むことができる。

【0194】

少なくとも本例では、前記第1モジュールの角度変位 θ_{M1} は、 $80^\circ \sim 100^\circ$ である。例えば、前記第1モジュールの角度変位 θ_{M1} は、約 90° である。例えば、前記第1モジュールの角度変位 θ_{M1} は、第1翼要素240Hが、展開配置DCにおけるゼロの入射角、または代替として非ゼロの入射角を採用することを可能にするようなものである。

【0195】

少なくとも本例では、前記第2モジュールの角度変位 θ_{M2} は、 $80^\circ \sim 100^\circ$ の間である。例えば、前記第2モジュールの角度変位 θ_{M2} は、約 90° である。

【0196】

少なくとも本例では、前記第1モジュールの角度変位 θ_{M1} と前記第2モジュールの角度変位 θ_{M2} とは、互いに等しい。さらに、翼展開モジュール220は、第1モジュールの回転軸MPA1及び第2モジュールの回転軸MPA2の少なくとも一方を中心に1単位として旋回するように配置される。

【0197】

少なくとも本例では、前記第1翼要素の角度変位 θ_H は、 $70^\circ \sim 110^\circ$ の間である。例えば、前記第1翼要素の角度変位 θ_H は、約 90° である。

【0198】

少なくともいくつかの例では、前記第2翼要素の角度変位 θ_V は、 $-20^\circ \sim +20^\circ$ の間である。正の第2翼要素の角度変位 θ_V について、左舷翼モジュール220P及び右舷翼モジュール220Sのそれぞれの第2翼要素240Vは、機尾の胴体断面110に対して発散関係にある。負の第2翼要素の角度変位 θ_V について、左舷翼モジュール220P及び右舷翼モジュール220Sのそれぞれの第2翼要素240Vは、機尾の胴体断面110に対して収束関係にある。

【0199】

少なくとも本例では、前記第2翼要素の角度変位 θ_V は、約 15° であるか、または $0^\circ \sim 15^\circ$ の範囲の任意の適切な角度であり得る。本例の少なくとも1つの代替的な変形では、前記第2翼要素の角度変位 θ_V は、約 0° である。

【0200】

ここで、このような展開方法の2つの例を開示する。

【0201】

展開方法の第1例 図8(a)、図8(b)、図8(c)、図8(d)、及び図9を参照すると、翼システム200の第1展開方法1000が示されている。

【0202】

本明細書でより明らかになるように、方法1000によれば、翼システム200は、(a)前記第1翼要素240Hを、前記第1モジュールの回転軸MPA1を中心に前記非ゼロの第1モジュールの角度変位 θ_{M1} の分、旋回させ、また、前記第2翼要素240Vを、前記第2モジュールの回転軸MPA2を中心に前記非ゼロの第2モジュールの角度変位 θ_{M2} の分、旋回させること；及び(b)前記第1翼要素240Hを、前記第1翼要素の回転軸WPAHを中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位 θ_H の分、旋回させること
によって、各翼展開モジュール220を前記格納配置SCから前記展開配置DCに展開するように配置される。

【0203】

特に、方法1000によれば、翼システム200は、(a)第1翼要素240Hを、前記第1モジュールの回転軸MPA1を中心に前記非ゼロの第1モジュールの角度変位 θ_{M1} の分、また、前記第2翼要素240Vを、前記第2モジュールの回転軸MPA2を中心に前記非ゼロの第2モジュールの角度変位 θ_{M2} の分、同時に旋回させること；及び
(b)ステップ(a)の後、前記第1翼要素240Hを、第1翼要素の回転軸WPAHを中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位 θ_H の分、旋回させることによって、各翼展開モジュール220を前記格納配置SCから前記展開配置DCに展開するように配置される。

【0204】

さらに、第2翼要素の角度変位が非ゼロである例の方法1000では、翼システム200は、(c)ステップ(a)の後に、前記第2翼要素240Vを、前記第2翼要素の回転軸WPA_vを中心に前記非ゼロの第2翼要素の角度変位 θ_v の分、回転させることによって、各翼展開モジュール220を前記格納配置SCから前記展開配置DCに展開するように配置される。

【0205】

従って、この方法1000は、各モジュール220について、各第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vが、前記格納配置SCから前記展開配置DCに順次に展開されることを特徴とすると考えることができる。

【0206】

特に図8(a)を参照すると、ステップ1100において、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、前記重なり合う関係において、前記格納配置SCにある。

【0207】

第1展開ステップ1200において、特に図8(b)を参照すると、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、それぞれの第1モジュールの回転軸MPA1及び第2モジュールの回転軸MPA2を中心に、それぞれの第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} を通して同時に回転される。本例では、第1モジュールの回転軸MPA1と第2モジュールの回転軸MPA2とは同軸であり、第1モジュールの角度変位 θ_{M1} と第2モジュールの角度変位 θ_{M2} とは等しい。例えば、第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} は、それぞれ約90°である。各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、次いで、それぞれの第1モジュールの回転軸MPA1及び第2モジュールの回転軸MPA2を中心にさらに回転することを防止するという点で適所に固定される。ステップ1200では、それぞれの第1翼要素の回転軸WPA_H及び第2翼要素の回転軸WPA_vを中心としたそれぞれのモジュール220の回転はない。

【0208】

第2展開ステップ1300において、特に図8(c)を参照すると、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、それぞれの第1翼要素の回転軸WPA_H及び第2翼要素の回転軸WPA_vを中心に、それぞれの第1翼要素の角度変位 θ_H 及び第2翼要素の角度変位 θ_v を通して回転される。本例では、第1翼要素の回転軸WPA_H及び第2翼要素の回転軸WPA_vは、名目上平行である。例えば、第1翼要素の角度変位 θ_H は、約90°であり、一方、第2翼要素の角度変位 θ_v は、約15°である。本例の少なくともいくつかの代替的な変形では、第2翼要素の角度変位 θ_v は、ゼロである。従って、それぞれの第2展開ステップ1300において、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240Hは、それぞれの第1翼要素の回転軸WPA_Hを中心に、それぞれの第1翼要素の角度変位 θ_H を通して回転した際に、それぞれの第2翼要素240Vは、第2翼要素の回転軸WPA_vを中心に旋回しない。

【0209】

図示された例では、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、それぞれの第2翼要素240Vがそのそれぞれの第2翼要素の角度変位 θ_v に達するまで、それぞれの第1翼要素の回転軸WPA_H及び第2翼要素の回転軸WPA_vを中心に同時に回転することができ、その後、それぞれの第1翼要素240Hは、それぞれの第1翼要素の角度変位 θ_M に達するまでにそれぞれの第1翼要素の回転軸WPA_Hを中心に旋回し続ける。代替的に、それぞれの第1翼要素240Hは、それぞれの第1翼要素240Hがそれぞれの第1翼要素の角度変位 θ_M に達するまでにそれぞれの第1翼要素の回転軸WPA_Hを中心にまず回転し、その後、各第2翼要素240Vは、それぞれの第2翼要素の回転軸WPA_vを中心に回転して、それぞれの第2翼要素の角度変位 θ_v に達するまでにそれぞれの第2翼要素の回転軸WPA_vを中心に旋回する。

【0210】

最終展開ステップ1500において、特に図8(d)を参照すると、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vが、それぞれの第1翼要素の角度変位 θ_H 及びそれぞれの第2翼要素の角度変位 θ_V に達すると、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、次に、展開配置DCを提供するために、それぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_H及び第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心にさらに旋回することを防止するという点で適所に固定される。

【0211】

理論に束縛されることなく、発明者らは、全ての関連する飛行条件において、第1展開ステップ1200の大部分に沿って、正の展開モーメントが予想され、これにより、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vをそれぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に回転させるための作動要件が緩和され则认为る。

10

【0212】

しかし、理論に束縛されることなく、発明者らは、最初の小さな負の展開モーメントが、第1展開ステップ1200の開始時、特に迎え角が負の場合に存在し得ると考える。

【0213】

展開方法の第2例

図10(a)、図10(b)、図10(c)、図10(d)、及び図11を参照すると、翼システム200の第2展開方法2000が示されている。

【0214】

20

本明細書でより明らかになるように、方法2000によれば、翼システム200は、前記第1翼要素240Hを、前記第1モジュールの旋回軸MPA1を中心に前記非ゼロの第1モジュールの角度変位 θ_{M1} の分、旋回させ、また、前記第2翼要素240Vを、前記第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に非ゼロの第2モジュールの角度変位 θ_{M2} の分、旋回させること；(b) 前記第1翼要素240Hを、前記第1翼要素の旋回軸WPA_Hを中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位 θ_H の分、旋回させることによって、各翼展開モジュール220を前記格納配置SCから前記展開配置DCに展開するように配置される。

【0215】

特に方法2000によれば、翼システム200は、(a')第1翼要素240Hを、前記第1モジュールの旋回軸MPA1を中心に第1部分の第1モジュールの角度変位 θ_{M1}' まで、また、第2翼要素240Vを、前記第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に第1部分の第2モジュールの角度変位 θ_{M2}' まで同時に旋回させること；(b')ステップ(a')の後に、前記第1翼要素240Hを、第1モジュールの旋回軸MPA1を中心に第2部分の第1モジュールの角度変位 θ_{M1}'' まで、また、第2翼要素240Vを、前記第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に第2部分の第2モジュールの角度変位 θ_{M2}'' まで同時に旋回させながら、第1翼要素240Hを、前記第1翼要素の旋回軸WPA_Hを中心に前記非ゼロの第1翼要素の角度変位 θ_H の分、旋回させること；(c')ステップ(b')の後に、第1翼要素240Hを、第1モジュールの旋回軸MPA1を中心に前記第1モジュールの角度変位 θ_{M1} まで、また、第2翼要素240Vを、第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に前記第2モジュールの角度変位 θ_{M2} まで同時に旋回させることによって、各翼展開モジュール220を前記格納配置SCから前記展開配置DCに展開するように配置される。

30

40

【0216】

そのような場合には、

第2部分の第1モジュールの角度変位 θ_{M1}'' は、前記非ゼロの第1モジュールの角度変位 θ_{M1} よりも小さく、かつ、前記第1部分の第1モジュールの角度変位 θ_{M1}' よりも大きく、また、第2部分の第2モジュールの角度変位 θ_{M2}'' は、前記非ゼロの第2モジュールの角度変位 θ_{M2}' よりも小さく、かつ、前記第2部分の第2モジュールの角度変位 θ_{M2}' よりも大きい。

【0217】

さらに、方法2000では、第2翼要素の角度変位が非ゼロである例について、翼システ

50

ム200は、ステップ(b')において、(d')前記第2翼要素240Vを、前記第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心に前記非ゼロの第2翼要素の角度変位 θ_V の分、旋回させることを含むことによって、各翼展開モジュール220を前記格納配置SCから前記展開配置DCに展開するように配置される。

【0218】

従って、該方法2000は、各モジュール220について、それぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、前記格納配置SCと前記展開配置DCとの間の展開プロセスの少なくとも一部のためであり、同時に展開されることを特徴とすると考えることができる。

【0219】

特に図10(a)を参照すると、ステップ2100において、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、前記重なり合う関係において、前記格納配置SCにある。

【0220】

第1展開ステップ2200において、特に図10(b)を参照すると、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、それぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に同時に回転され始め、第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} のそれぞれの第1部分を通して回転され、即ち、それぞれの第1部分の第1モジュールの角度変位 θ_{M1}' 及び第1部分の第2モジュールの角度変位 θ_{M2}' に達するまでに回転される。本例では、第1モジュールの旋回軸MPA1と第2モジュールの旋回軸MPA2とは同軸であり、また、第1部分の第1モジュールの角度変位 θ_{M1}' と第1部分の第2モジュールの角度変位 θ_{M2}' とは互いに等しい。例えば、第1部分の第1モジュールの角度変位 θ_{M1}' 及び第1部分の第2モジュールの角度変位 θ_{M2}' は、それぞれ、例えば、約45°であるか、または、例えば、約0°～約45°の間の任意の適切な角度であり得るか、または、例えば、約0°～約55°の間の任意の適切な角度であり得る。ステップ2200において、それぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_H及び第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心としたそれぞれのモジュール220の回転はない。

【0221】

第2展開ステップ2300において、特に図10(c)を参照すると、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、それぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_H及び第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心にそれぞれの第1翼要素の角度変位 θ_H 及び第2翼要素の角度変位 θ_V を通して回転される。本例では、それぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_H及び第2翼要素の旋回軸WPA_Vは、名目上平行である。例えば、第1翼要素の角度変位 θ_H は、約90°であり、一方、第2翼要素の角度変位 θ_V は、約15°である。各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、それぞれの第2翼要素240Vがそれぞれの第2翼要素の角度変位 θ_V に達するまでにそれぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_H及び第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心に同時に回転することができ、その後、それぞれの第1翼要素240Hは、それぞれの第1翼要素の角度変位 θ_M に達するまでにそれぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_Hを中心に旋回し続ける。あるいは、それぞれの第1翼要素240Hは、それぞれの第1翼要素の角度変位 θ_M に達するまでにそれぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_Hを中心にまず回転し、その後、それぞれの第2翼要素240Vは、それぞれの第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心に回転して、それぞれの第2翼要素の角度変位 θ_V に達するまでにそれぞれの第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心に旋回する。いずれの場合も、このステップでは、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、それぞれの第1翼要素の角度変位 θ_H 及び第2翼要素の角度変位 θ_V を通して、それぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_H及び第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心に迅速に回転しながら、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、それぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に同時に回転し続ける。ステップ2300の終了時、各モジュ

10

20

30

40

50

ール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} のそれぞれの第2部分を通して、即ち、それぞれの第2部分の第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2部分の第2モジュールの角度変位 θ_{M2} ”に達するまでに、それぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に回転される。この時点で、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、それぞれの第1翼要素の角度変位 θ_H 及び第2翼要素の角度変位 θ_V を通して、それぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_H及び第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心に完全に回転された後に、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、次いで、それぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_H及び第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心にさらに回転することを防止するとい
10
いう点で適所に固定される。例えば、第2部分の第1モジュールの角度変位 θ_{M1} ”及び第2部分の第2モジュールの角度変位 θ_{M2} ”は、互いに等しい。例えば、第2部分の第1モジュールの角度変位 θ_{M1} ”及び第2部分の第2モジュールの角度変位 θ_{M2} ”は、それぞれ、例えば、約75°であるか、例えば、約45°～約75°の間の任意の適切な角度であり得るか、または、例えば、約45°～約80°の間の任意の適切な角度であり得る。

【0222】

本例の少なくともいくつかの代替的な変形では、第2翼要素の角度変位 θ_V はゼロであり、従って、それぞれの第2展開ステップ2300において、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240Hが、それぞれの第1翼要素の角度変位 θ_H を通してそれぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_Hを中心に回転した際に、それぞれの第2翼要素240Vは、第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心に旋回しない。
20

【0223】

第3の展開ステップ2400において、特に図10(d)を参照すると、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vが、それぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_H及び第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心にさらに旋回しないように固定されるが、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、それぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に同時に回転され続ける。ステップ3400の終了時、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、それぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に、完全な第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} を通して完全に回転されている。例えば、第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} は、それぞれ約90°であるか、または約75°～約90°の間の任意の適切な角度であり得る。他の例では、例えば、展開配置DCにおける第1翼要素240Hに対する非ゼロの入射角を提供することが望まれる場合、第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} は、約90°よりも大きくすることができる。
30

【0224】

最終展開ステップ2500において、特に図10(e)を参照すると、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vがそれぞれ第1モジュールの角度変位 θ_{M1} 及び第2モジュールの角度変位 θ_{M2} に達すると、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vは、次に、それぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2を中心にさらに旋回することを防止する
40
という点で適所に固定され、前記展開配置DCを提供する。

【0225】

理論に束縛されることなく、発明者らは、方法2000が、例えば方法1000と比較してより速い展開時間を提供できる、または方法2000が、例えば方法1000の展開時間と比較して加速の低減を提供できると考える。

【0226】

理論に束縛されることなく、発明者らは、方法2000が、展開作動要件を軽減する等、展開中に翼システム200にかかる空力負荷を利用できると考える。
50

【0227】

例えば、理論に束縛されることなく、発明者らは、全ての関連する迎え角条件において、それぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vを回転させるための作動要件を軽減させる第1展開ステップ2200、第2展開ステップ2300、及び第3の展開ステップ2400の大部分に沿って、正の展開モーメントが予想され则认为る。しかし、理論に束縛されることなく、発明者らは、最初の小さな負の展開モーメントが、第1展開ステップ1200の開始時、特に迎え角が負の場合に存在し得ると考える。

【0228】

例えば、理論に束縛されることなく、発明者らは、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vがそれぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に、第1部分の第1モジュール角変位 θ_{M1}' 及び第1部分の第2モジュール角変位 θ_{M2}' に部分的に(例えば、 45°)旋回した後に、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vの、それぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_H及び第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心とした回転を開始すると、通常の数値要素の減少により、それぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2に過度の空力負荷が加わることを防げると考える。

【0229】

さらに、理論に束縛されることなく、発明者らは、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vが、それぞれの第1モジュールの旋回軸MPA1及び第2モジュールの旋回軸MPA2を中心に完全に旋回する前に、即ち、第2部分の第1モジュールの角度変位 θ_{M1}'' 及び第2部分の第2モジュールの角度変位 θ_{M2}'' (例えば、 75°)に、各モジュール220のそれぞれの第1翼要素240H及びそれぞれの第2翼要素240Vの、それぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_H及び第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心とした回転を終了させると、それぞれの第1翼要素の旋回軸WPA_H及び第2翼要素の旋回軸WPA_Vを中心とした回転全体で正の展開モーメントを保証でき、アクチュエータ要件を緩和できると考える。

【0230】

格納配置SCにおいて、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vと重なり合う翼先端244H及び翼先端244Vをそれぞれ機尾の胴体断面110の前方方向に向け、翼根242H及び翼根242Vを機尾の胴体断面110の後方方向を向けることによって、展開配置DCにおけるピッチ、ヨー、及びロールの制御モーメントを提供するために、第1翼要素240H及び第2翼要素240Vのモーメントアームを最大化することが可能である。さらに、それぞれの翼根242H及び翼根242Vがそれぞれの翼先端244H及び翼先端244Vの後方にある該配置は、翼要素240H、240Vの各々に作用する空力負荷が展開方向になることを可能にする。

【0231】

θ 理論に束縛されることなく、発明者らは、展開配置DCにおける翼システム200が、空力揚力の発生のために翼配置300を展開する前であっても、航空機100の全軸制御を解除するだけでなく、迅速な安定化を可能にする则认为る。別個の垂直安定板及び水平安定板を提供するための翼展開モジュール220の2翼要素構造は、連結されていない全軸制御能力を提供する。換言すれば、展開配置DCにおける翼システム200は、翼配置300が展開される前であっても、航空機100の操舵を可能にする。

【0232】

従って、本開示の主題の態様によれば、以下を含む、航空機の安定性及び制御を提供する方法が提供される： 各翼展開モジュール220を前記格納配置SCから前記展開配置DCに展開すること；及び 各翼展開モジュール220の第1翼要素240H及び第2翼要素240Vを操作して、航空機100に制御モーメントを提供すること。

【0233】

例えば、図7(a)を参照すると、方向舵245Vを作動させて同じ所望の方向に旋回させ

10

20

30

40

50

ることにより、連結されていないヨー制御を提供することができ、その結果、所望のヨーモーメント $Y1$ 及び望ましくないロールモーメント $R1$ が生じる。方向舵 $245V$ の作動と同時に、昇降舵 $245H$ は、反対方向に旋回するように作動されて、反対方向の力 $F1$ 、 $F2$ を生成し、それによって、方向が反対であり、方向舵 $245V$ の偏向によって発生される望ましくないロールモーメント $R1$ とマグニチュードが等しいロール $-R1$ を提供する。これによりロールモーメントがゼロとなり、航空機が連結されていないヨーモーメント $Y1$ を受けられるようになる。

【0234】

例えば、図7(b)を参照すると、連結されていないピッチ制御は、昇降舵 $245H$ を作動させて同じ方向に旋回させ、同じ方向に力 $F1$ 、 $F2$ を発生させることによって提供することができる。

10

【0235】

例えば、図7(c)を参照すると、連結されていないロール制御は、昇降舵 $245H$ を作動させて反対方向に旋回させ、反対方向に力 $F1$ 、 $F2$ を発生させることによって提供することができる。

【0236】

図12(a)、図12(b)、及び図12(c)を参照すると、少なくとも本例では、航空機100は、フェアリング800に格納されるように配置され、一方、翼システム200は、格納配置SCにあり、翼配置300は、それぞれの翼格納配置にある。例えば、そのようなフェアリング800は、航空機100が必要な速度及び高度まで加速されるときに、航空機100を空力的な力から隔離することを可能にし、かつ/またはそのようなフェアリングは、保管中または輸送中に航空機を保護することができる。例えば、航空機100は、例えば発射バレル等の外部発射システムを介して、または例えばブースタロケット(例えば、そのペイロードとして)を介して、必要な速度及び高度に加速することができ、または、例えば、空母を介して、必要な高度及び必要な速度に配送することができる。

20

【0237】

フェアリング800は、フェアリングの縦軸LAFに直交する横断面において、内部形状及びフェアリング断面を有する。これにより、航空機100のそれぞれの横断面(即ち、航空機100のそれぞれの外部形状及び横断面)がその中に収容されることを可能になる。少なくとも本例では、フェアリング800は、格納配置SC内の翼220を含む航空機の少なくとも断面について、縦軸LAFに直交する横断面における実質的に均一な内部形状及び実質的に均一な断面を有する。フェアリングの縦軸LAFは、一般的に、フェアリングの中心線において定義される。

30

【0238】

留意されたいこととして、航空機100の加速(それぞれのアセンブリのフェアリング800に格納されている間)は、アセンブリに力を加えることによって達成される(例えば、ブースターロケットによる推力、または発射バレルから発射された結果として)本例を実施するために、そのような力をフェアリングの縦軸LAF、特にフェアリングの中心線と整列させることには利点があり得る。少なくともそのような場合には、航空機100の重心CGをフェアリング縦軸LAF上、特にフェアリングの中心線上に置くことにも、対応の利点があり得る。例えば、そのような配置は、章動の危険性を最小限にするか、または排除することができる。

40

【0239】

少なくともいくつかのそのような場合では、航空機100は、翼配置300の翼弦及びサイズが最大になるように配置することができ、一方、翼配置は、胴体の底部(図示の例のように)または胴体の上方、特に胴体断面110のいずれかに配置される。

【0240】

従って、少なくとも図12(a)、図12(b)、及び図12(c)の例では、翼配置300は、機尾の胴体断面110の下方にあり、即ち、翼配置300は、機尾の胴体断面110の下方部分116に面している。しかし、図1の例の少なくとも1つの代替的変形では、翼配置300は、

50

胴体の上方にあってもよく、即ち、翼配置300は、胴体の上方部分、例えば機尾の胴体断面110の上方部分に面している。

【0241】

翼配置300のフェアリング内部容積の潜在的な使用を最大化するために、そして本開示の主題の態様によれば、翼システム200は、それぞれの第1翼要素240H及び第2翼要素240Vが、前記の重なり合う関係にあり、それぞれの翼弦 C_H 及び C_V 、特に、それぞれの幅 W_H 及び W_V が、翼配置300が格納される場所を越えて下方(または他の例では上方)に突出することなく、機尾の胴体断面110とフェアリング800の内壁との間の側向の空間LSの利用を最大化することを可能にするモジュール220を提供する。例えば、それぞれの翼弦 C_H 及び C_V 、特にそれぞれの幅 W_H 及び W_V は、機尾の胴体断面110を越えて延在することなく、側向の空間LS内に収まるように最大化することができる。この特徴により、翼システム200を様々な異なるタイプの翼配置300と共に使用することが可能になり、翼配置のスパンを最大化してフェアリング800の後端810まで延在することが可能になる。例えば、各翼モジュール220について、それぞれの第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、それぞれの翼弦 C_H 及び C_V を有し、特に、機尾の胴体断面110の高さHFに対するそれぞれの幅 W_H 及び W_V を有する。

10

【0242】

本開示の主題のこの態様によれば、翼システム200の翼モジュール220を柔軟的に設計することができる。例えば、それぞれの第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、機尾の胴体断面110の対応する長辺に沿って格納できるので、比較的大きなスパン S_H 及び S_V を有するように設計することができる。さらに、例えば、それぞれの第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、類似のスパン S_H 及び S_V 、または不等なスパン S_H 及び S_V を有するように設計することができ、これは、側向の空間LSにおける利用可能な容積の更なる最大化を容易にすることができる。さらに、例えば、それぞれの第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、類似の翼弦 C_H 及び C_V 、かつ特に類似の幅 W_H 及び W_V を有するように、または不等な翼弦 C_H 及び C_V 、かつ特に非類似の幅 W_H 及び W_V を有するように設計することができ、これは、側向の空間LSにおける利用可能な容積の更なる最大化を容易にすることができる。さらに、例えば、それぞれの第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、テーパ状の平面形状を有するように設計することができ、これは、側向の空間LSにおける利用可能な容積の更なる最大化を容易にすることができる。例えば、それぞれの第1翼要素240H及び第2翼要素240Vは、所望のスパン S_H 及び S_V 、並びに所望の翼弦 C_H 及び C_V 、特に対応する幅 W_H 及び W_V を有するように設計することができる。これにより、格納配置SCでのコンパクトな格納を可能にしながら、展開配置DCで所望の機械的及び空力的な性能を提供する。

20

30

【0243】

留意されたいこととして、少なくとも本例では、翼システム200は、航空機100の尾翼として配置されているが、本例の他の代替的な変形では、本開示の主題の別の態様によれば、前記翼システム、または該翼システムの少なくとも一部は、航空機100の主な空力揚力発生翼として配置することができる。

【0244】

以下の方法請求項において、請求項のステップを指定するために用いられる英数字及びローマ字の数字は、ただ便宜的に提供され、該ステップを実行する特定の順序を意味するものではない。

40

【0245】

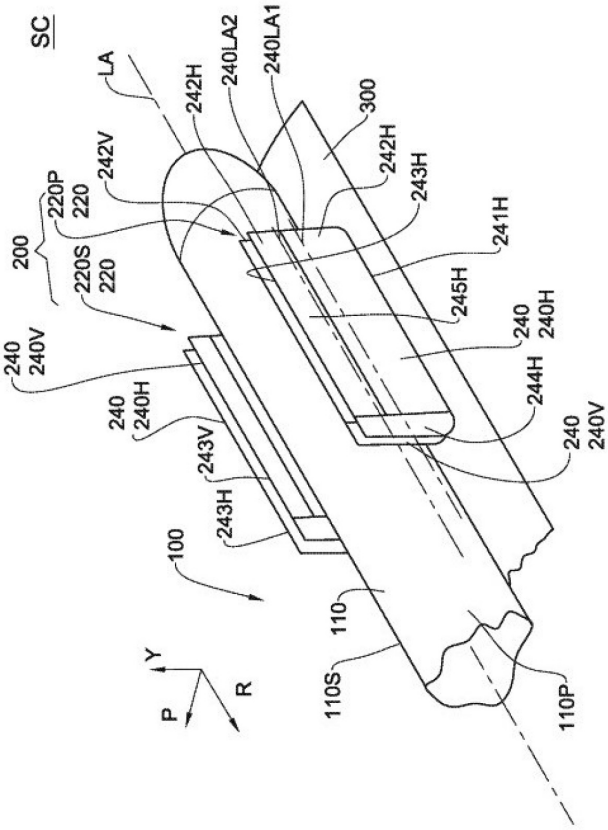
最後に、留意されたいこととして、添付の請求項を通して用いられる「含む」という単語は、「含むが、これに限定されない」を意味すると解釈されるべきである。

【0246】

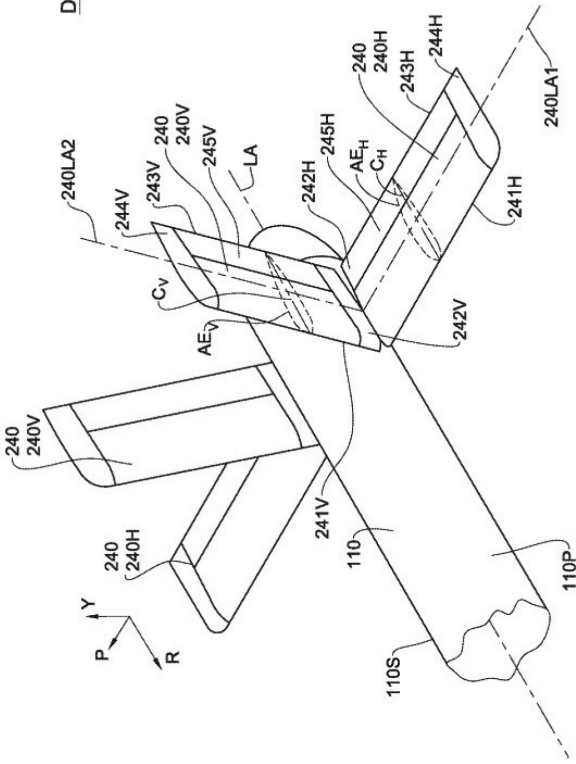
本開示の主題に従って例を示し、開示してきたが、請求項に記載されているように、本開示の主題の範囲から逸脱することなく、多くの変更を加えることができることを理解されたい。

50

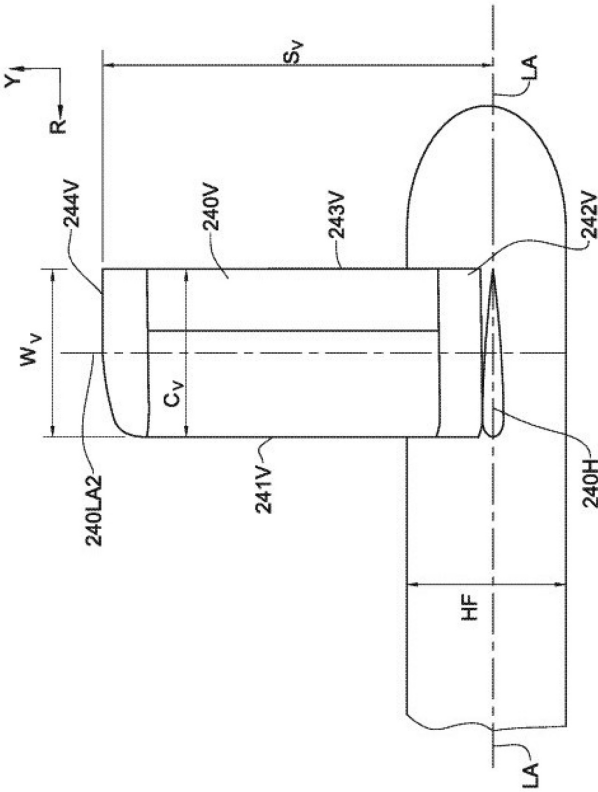
【図面】
【図 1】



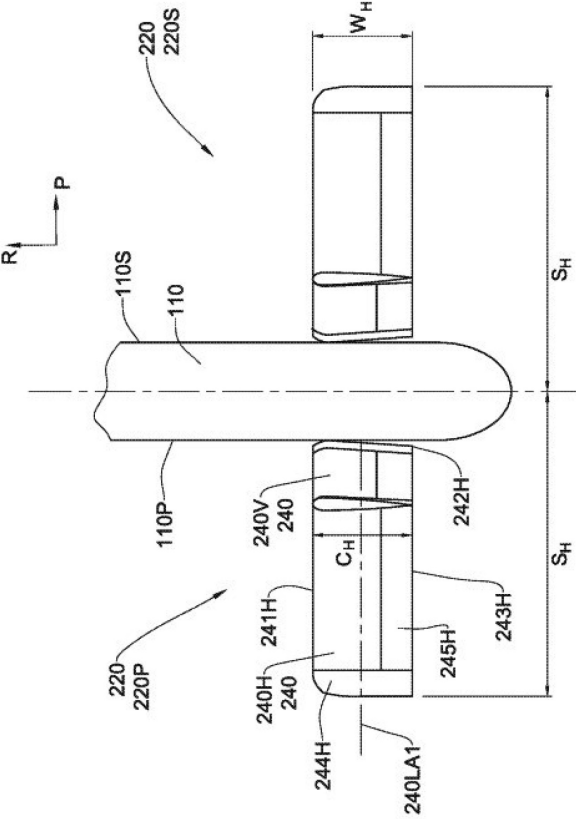
【図 2】
DC



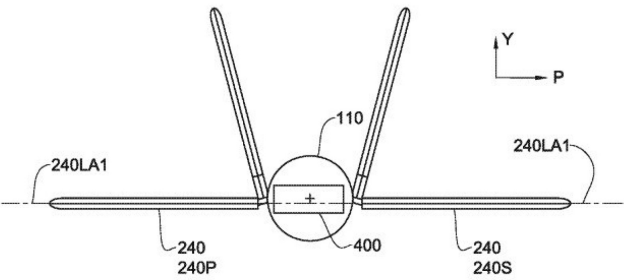
【図 2 (a)】



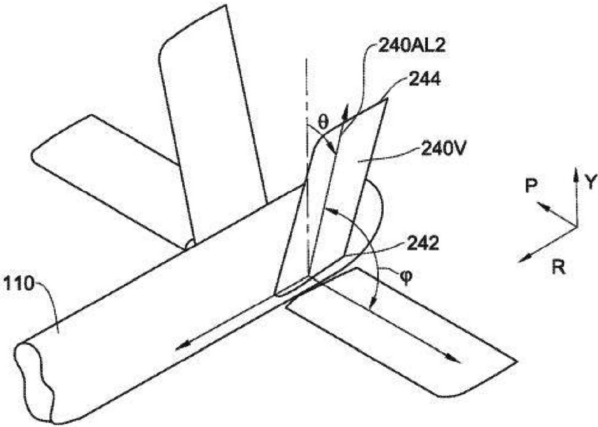
【図 2 (b)】



【図 2 (c)】

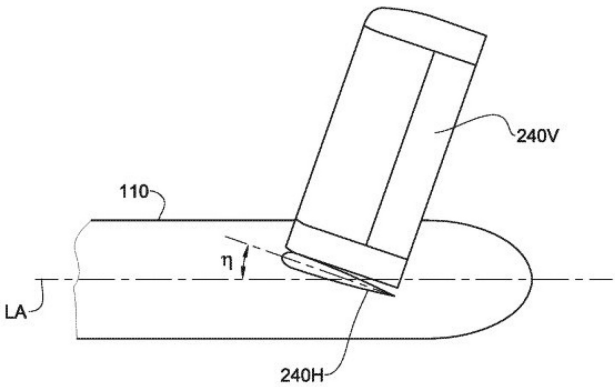


【図 2 (d)】

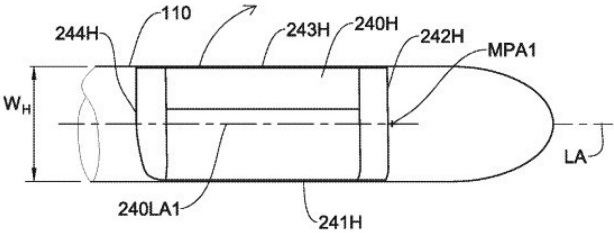


10

【図 2 (e)】



【図 3 (a)】



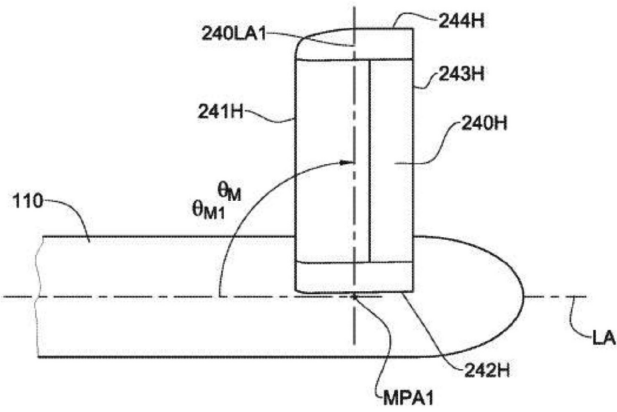
20

30

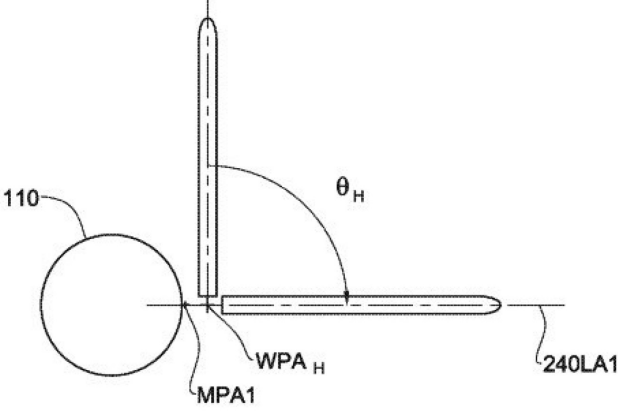
40

50

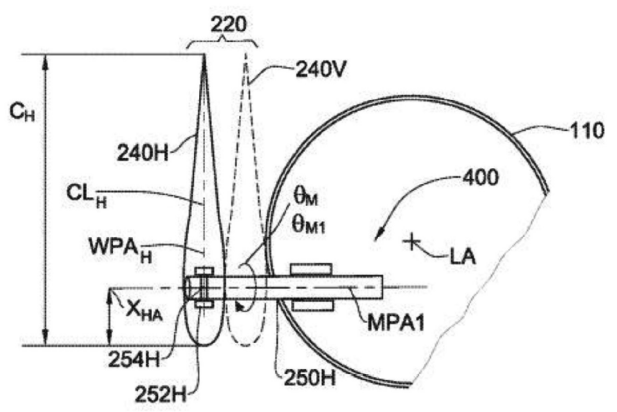
【図 3 (b) 】



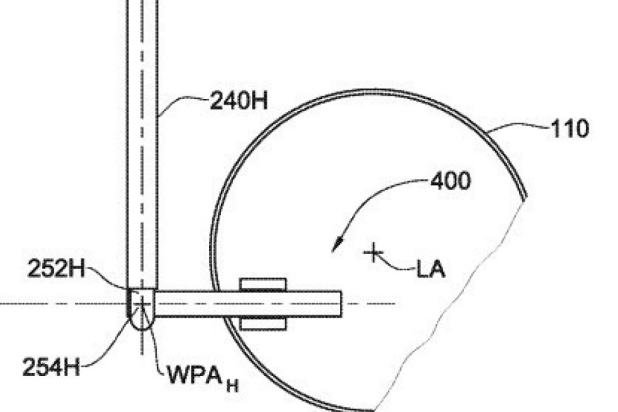
【図 3 (c) 】



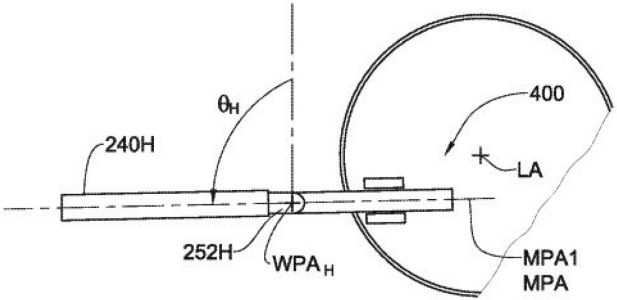
【図 4 (a) 】



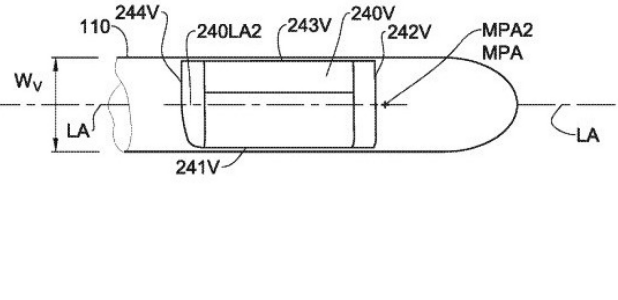
【図 4 (b) 】



【図 4 (c) 】



【図 5 (a) 】



10

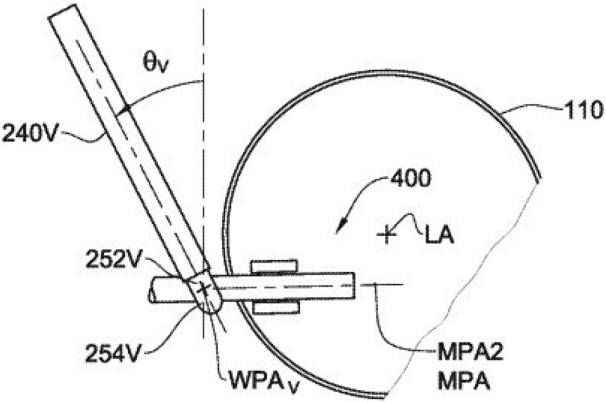
20

30

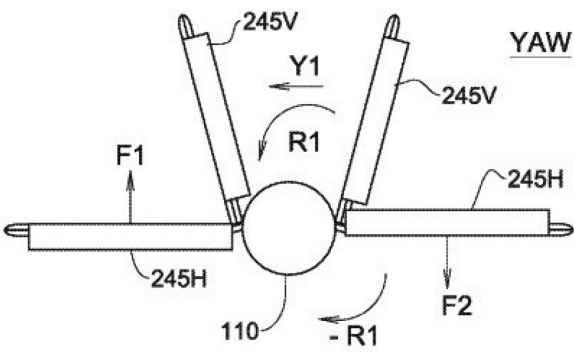
40

50

【図 6 (c)】

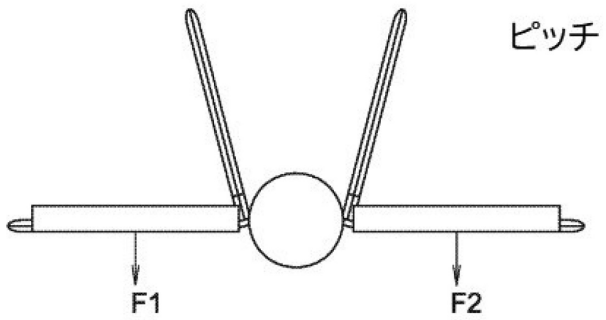


【図 7 (a)】

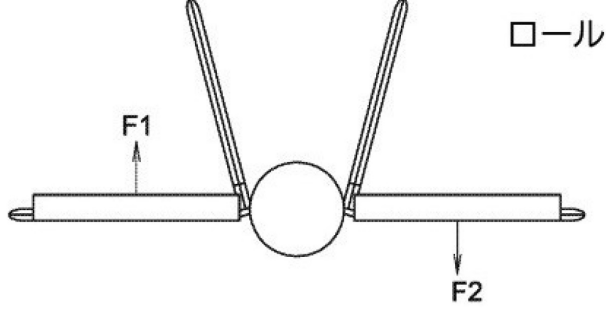


10

【図 7 (b)】

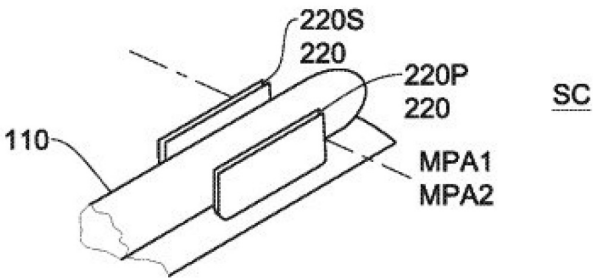


【図 7 (c)】

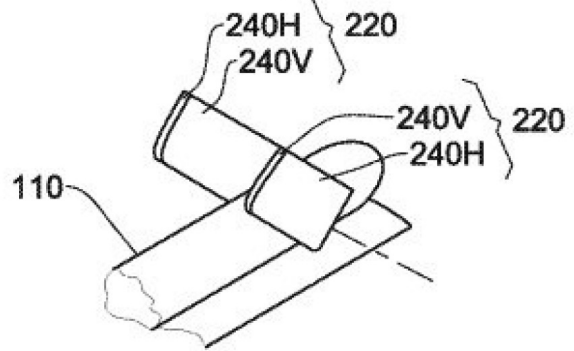


20

【図 8 (a)】



【図 8 (b)】

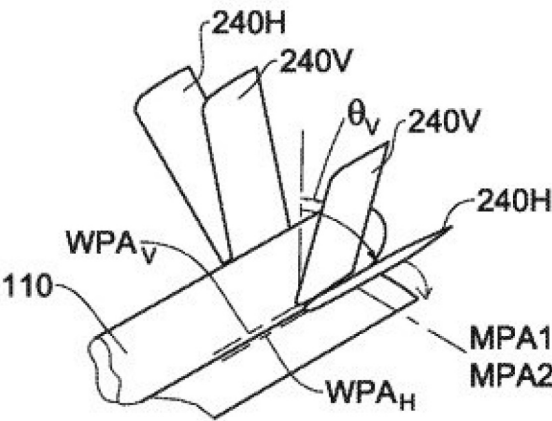


30

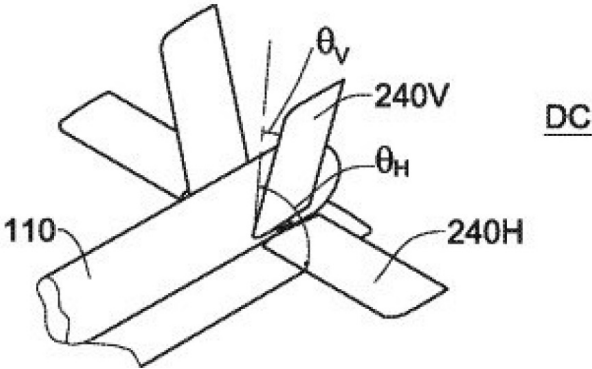
40

50

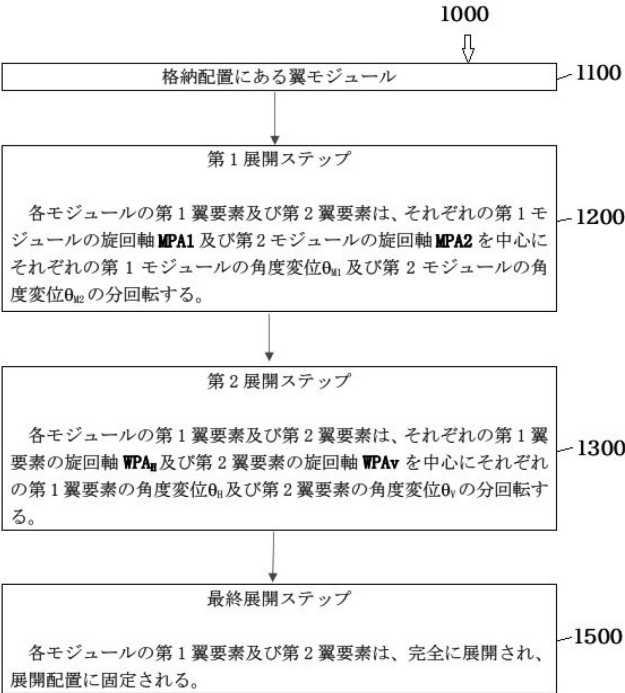
【図 8 (c) 】



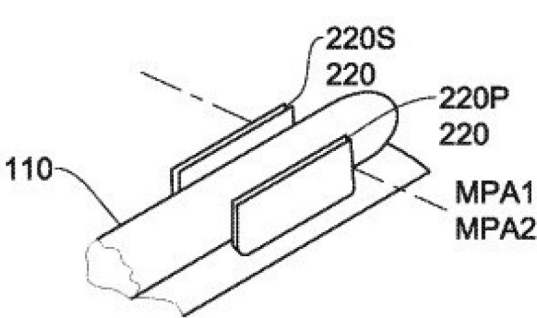
【図 8 (d) 】



【図 9 】



【図 10 (a) 】



10

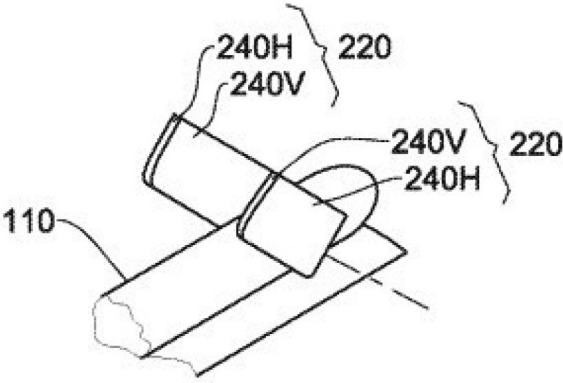
20

30

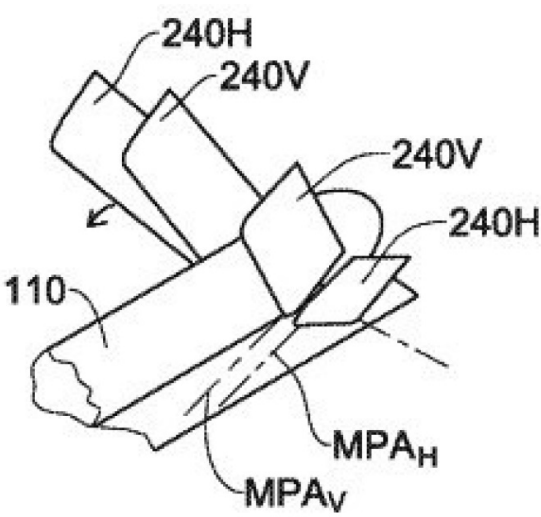
40

50

【図 10 (b)】

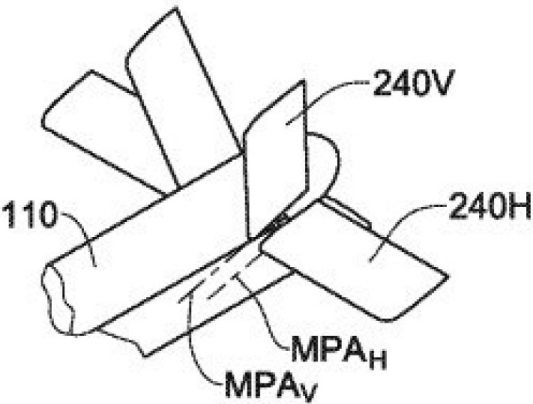


【図 10 (c)】

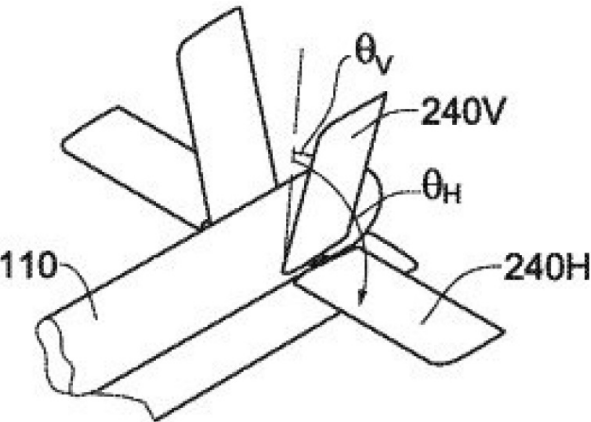


10

【図 10 (d)】



【図 10 (e)】



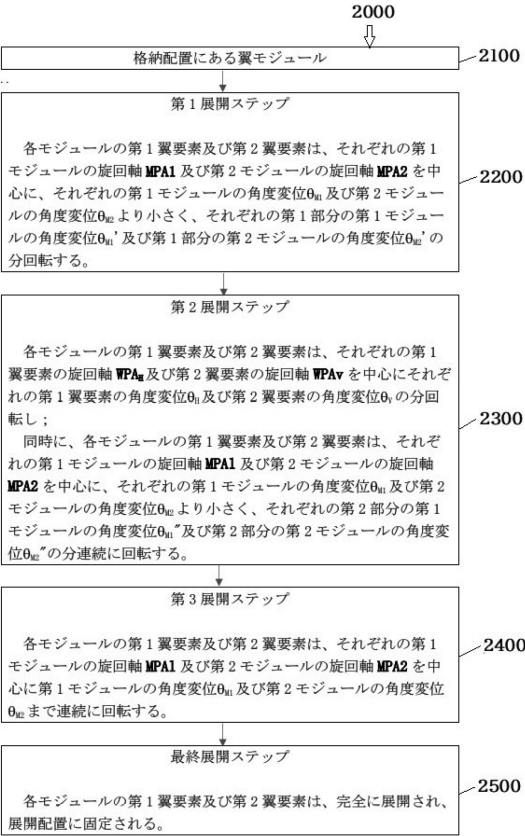
20

30

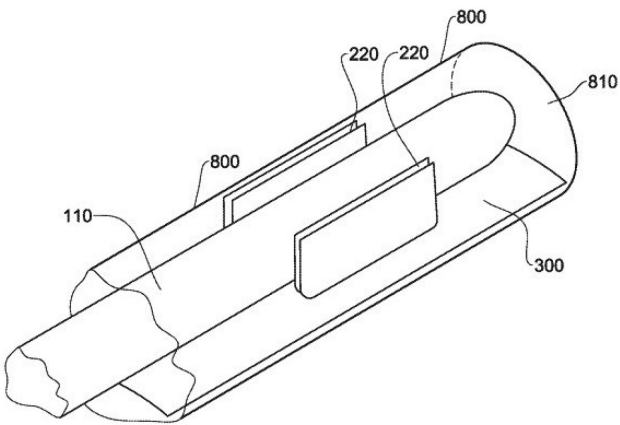
40

50

【図 1 1】



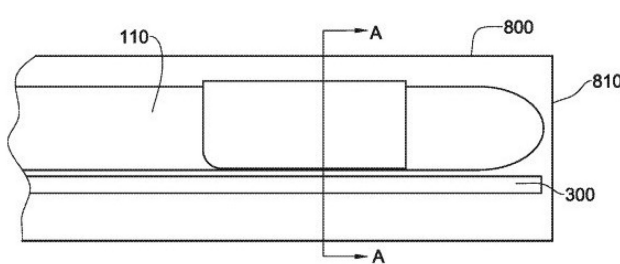
【図 1 2 (a)】



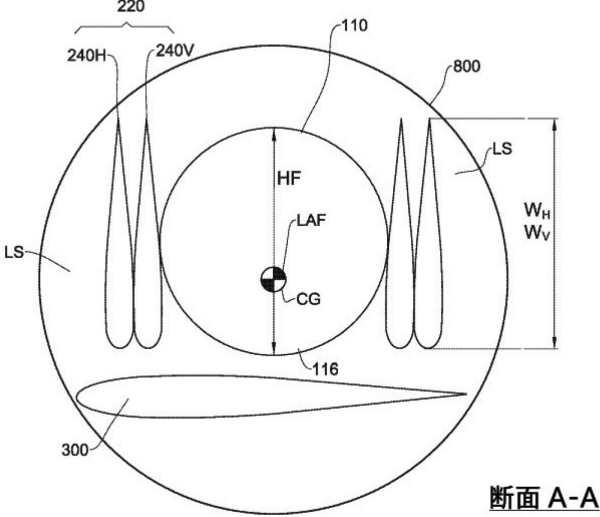
10

20

【図 1 2 (b)】



【図 1 2 (c)】



30

40

50

【国際調査報告】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/IL2021/050733

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER IPC (20210101) B64C 3/56 CPC (20130101) B64C 3/56, B64C 2201/102, B64C 2201/201 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) IPC (20210101) B64C 3/56, F42B 10/14 CPC (20130101) B64C 3/56, B64C 2201/00, F42B 10/14 Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used) Databases consulted: Google Patents, FamPat database, Similari (AI-based)		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	CN 106828878 A SHENZHEN PORTABILITY & PREC TECH CO LTD [CN] 13 Jun 2006 (2006/06/13) Entire document	1-9,31-35,37-42
A	US 2010282917 A1 MBDA INCORPORATED [US] 11 Nov 2010 (2010/11/11) Entire document	1-50
A	US 4106727 A TELEDYNE BROWN ENGINEERING A D 15 Aug 1978 (1978/08/15) Entire document	1-50
A	US 2005218260 A1 RAYTHEON CO [US] 06 Oct 2005 (2005/10/06) Entire document	1-50
☐ 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 "D" document cited by the applicant in the international application "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 "I" 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 02 Sep 2021		Date of mailing of the international search report 05 Sep 2021
Name and mailing address of the ISA: Israel Patent Office Technology Park, Bldg.5, Malcha, Jerusalem, 9695101, Israel Email address: pctoffice@justice.gov.il		Authorized officer ORGAD Yaniv Telephone No. 972-73-3927151

Form PCT/ISA/210 (second sheet) (revised January 2019)

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/IL2021/050753

Patent document cited search report			Publication date	Patent family member(s)			Publication Date
CN	106828878	A	13 Jun 2006	CN	106828878	A	13 Jun 2017
US	2010282917	A1	11 Nov 2010	US	2010282917	A1	11 Nov 2010
US	4106727	A	15 Aug 1978	US	7841559	B1	30 Nov 2010
				US	4106727	A	15 Aug 1978
US	2005218260	A1	06 Oct 2005	US	2005218260	A1	06 Oct 2005
				US	7338010	B2	04 Mar 2008
				AU	2005290315	A1	06 Apr 2006
				AU	2005290315	B2	03 Jul 2008
				CA	2581212	A1	06 Apr 2006
				CA	2581212	C	12 Oct 2010
				DE	602005015236	D1	13 Aug 2009
				EP	1799545	A1	27 Jun 2007
				EP	1799545	B1	01 Jul 2009
				IL	181325	D0	04 Jul 2007
				IL	181325	A	30 Jun 2010
				WO	2006036183	A1	06 Apr 2006

フロントページの続き

MK,MT,NL,NO,PL,PT,RO,RS,SE,SI,SK,SM,TR),OA(BF,BJ,CF,CG,CI,CM,GA,GN,GQ,GW,KM,ML,MR,N
E,SN,TD,TG),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,JO,JP,K
E,KG,KH,KN,KP,KR,KW,KZ,LA,LC,LK,LR,LS,LU,LY,MA,MD,ME,MG,MK,MN,MW,MX,MY,MZ,NA,N
G,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

ベン グリオン インターナショナル エアポート イスラエル エアロスペース インダストゥリーズ
リミテッド内

(72)発明者 オハナ、 オフェク

イスラエル国 ロード 7010000 ベン グリオン インターナショナル エアポート イスラ
エル エアロスペース インダストゥリーズ リミテッド内