

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6301980号
(P6301980)

(45) 発行日 平成30年3月28日(2018.3.28)

(24) 登録日 平成30年3月9日(2018.3.9)

(51) Int.Cl.		F I			
B 6 4 C	9/02	(2006.01)	B 6 4 C	9/02	Z
B 6 4 C	3/56	(2006.01)	B 6 4 C	3/56	

請求項の数 39 (全 21 頁)

(21) 出願番号	特願2016-23330 (P2016-23330)	(73) 特許権者	512059877
(22) 出願日	平成28年2月10日 (2016.2.10)		エアロバイロメント、インコーポレイテッド
(62) 分割の表示	特願2012-528910 (P2012-528910) の分割		AEROVIRONMENT, INC.
原出願日	平成22年9月9日 (2010.9.9)		アメリカ合衆国 カリフォルニア州 91016-6347, モンロビア, ロイヤルオークストライヴ 800, スイート 210
(65) 公開番号	特開2016-128322 (P2016-128322A)	(74) 代理人	110001302
(43) 公開日	平成28年7月14日 (2016.7.14)		特許業務法人北青山インターナショナル
審査請求日	平成28年3月7日 (2016.3.7)	(72) 発明者	ミラジェス, カルロス トーマス
(31) 優先権主張番号	61/240, 985		アメリカ合衆国 カリフォルニア州 91504, バーバンク, ビュークレストドライブ 3433
(32) 優先日	平成21年9月9日 (2009.9.9)		
(33) 優先権主張国	米国 (US)		
前置審査			

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 エレボン制御システム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

発射筒内に格納され、当該発射筒から出た後に展開可能な航空機において：

外面を有する胴体と；

第 1 の一対の翼であって、当該対の各近位部分が、前記外面の一つの前方ピボット点に回転可能に取り付けられている第 1 の一対の翼と；

第 2 の一対の翼であって、当該対の各近位部分が、前記外面の一つの機尾ピボット点に回転可能に取り付けられている第 2 の一対の翼と；を具備、

前記第 1 の一対の翼が、前記第 2 の一対の翼の格納位置と整列している格納位置に対して回転できるように構成されており、前記第 1 の一対の翼がその格納位置にあるときに、前記第 1 の一対の翼の翼端が前記機尾ピボット点の近くに配置され、前記第 2 の一対の翼がその格納位置にあるときに、前記第 2 の一対の翼の翼端が前記前方ピボット点の近くに配置され、

前記格納位置において、前記第 1 の一対の翼と前記第 2 の一対の翼が、前記胴体の幅の内側に格納され、すべての翼と前記胴体との間に隙間がないことを特徴とする航空機。

【請求項 2】

請求項 1 に記載の航空機において、前記第 1 の一対の翼の各近位部分が、第 1 の同軸ピボット点に回転可能に取り付けられていることを特徴とする航空機。

【請求項 3】

請求項 2 に記載の航空機において、前記第 2 の一対の翼の各近位部分が、第 2 の同軸ピ

ポット点に回転可能に取り付けられていることを特徴とする航空機。

【請求項 4】

請求項 1 に記載の航空機において、前記第 1 の一对の翼の各々が、前記外面に沿って配置された格納位置を有することを特徴とする航空機。

【請求項 5】

請求項 4 に記載の航空機において、前記第 2 の一对の翼の各々が、前記外面に沿って配置された格納位置を有することを特徴とする航空機。

【請求項 6】

請求項 5 に記載の航空機において、前記第 2 の一对の翼がさらに、機尾左側翼と機尾右側翼とを具えており、当該左側と右側の翼が、前記格納位置にあるときに、実質的に重なって整列していることを特徴とする航空機。

10

【請求項 7】

請求項 6 に記載の航空機において、前記第 1 および第 2 の一对の翼が、それぞれの格納位置にあるときに重なっていることを特徴とする航空機。

【請求項 8】

請求項 5 に記載の航空機において、前記第 1 および第 2 の一对の翼のそれぞれが、前記胴体の同じ側に格納位置を有することを特徴とする航空機。

【請求項 9】

請求項 8 に記載の航空機において、前記第 1 および第 2 の一对の翼が、それぞれの格納位置にあるときに、前記外面の第 1 のほぼ平らな部分に近接して配置されていることを特徴とする航空機。

20

【請求項 10】

請求項 1 に記載の航空機において、前記第 1 および第 2 の一对の翼が、それぞれの翼長に沿って一定の翼弦を有することを特徴とする航空機。

【請求項 11】

請求項 10 に記載の航空機において、前記それぞれの翼弦が、ほぼ胴体の最大幅であることを特徴とする航空機。

【請求項 12】

請求項 1 に記載の航空機において、前記第 1 の一对の翼が、それぞれの回転面で回転可能であることを特徴とする航空機。

30

【請求項 13】

発射筒内に格納され、当該発射筒から出た後に展開可能な航空機の操作方法において：
重なった第 1 の一对の翼を、第 1 の回転位置から第 2 の回転位置に、胴体の外面上の一つの前方ピボット点の周りを回転させるステップと；

重なった第 2 の一对の翼を、第 3 の回転位置から第 4 の回転位置に、前記胴体の外面上の一つの機尾ピボット点の周りを回転させるステップと；を具え、

前記重なった第 1 の一对の翼の第 1 の回転位置が、前記重なった第 2 の一对の翼の第 3 の回転位置と整列しており、前記第 1 の一对の翼が前記第 1 の回転位置にあるときに、前記重なった第 1 の一对の翼の翼端が前記機尾ピボット点の近くに配置され、前記重なった第 2 の一对の翼がその第 3 の回転位置にあるときに、前記重なった第 2 の一对の翼の翼端が前記前方ピボット点の近くに配置され、

40

前記第 1 および第 3 の回転位置における格納位置において、前記第 1 の一对の翼と前記第 2 の一对の翼が、前記胴体の幅の内側に格納され、すべての翼と前記胴体との間に隙間がないことを特徴とする方法。

【請求項 14】

請求項 13 に記載の方法において、前記重なった第 1 の一对の翼を第 1 の回転位置から第 2 の回転位置に回転させるステップが、さらに、前記重なった第 1 の一对の翼を、前記胴体の外面に沿って配置された格納位置から展開位置に回転させるステップを具えることを特徴とする方法。

【請求項 15】

50

請求項 1 4 に記載の方法において、前記重なった第 1 の一对の翼が、その格納位置にあるときに、前記前方と機尾のピボット点の間に整列していることを特徴とする方法。

【請求項 1 6】

請求項 1 4 に記載の方法において、前記重なった第 2 の一对の翼を第 3 の回転位置から第 4 の回転位置に回転させるステップが、さらに、前記重なった第 2 の一对の翼を、前記胴体の外面に沿って配置された格納位置から展開位置に回転させるステップを具えることを特徴とする方法。

【請求項 1 7】

請求項 1 6 に記載の方法において、前記重なった第 2 の一对の翼が、その格納位置にあるときに、前記前方と機尾のピボット点の間に整列していることを特徴とする方法。

10

【請求項 1 8】

請求項 1 6 に記載の方法において、前記重なった第 1 の一对の翼がその格納位置にあるときに、前記重なった第 1 の一对の翼の翼端が前記機尾ピボット点の近くに配置されることを特徴とする方法。

【請求項 1 9】

請求項 1 6 に記載の方法において、前記重なった第 2 の一对の翼がその格納位置にあるときに、前記重なった第 2 の一对の翼の翼端が前記前方ピボット点の近くに配置されることを特徴とする方法。

【請求項 2 0】

請求項 1 6 に記載の方法において、前記重なった第 1 および第 2 の一对の翼がそれぞれの格納位置からそれぞれの展開位置に移行したときに、前記重なった第 1 の一对の翼の両翼が、前記重なった第 2 の一对の翼の両翼が形成する鋭角と対向する逆の鋭角をはじめに形成するように構成されていることを特徴とする方法。

20

【請求項 2 1】

請求項 2 0 に記載の方法において、前記重なった第 1 の一对の翼が、その格納位置から展開位置に移行するときに、機尾の位置から前方位置に回転することを特徴とする方法。

【請求項 2 2】

請求項 2 0 に記載の方法において、前記重なった第 2 の一对の翼が、その格納位置から展開位置に移行するときに、前方位置から機尾の位置に回転することを特徴とする方法。

【請求項 2 3】

請求項 1 3 に記載の方法において、前記重なった第 1 および第 2 の翼の格納位置が、前記外面の第 1 の側面にあることを特徴とする方法。

30

【請求項 2 4】

請求項 1 3 に記載の方法において、前記重なった第 1 の一对の翼を第 1 の回転位置から第 2 の回転位置に回転させるステップが、前記第 1 の一对の翼をそれぞれの回転面で回転させるステップを具えることを特徴とする方法。

【請求項 2 5】

請求項 2 4 に記載の方法において、前記それぞれの回転面が、平行な回転面であることを特徴とする方法。

【請求項 2 6】

40

発射筒内に格納され、当該発射筒から出た後に展開可能な航空機において：

外面を有する胴体と；

第 1 の一对の翼であって、当該対の各近位部分が、重なる構成で配置されているとともに、前記外面の一つの前方ピボット点に回転可能に取り付けられている第 1 の一对の翼と；

第 2 の一对の翼であって、当該対の各近位部分が、重なる構成で配置されているとともに、前記外面の一つの機尾ピボット点に回転可能に取り付けられている第 2 の一对の翼と；を具え、

前記前方と機尾のピボット点が胴体の長手軸に同一線上に配置されており、前記第 1 の一对の翼が、前方の同軸ピボット点の周りを回転可能に配置され、前記第 2 の一对の翼が

50

、機尾の同軸ピボット点の周りを回転可能に配置されており、前記前方と機尾の同軸ピボット点が、胴体の中心線に同一線上に配置されており、

前記重なる構成における格納位置において、前記第 1 の一对の翼と前記第 2 の一对の翼が、前記胴体の幅の内側に格納され、すべての翼と前記胴体との間に隙間がないことを特徴とする航空機。

【請求項 27】

請求項 26 に記載の航空機において、前記第 2 の一对の翼の各々が、前記外面に沿って配置された格納位置を有することを特徴とする航空機。

【請求項 28】

請求項 27 に記載の航空機において、前記第 1 の一对の翼の各々が、前記第 2 の一对の翼の各々の格納位置と整列している格納位置を有することを特徴とする航空機。

10

【請求項 29】

請求項 28 に記載の航空機において、前記第 1 および第 2 の一对の翼が、それぞれの格納位置にあるときに重なっていることを特徴とする航空機。

【請求項 30】

請求項 26 に記載の航空機において、前記第 1 の一对の翼が、それぞれの回転面で回転可能であることを特徴とする航空機。

【請求項 31】

請求項 30 に記載の航空機において、前記第 2 の一对の翼が、それぞれの回転面で回転可能であることを特徴とする航空機。

20

【請求項 32】

請求項 31 に記載の航空機において、前記第 1 および第 2 の一对の翼の回転面が、平行な回転面であることを特長とする航空機。

【請求項 33】

発射筒内に格納され、当該発射筒から出た後に展開可能な無人航空機（UAV）において：

胴体面と；

前記胴体面の前方ピボット領域の周りを回転可能に配置された第 1 の翼と；

前記胴体面の前方ピボット領域の周りを回転可能に配置された第 2 の翼と；

前記胴体面の機尾ピボット領域の周りを回転可能に配置された第 3 の翼と；

前記胴体面の機尾ピボット領域の周りを回転可能に配置された第 4 の翼と；を具え、

前記胴体面の前方ピボット領域が一つの前方ピボット点を具え、前記胴体面の機尾ピボット領域が一つの機尾ピボット点を具えており、前記前方と機尾のピボット点が胴体の長手軸に同一線上にあり、前記第 1 および第 2 の翼のそれぞれが、前方の同軸ピボット点の周りを回転可能に配置され、前記第 3 および第 4 の翼が、機尾の同軸ピボット点の周りを回転可能に配置されており、前記前方と機尾の同軸ピボット点が、胴体の中心線に同一線上に配置されており、

30

格納位置において、前記第 1、第 2、第 3 および第 4 の翼が、前記胴体の幅の内側に格納され、すべての翼と前記胴体との間に隙間がない

いることを特徴とする無人航空機。

40

【請求項 34】

請求項 33 に記載の UAV において、前記第 1 および第 2 の翼が、それぞれの操縦面を具えていることを特徴とする UAV。

【請求項 35】

請求項 33 に記載の UAV において、前記第 1 の翼が、前記胴体面の前方ピボット領域と前記第 2 の翼との間に挟まれた第 1 の回転面を回転するように構成されており、前記第 2 の翼が、前記第 1 の回転面と平行な第 2 の回転面を有することを特徴とする UAV。

【請求項 36】

請求項 33 に記載の UAV において、前記第 1 の翼が、前記胴体面の前方ピボット領域と前記第 2 の翼との間に挟まれた第 1 の回転面を回転するように構成されており、前記第

50

2の翼が、前記第1の回転面と同一平面状の第2の回転面を有することを特徴とするUAV。

【請求項37】

請求項33に記載のUAVにおいて、前記第1および第2の翼がそれぞれの格納位置から前方に回転するように構成されており、前記第3および第4の翼がそれぞれの格納位置から後方に回転するように構成されていることを特徴とするUAV。

【請求項38】

発射筒内に格納され、当該発射筒から出た後に展開可能な無人航空機(UAV)において：

外面と最大の胴体幅を有する胴体と；

前記外面の一つの前方ピボット点に同軸上に回転可能に取り付けられた第1の一对の重なった翼であって、それぞれが前記最大の胴体幅とほぼ等しい一定の翼弦を翼長に沿って有している第1の一对の重なった翼と；

前記外面の一つの機尾ピボット点に同軸上に回転可能に取り付けられた第2の一对の重なった翼であって、それぞれが前記最大の胴体幅とほぼ等しい一定の翼弦を翼長に沿って有しており、前記前方および機尾のピボット点が、前記胴体の中心線に同一線上に配置されている第2の一对の重なった翼と；を具え、

前記第1の一对の重なった翼が、前記第2の一对の翼の格納位置と整列している格納位置に回転できるように構成されており、前記第1の一对の重なった翼がその格納位置にあるときに、前記第1の一对の重なった翼の翼端が前記機尾ピボット点の近くに配置され、前記第2の一对の重なった翼がその格納位置にあるときに、前記第2の一对の重なった翼の翼端が前記前方ピボット点の近くに配置され、

前記格納位置において、前記第1の一对の重なった翼と前記第2の一对の重なった翼が、前記胴体の幅の内側に格納され、すべての翼と前記胴体との間に隙間がないことを特徴とする無人航空機。

【請求項39】

請求項38に記載のUAVにおいて、前記外面が上外面と底外面とを具えており、前記第2の一对の重なった翼が、前記底外面に同軸上に回転可能に取り付けられていることを特徴とするUAV。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

関連出願の相互参照

本願は、2009年9月9日に出願された米国仮特許出願第61/240,985号明細書の優先権を主張し、その特典を請求するものであり、かかる出願は、あらゆる目的のためにその全体が参照により本明細書に組み込まれる。

【0002】

実施形態は、航空機に関し、航空機および/または無人航空機(UAV)のエルロン制御システムに関する。

【背景技術】

【0003】

UAVなどの航空機の操縦系は、エレベータ、エルロン、ラダーの組み合わせ、および/または構造的な組み合わせ、例えばフラップとエルロンとが組み合わせられたフラップロン、エレベータとラダーとが組み合わせられたエレボン、ラダーとエレベータとが組み合わせられたラダーベータを介して構成し得る。UAV用の翼は、アクチュエータと、亜音速UAVのための操縦面として機能するためヒンジ線周りに作動させてもよいヒンジフラップとを含んでもよい。

【発明の概要】

【0004】

航空機は：第1の胴体搭載エフェクタを収容する胴体と；第1の翼であって、第1の翼

10

20

30

40

50

に弾力的に搭載された第1の操縦面を備え、第1の操縦面は、第1の胴体搭載エフェクタにより対向されている、第1の翼と；胴体ハウジング内に配設されるとともに第2の翼に係合するため部分的に延在可能な第2の胴体搭載エフェクタと；を備える。航空機は、有人であっても無人であってもよい。航空機の胴体ハウジングは、第3の胴体搭載エフェクタと；第3の翼であって、第3の翼に弾力的に搭載された第2の操縦面を備える、第3の翼と；を備えてもよい。加えて、航空機は、胴体ハウジングに回転可能に取り付けられた第4の翼を備えてもよい。他の実施形態において、第3の胴体搭載エフェクタと；第3の翼であって、第3の翼に弾力的に搭載された第2の操縦面を備える、第3の翼と；を有する航空機の胴体ハウジングは、機体中央部を備えてもよく、第1の翼および第3の翼は、胴体の機体中央部に沿って配設されている。他の実施形態において、胴体は、テーパ状機尾部をさらに備えてもよく、第2の翼および第4の翼は、胴体のテーパ状機尾部に沿って配設されている。

10

【0005】

いくつかの実施形態において、有人または無人の航空機は：第1の胴体搭載エフェクタを収容する胴体であって、第1の胴体搭載エフェクタは、第1の胴体開口を介して延在可能な第1のアクチュエータホーンである、胴体と；第1の翼であって、第1の翼に弾力的に搭載された第1の操縦面を備え、第1の操縦面は、第1の翼周りに線形ジョイントにおいて連結された第1の翼の後縁であってもよく、第1の操縦面は、第1の胴体搭載エフェクタにより対向されている、第1の翼と；胴体ハウジングに回転可能に取り付けられた第2の翼と；胴体ハウジング内に配設されるとともに第2の翼に係合するため部分的に延在可能な第2の胴体搭載エフェクタと；を備えてもよい。加えて、第3の胴体搭載エフェクタは、例えば、第2の胴体開口を介して延在可能な第2のアクチュエータホーンであってもよい。

20

【0006】

別の実施形態において、航空機の飛行を制御する方法は：第1の胴体搭載アクチュエータホーンにより対向される第1の弾力的に搭載された操縦面を提供するステップと；1つ以上の命令信号に基づいて、第1の胴体搭載アクチュエータホーンを介して第1の弾力的に搭載された操縦面を偏向させるステップと；を含んでもよい。

【0007】

別の実施形態において、航空機は：機尾に向けてテーパ化するハウジングを備える胴体であって、胴体の機尾部は、第1の翼により部分的に定義される角度によりテーパ化している、胴体と；胴体ハウジングに弾力的に搭載されている、および/または胴体ハウジングに回転可能に取り付けられている、および/またはヒンジを介して胴体ハウジングに搭載されている第1の翼と；胴体ハウジング内に配設されるとともに第1の翼に係合するため部分的に延在可能なエフェクタ部材と；を備えてもよい。加えて、第1の翼は、軸心を中心に回転してもよく、回転軸心は、胴体ハウジングの長手方向軸心に対して傾斜していてもよい。この第1の翼は、エフェクタ部材の並進にตอบสนองしてもよく、エフェクタ部材は、胴体ハウジングの長手方向軸心に対して側方向に延在可能であり、エフェクタ部材は、第1の翼および第2の翼の角度回転を生じさせるためアクチュエータにより係合され、エフェクタ部材は、胴体の開口からさらに延在可能であってもよく、エフェクタ部材は、単一の軸心において並進する。

30

40

【0008】

別の実施形態において、航空機は：機尾に向けてテーパ化するハウジングを備える胴体であって、胴体の機尾部は、第1の翼により部分的に定義される角度によりテーパ化している、胴体と；胴体ハウジングに弾力的に搭載されている、および/または胴体ハウジングに回転可能に取り付けられている、および/またはヒンジを介して胴体ハウジングに搭載されている第1の翼と；胴体ハウジング内に配設されるとともに第1の翼に係合するため部分的に延在可能なエフェクタ部材と；を備えてもよく、回転軸心は、胴体ハウジングの長手方向軸心に対して傾斜したヒンジ線周りであり、第1の翼は、エフェクタ部材の並進にตอบสนองする。加えて、航空機のエフェクタ部材は、胴体ハウジングの長手方向軸心に対

50

して側方向に延在可能であってもよく、胴体の開口からさらに延在可能であってもよく、単一の軸心において並進してもよく、第1の翼の角度回転を生じさせるためアクチュエータにより係合されてもよい。

【0009】

別の実施形態において、航空機の飛行を制御する方法は：第1の胴体搭載アクチュエータホーンにより対向される第1の弾力的に搭載された操縦面を提供するステップと；1つ以上の命令信号に基づいて、第1の胴体搭載アクチュエータホーンを介して第1の弾力的に搭載された操縦面を偏向させるステップと；を含んでもよく、さらに：胴体ハウジングに回転可能に取り付けられた第2の翼を備えてもよく；第2の翼は第1の翼に対向し；胴体の機尾部は、第2の翼によりさらに定義される角度によりテーパ化し；第1の翼および第2の翼は、エフェクタ部材の対向端に当接し；エフェクタ部材は、第1の翼および第2の翼に係合する。加えて、第1の翼および第2の翼は、互いに協働して移動してもよく、および/または胴体ハウジングに弾力的に搭載されてもよく；第1の翼および第2の翼の回転軸心は、胴体ハウジングの長手方向軸心に対して傾斜し；第1の翼および第2の翼は、エフェクタ部材の並進に応答し；エフェクタ部材は、胴体ハウジングの長手方向軸心に対して側方向に延在可能であり；エフェクタ部材は、第1の翼および第2の翼の角度回転を生じさせるためアクチュエータにより係合され；エフェクタ部材は、胴体の開口からさらに延在可能であり；エフェクタ部材は、単一の軸心において並進する。加えて、第1の翼は、ヒンジを介して胴体ハウジングに搭載されてもよく；回転軸心は、胴体ハウジングの長手方向軸心に対して傾斜したヒンジ線周りであり；第1の翼および第2の翼は、エフェクタ部材の並進に

10

20

【0010】

実施形態は、例示のために示すものであり、以下の添付の図面の形態に限定するためのものではない。

【図面の簡単な説明】

【0011】

【図1】図1は、航空機の実施形態の上面図である。

30

【図2】図2は、航空機の実施形態の側方立面図である。

【図3】図3は、システムアーキテクチャの実施形態のトップレベル機能ブロック図である。

【図4】図4は、退縮状態における実施形態の下側斜視図である。

【図5】図5は、展開状態における実施形態の下側斜視図である。

【図6】図6は、延在した右舷ホーンと偏向した後縁とによる接触を示す、展開状態における本発明の実施形態の下側斜視図である。

【図7】図7Aは、左舷後縁の上面に接触するため作動させた左舷アクチュエータのホーンを示す、本発明の実施形態の左舷翼 - 後縁領域の側面図である。図7Bは、左舷後縁の上面を左舷翼の上面に対して角度的に偏向させるため作動させた左舷アクチュエータのホーンを示す、本発明の実施形態の左舷翼 - 後縁領域の側面図である。図7Cは、弾力要素が対向されていないことにより高められた後縁を示す、翼の断面図である。図7Dは、胴体ベースのアクチュエータホーンが弾力要素に対向するように延在することにより直線状になった後縁を示す、翼の断面図である。図7Eは、胴体ベースのアクチュエータホーンが弾力要素に対向するようにさらに延在することにより偏向された後縁を示す、翼の断面図である。

40

【図8】図8Aは、右舷翼の上部に対して右舷後縁に接触した右舷アクチュエータホーンを示す、アクチュエータホーンの後方から前方を見た実施形態の断面図である。図8Bは、右舷翼の上部に対して偏向した右舷後縁を示す、アクチュエータホーンの後方から前方を見た実施形態の断面図である。

50

【図 9】図 9 は、エレベータ命令およびエルロン命令が出力され、組み合わされて左舷アクチュエータおよび右舷アクチュエータへの命令を提供し得る、機能ブロック図である。

【図 10】図 10 A は、航空機のテーパ状機尾部を示す実施形態の上面図である。図 10 B は、ヨー運動を制御するように展開した状態のラダーを示す、実施形態の側方立面図である。

【図 11】図 11 A は、ラダー表面の例示的な展開前位置を示す。図 11 B は、ラダー表面の展開位置の例示的な開始段階を示す。図 11 C は、ラダー表面の展開位置の例示的な段階を示す。図 11 D は、展開されアクチュエータにより受けられた状態のラダー表面の展開位置の例示的な段階を示す。

【図 12】図 12 A は、単一のラダーの回転を示す、航空機の実施形態の一部分の平面図である。図 12 B は、単一のラダーの回転の次の段階を示す、航空機の実施形態の一部分の平面図である。図 12 C は、単一のラダーの回転の次の段階を示す、航空機の実施形態の一部分の平面図である。図 12 D は、単一のラダーの回転の次の段階を示す、航空機の実施形態の一部分の平面図である。図 12 E は、ラダーが胴体壁に達した状態の、航空機の実施形態の一部分の平面図である。図 12 F は、エフェクタ部材がラダーに取り付けられラダーを定位置に保持している状態の、航空機の実施形態の一部分の平面図である。

【図 13】図 13 A は、ラダー表面の例示的な展開前位置を示す、航空機のテーパ状機尾部の側方角度図である。図 13 B は、ラダー表面の例示的な展開中位置を示す、航空機のテーパ状機尾部の側方角度図である。図 13 C は、ラダー表面の例示的な展開後位置を示す、航空機のテーパ状機尾部の側方角度図である。図 13 D は、アクチュエータロッドに作用しているアクチュエータを示す、航空機の機尾部の破断図である。

【図 14】図 14 A は、折り畳み状態におけるラダーを示す、航空機のテーパ状機尾部の背面図である。図 14 B は、展開の開始段階におけるラダーを示す、航空機のテーパ状機尾部の背面図である。図 14 C は、展開中におけるラダーを示す、航空機のテーパ状機尾部の背面図である。図 14 D は、展開を終えつつある状態のラダーを示す、航空機のテーパ状機尾部の背面図である。図 14 E は、胴体壁にもたれて完全に展開した状態のラダーを示す、航空機のテーパ状機尾部の背面図である。図 14 F は、アクチュエータロッドにより係合された状態のラダーを示す、航空機のテーパ状機尾部の背面図である。

【図 15】図 15 A は、プラットフォーム上に搭載されたラダーを有する回転可能な表面を示す、航空機の実施形態の平面図である。図 15 B は、プラットフォーム上に搭載されたラダーを有する回転可能な表面を示す、航空機の実施形態の側方立面図である。

【図 16】図 16 は、エレベータ命令、エルロン命令、およびラダー命令が出力され、組み合わされて左舷アクチュエータおよび右舷アクチュエータへの命令を提供し得る機能ブロック図である。

【発明を実施するための形態】

【0012】

例示的な実施形態を示す図面を参照する。図 1 は、本発明の UAV 部 100 の例示的な実施形態の上面図である。例示的な UAV は、帰着センサ 111、例えば可視光および/または赤外光を感知するための画素アレイを有する前端 110 と、展開可能なペイロード 112、例えば弾頭または他の攻撃兵器、展開可能な電子サブアセンブリ、および顔料カプセルとを備える。また、前端 110 は、実行されると UAV の位置、線速度および/もしくは回転速度、直線加速度、ならびに/または姿勢に関する情報を取り込むとともに、自動操縦処理および/もしくはエンジン制御処理もしくは人間による遠隔操縦処理のいずれかまたは両方のための命令を生成する、誘導指令を備える誘導プロセッサを含んでもよい、電子アセンブリ (EA) 113 またはアビオニクス装置を含んでもよい。UAV は、バッテリーユニットまたは燃料電池および電力調整回路などの 1 つ以上の電源 114 を備えてもよい。UAV は、機体に固有のセンサ、例えば EA の一部としての GPS アンテナおよび GPS センサ、ならびに/または、EA および/もしくは機体の重心に近接していてもよい姿勢および/もしくはレートジャイロスコープおよび/もしくは直線加速度計を含んでもよい。UAV は、プロペラ 130 およびプロペラモータ 131 などの推力生成モー

10

20

30

40

50

ドを含んでもよく、他の実施形態は、タービンモータおよび/またはロケットモータを別々にまたは組み合わせて用いてもよい。UAVは、翼141、142、尾翼143、144、およびラダー表面145、146などの揚力面を有してもよい。翼面は、エレボンとして動作する作動制御パネル147、148を有してもよいし、翼としてエレベータとして具現化されてもよく、尾翼面は、エルロンとして動作する作動制御パネルを有してもよい。UAVは、ヨー方向において静的に安定しているかもしれず、1つ以上のラダー表面の連結後尾部により増強を行ってもよい。UAVのいくつかの実施形態は、ヨー制御における増強を行うため、UAVの胴体に沿っていてもよい回転可能なプラットフォーム上に搭載された2ラダーアセンブリを有してもよい。

【0013】

図2は、例示的なUAVの側面図であり、図示の翼142は、後尾操縦面148が動いているとともに2つのアンテナワイヤ(縮尺どおりではない)が胴体201から延在している。一方のアンテナ要素は、特にターミナル帰着モードから監視/偵察もしくはロイターモードへの遷移または監視からホーミングモードへの遷移を行わせるモード制御信号を受信するための、アップリンク210として用いてもよい。他方のアンテナ要素は、ライブ映像、自動映像追跡ステータス、飛行パラメータ、および/またはUAVの状態などのデータを送信するためのダウンリンク220として用いてもよい。GPSアンテナ230は、胴体に沿ってまたは胴体内に、すなわちGPS周波数帯において高い透過性(低い損失)を有する材料で作製されているときは胴体の外板の裏側に、搭載されてもよい。一般に、GPSアンテナは、GPS衛星群から信号を受信可能であるように搭載されてもよい。

【0014】

図3は、UAV処理および誘導および制御サブシステム300の例示的な機能ブロック図であり、誘導センサ310は、シーカプロセッサ320のシーク処理に関する外部環境についての情報を提供する。誘導センサ、より一般的には一揃いの誘導センサは、受動および/または能動レーダサブシステム、赤外線検出サブシステム、赤外線撮像サブシステム、ビデオカメラベースのサブシステムなどの可視光撮像サブシステム、紫外光検出サブシステム、ならびにそれらの組み合わせを含んでもよい。シーカプロセッサ320は、画像処理と目標追跡処理との両方、ならびにアップリンク受信機335からおよび/または誘導プロセス330の出力として受信され得る目標指定または再指定入力321を含んでもよい。画像処理および/または目標追跡情報322は、アップリンク/ダウンリンク送受信機の一部であってもよいダウンリンク送受信機323を介して送信してもよい。誘導プロセッサ330は、誘導処理のための指令を実行する際に、シーカ処理320から目標情報324を取り込み、GPS受信機331ならびにジャイロスコープおよび加速度計332(存在する場合)から位置、速度、および姿勢などのUAV飛行ステータス情報を取り込んでもよい。誘導プロセッサ330は、偵察中間地点および/または監視最適化軌跡を受信するため、メモリ格納333を参照してもよい。システムの実施形態については、誘導プロセス330は、例えば発射前局面においては外部データポート334を経由して、または例えば発射後局面においてはアップリンク受信機335を経由して、偵察中間地点および/または監視最適化軌跡を受信および/またはアップロードしてもよい。誘導プロセッサ330は、飛行経路、軌跡、または航路操舵角度および方向を決定するための指令を実行する一部として、特にターミナル帰着モードでないときに、中間地点および/または監視最適化軌跡情報を参照してもよい。誘導プロセッサ330は、アップリンク受信機335を介して、ターミナル帰着モードから監視モード、すなわち非ターミナル帰着モードに切り替えまたはその他遷移させ、監視モードからターミナル帰着モードに切り替えさせる命令を受信してもよい。例えば、シーカ処理330による視覚的目標ロックを、GPS座標を参照して追跡し、修正可能なターミナルソリューションの決定に関する指令を実行する誘導プロセッサにより反復的に決定されるターミナル帰着ソリューションに組み込んでもよい。

【0015】

ターミナル帰着モードの一例は、ターミナル帰着モードの攻撃サブモードのための重力バイアス、およびターミナル帰着モードの空中迎撃サブモードのための加速度バイアスを用いる比例航法であってもよい。誘導処理 330 および自動操縦処理 340 は、航空機の方角をその速度ベクトルの配向を変更することにより変更するため、エレボンの実施形態において例えばバンクトゥターン誘導を生じさせる指令を実行してもよい。例えば、1つ以上の操縦面の配向を1つ以上の操縦面アクチュエータ 350 を介して変更して、航空機とその直線加速度のうちのその速度ベクトルに対して直角な部分との配向を変更する力およびトルクを生じさせてもよい。航空機の直線加速度のうちの速度ベクトルに沿った部分は、空力抵抗により大きく影響され、直線加速度は、モータプロセッサ 360 およびプロペラモータ 370 を介して増加させることができる。完全な 3 軸制御を有する実施形態については、スキッドトゥターンおよび他の比例 - 積分 - 微分誘導ならびに制御アーキテクチャを含む追加の制御トポロジを実装してもよい。シーカ処理、誘導処理、モータ処理、および / または自動操縦処理は、アドレス指定可能なメモリを有する単一のマイクロプロセッサにより実行してもよく、ならびに / または、例えばデータバスを介して分散通信を行う 2 つ以上のマイクロプロセッサに処理を分散させてもよい。

10

【0016】

図 4 は、航空機 400 の胴体 401 の下部 402 に配設された退縮位置における第 1 の対の翼と退縮位置における第 2 の対の翼とを有する、例示的な航空機 400 の実施形態の下側斜視図である。図 4 は、例示的なプロペラハブ 430 も示している。展開位置に回転するため、例示的な第 1 の対の翼 410 は、前方ピボット点 411 を中心に枢動してもよく、例示的な第 2 の対の翼 420 は、機尾ピボット点 421 を中心に枢動してもよい。特定の実施形態において、翼が退縮位置におけることにより、展開前におよび / または他の目的で航空機を格納し、簡便に搬送することができる。

20

【0017】

図 5 は、展開位置における 2 対の翼 410、420 を有する例示的な航空機の実施形態の下側斜視図である。図示の例示的な前方の対の翼 410 は、各々、連結後縁部 541、542 と下部に搭載された弾力要素 551、552 とを有している。

【0018】

図 6 は、例示的な航空機 400 の実施形態の別の下側斜視図であり、図示の胴体 401、特に本図における下部 402 は、各開口から作動ホーン 621、622 が突出する左舷開口 611 と右舷開口 612 とを有している。両方の前方翼の各々について、胴体に近接した翼 - 後縁領域の下側には、弾力性または柔軟性を有するフィクスチャ 551、552 が図示されている。

30

【0019】

図 7 A は、左舷翼 - 後縁領域の側面図であり、左舷アクチュエータ 721 のホーン 621 が左舷後縁 541 の上面に接触するため作動している。例示的な翼 710 は、2 つの内部構造要素、例えば主揚力構造平面要素 711 と操縦面構造要素 712 とを備えてもよい。図 7 B は、左舷翼 - 後縁領域の側面図であり、左舷アクチュエータのホーンが左舷後縁 541 の上面を左舷翼 725 の上面に対して角度的に偏向させるため作動 730 している。図 7 C は、弾力要素 551 が対向されていないことにより高められた後縁 541 を示す、翼 710 の断面図である。2 つの例示的な構造要素 711、712 の周りに被覆 713 を配設し、揚力面要素 711 と操縦面要素 712 との間の線形間隙 714 を埋めてもよい。被覆材料は、それにより翼 710 のプラットフォームを定義してもよいし、線形間隙に沿って屈曲を部分的に提供するとともに低亜音速飛行条件において実質的に層状の流れを提供するため樹脂、プラスチック、および合成ゴムなどの材料から選択してもよい。図 7 D は、胴体ベースのアクチュエータホーン 621 が弾力要素 551 に対向するように延在 730 することにより直線状になった後縁 541 を示す、翼 710 の断面図である。図 7 E は、胴体ベースのアクチュエータホーン 621 が弾力要素 551 に対向するようにさらに延在 740 することにより偏向された後縁 541 を示す、翼 710 の断面図である。図示の後縁操縦面の代わりに、またはそれらに追加して、同様の編成を前縁操縦面に適用し

40

50

てもよい。同様に、機尾側の対の翼が、後縁操縦面と胴体ベースの延在可能なアクチュエータホーンとを含んでもよい。

【0020】

図8Aは、右舷翼801の上部に対して右舷後縁542に接触した右舷アクチュエータホーン622を示す、アクチュエータホーン621、622の後方から前方を見た断面図である。図8Bは、右舷アクチュエータホーン622の回転821にตอบสนองして右舷翼801の上部に対して偏向822した右舷後縁542を示す、アクチュエータホーン621、622の後方から前方を見た実施形態の断面図である。

【0021】

図9は、自動操縦処理340からエレベータ命令910、
。およびエルロン命令920、
。が電圧命令として出力され、ミキサージャック930により組み合わされて左舷アクチュエータ命令931および右舷アクチュエータ命令932を提供し得る、機能ブロック図900である。ミキサージャック930は、自動操縦処理の一部として具現化してもよいし、別々のモジュールまたは回路として具現化してもよい。左舷アクチュエータ950は、正の電圧が左舷アクチュエータホーンを退縮方向に駆動し、負の電圧が左舷アクチュエータホーンを延在方向に駆動するように構成してもよい。同様に、右舷アクチュエータ960は、正の電圧が右舷アクチュエータホーンを退縮方向に駆動し、負の電圧が右舷アクチュエータホーンを延在方向に駆動するように構成してもよい。左舷アクチュエータ950および右舷アクチュエータ960は、アクチュエータホーン的位置決めをさらに調整および/または改良し得る延在/退縮フィードバックを用いるように構成してもよい。いくつかの実施形態において、航空機は、後縁が当初はそれぞれの弾力部材により提供される回転力によって上方に偏向しているように構成してもよい。翼が胴体の下部に沿って配設されるとともに胴体の上部が空に向けて配向されている一例では、後縁の偏向により、上方へのピッチングモーメントが発生するかもしれない、かかるピッチングモーメントは、次いで、アクチュエータホーンの各々を回転延在させることにより低減またはゼロにする、すなわちトリムしてもよい。いくつかの実施形態において、接触ホーンを作動させる例示的な回転アクチュエータを、線形アクチュエータで置換してもよい。

【0022】

エレポンとして動作する本明細書に記載の作動可能な操縦面、例えば制御パネル147、148に加えて、実施形態は、追加のかかる表面を有してもよい。これらの操縦面も、UAVが発射筒内などに格納できるように、または飛行などの動作ができるように、展開可能であってもよい。かかる展開可能な操縦面の特定の場所および/または配向は、操縦面が航空機の動きにその自由度のうちの一つ以上についてどのように作用するか(例えば、ラダーは航空機にヨー運動を付与する)によって変化させてもよい。エレポン147、148と同様に、かかる追加の作動可能な操縦面の各々について、一つ以上のアクチュエータが、操縦面の展開後にアクチュエータが操縦面と相互作用して所望される作用を生じさせるように編成される。

【0023】

実施形態において、UAVは胴体を含み、展開可能な操縦面アセンブリ、例えば垂直安定板および/またはラダーが、UAVの機尾部またはその近くに搭載される。操縦面アセンブリの展開は、定位置への摺動、枢動、回転などを含む種々の手段により達成してもよい。実施形態は、操縦面アセンブリをその格納位置からその動作位置に付勢するバイアス力を付与するように、例えばヒンジ周りに位置決めされたバネを有するヒンジを中心に回転する操縦面アセンブリを有する。

【0024】

例えば、UAVは、回転軸心を中心に定位置に回転する一つ以上の垂直安定板および/またはラダーを含んでもよい。かかる操縦面は、胴体の機尾部における胴体のテーパ状部に沿って位置決めしてもよく、かかるテーパ化は、格納位置における操縦面および他のコンポーネント(折り畳まれたプロペラ等)を保持するように構成してもよい。格納位置から動作位置への展開後、ラダーは、胴体ハウジング内において横方向に配設されるととも

10

20

30

40

50

にラダーに係合するため部分的に延在可能であってもよいエフェクタ部材により回転および/または偏向させてもよい。エフェクタ部材は、アクチュエータにより駆動させてもよい。一旦係合したら、エフェクタ部材の端部は、部分的に弾力的張力および/または空気圧の結果として、ラダー表面への貼付、接着、スナップ、またはその他固定によりラダーに当接する。ラダーの回転軸心は、UAVの長手方向軸心に対して傾斜した(弾力的に搭載またはバネ荷重された)例えばクリースまたはヒンジであってもよい。UAVの長手方向軸心は、機首から機尾まで胴体の中心を通して延在し、UAVの重心を通過している。さらに、ラダーは、アクチュエータを介して、例えばアクチュエータにより駆動される軸またはプッシュロッドを介して、回転および/または偏向させてもよい。それにより、単一のヒンジが、展開中はかかるヒンジを中心にラダーを格納位置から動作位置に回転させるとともに、展開後はラダーがアクチュエータにより移動または偏向されるときにかかるヒンジを中心にラダーを回転させるという、両方の機能を有する。

【0025】

図10Aは、本発明のUAV部1000の例示的な実施形態の上面図である。例示的なUAVは、実行されるとUAVの位置、線速度および/もしくは回転速度、直線加速度、ならびに/または姿勢に関する情報を取り込むとともに、自動操縦処理および/もしくはエンジン制御処理もしくは人間による遠隔操縦処理のいずれかまたは両方のための命令を生成する、誘導指令を備える誘導プロセッサを含んでもよい、電子アセンブリ(EA)1013またはアビオニクス装置を含んでもよい胴体1001を備える。UAVは、プロペラ1030などの推力生成モードを含んでもよい。UAVは、翼1041、1042、尾翼1043、1044、およびラダー表面1045、1046などの揚力面を有してもよい。本実施形態における胴体1001は、機尾に向けてテーパ化されたハウジング1050の一部を含む。このテーパ化は、格納位置における操縦面および折り畳まれたプロペラを保持するように構成されている。ラダー表面は、アドバースヨーに対抗してもよいし、例えばロッドまたはアクチュエータの軸を中心に回転可能な湾曲したホーンであってもよい作動制御要素1049を介してUAVを安定化させ、方向設定し、および/または旋回させる制御のために用いてもよい。UAVは、ヨー方向において静的に安定しているかもしれないが、図10Aの例示的な実施形態において、ラダー1045、1046は、尾翼面により生成される側方向力の量を変化させ、それに応じて、風の流れから外に出るラダーの偏向を用いてUAVのヨー運動を生成および制御し、例えばUAVの中心線を方向設定してもよい。すなわち、ラダー表面を用いて、UAVの機首の位置を制御してもよい。UAVの旋回は、エルロンまたはエレポンのいずれかを用いてUAVを片側にバンクさせることにより行われる。バンクによりUAVの飛行経路が湾曲するかもしれない。そのため、ラダー表面1045、1046は、UAVが湾曲した飛行経路に正確に位置合わせされるとともに旋回が調整されることを保証する助けになるかもしれない。そうでなければ、UAVは、UAVを飛行経路から外れるように移動させ得るさらなるドラッグに遭遇するかもしれない。そのセンサは、所望されるように方向付けられないかもしれない。また、ラダーは、UAVのセンサおよび/または兵器が所望される方向に向けられるように、UAVを方向設定または方向付けするために用いてもよい。図10Aの実施形態では2つのラダーが図示されているが、1つまたは3つ以上のラダー、またはUAVの胴体もしくは他のコンポーネントに沿った他の場所に位置決めされた他の操縦面を用いてもよいことに留意されたい。いずれのかかる展開可能な操縦面も、2つ以上の自由度についてUAVを移動可能であるように角度付けし、または傾斜させてもよいことに留意されたい。いくつかの実施形態において、2つ以上の操縦面を互いに別々におよび/または独立して移動させることが可能であるように、2つ以上の操縦面について2つ以上のアクチュエータを設けてもよい。

【0026】

図10Bは、例示的なラダー1046の2つの位置を示す、図10Aの側方立面図である。図示のラダー1046は、胴体壁およびテーパ状機尾部1050にもたれさせてもよく、ラダーは、ヨー運動を制御するように展開させてもよい。例示的な傾斜したヒンジ線

10

20

30

40

50

1060は、回転軸心を決定し、ラダーが展開するための枢動線となる。ヒンジ1060は、ラダー1046を胴体部1050にもたれたその格納位置からその動作位置に付勢するとともに、ラダーをアクチュエータに抗して付勢するバネを含んでもよい。また、図は、翼1042、尾翼1044、およびプロペラ1030も示している。

【0027】

図11A～図11Dは、ラダー表面1145、1146の例示的な展開を示す上面図である。図11Aは、ラダー表面1145、1146（折り畳み状態）とエフェクタ要素、例えばロッド1149とを有する例示的なUAVの一部分を示す上面図である。図示のUAVは、展開前段階にあり、ラダー1145、1146は、前方に向くとともに胴体1110のテーパ状機尾部1050にもたれて密着している。図示のヒンジ1155、1156は、ラダーを胴体に接続している。図11Bは、展開の開始段階におけるUAVを示し、ラダー1145、1146は、表面に対する動圧により、および/または、本例におけるようにバネ荷重力により、展開させてもよい。かかる力を提供するバネは、ヒンジまたはその周りに位置決めすることが可能であり、バネは、格納位置から動作位置までラダーを移動させ、その後それらを付勢する力をラダーに印加する。図示のように、ラダー1145、1146は、展開される際、それぞれヒンジ軸心1160、1161を有するヒンジ1155、1156を中心に回転する。図11Cは、ラダー1145、1146がヒンジ軸心1160を中心に回転してさらに展開した状態のラダー1145、1146を示している。図11Dは、一旦展開したラダー1145、1146の係合を容易にするように、胴体の外方およびヒンジ軸心1160の上方に突出した、アクチュエータホーンまたはロッド1149を示している。図示のアクチュエータロッド1149は、胴体から外方に延在した状態であり、展開後のラダー1145、1146に係合し、ロッドの各端において回転移動を停止させてもよい。ラダー1145、1146は、締結手段、例えば1組の少なくとも磁石、クラスプ、クリップ、フランジ、ペグ、ピン、Velcro（登録商標）、またはそれらの組み合わせを介して、ロッド端1147、1148に接続してもよい。本例において、アクチュエータロッド1149の長さは、胴体の側方向幅からラダー1145、1146の表面の幅を引いた長さを超えて延在しなくてもよい。

【0028】

図12A～図12Fは、単一のラダー表面1245システムが異なる段階を経て移動する際の例示的な展開を示している。図12Aは、例示的なUAVの上面図であり、図示のヨー制御は、1つのラダー1245を有している。本図は、ラダー（折り畳み状態）とエフェクタ要素、例えばロッド1249とに焦点を当てている。本実施形態は、ラダーを、発射機筒から展開される前の前方に折り畳まれた垂直な尾翼として示している。ロッド1249は、胴体ハウジング1201内に配置され、ラダー1245の移動を生じさせるために用いてもよい。図12Bは、図12Aと同じUAV（UAVが展開して発射機筒から出つつある状態）を示し、ラダー1245は軸心1260、例えばヒンジ線を中心に回転している。図12Cは、ラダー1245がヒンジ軸心1260を中心に回転し続けてさらに展開した段階のラダー1245を示している。この時点では、ラダーの上面エリアのより大きい部分が見えている。図12Dにおいて、ラダー1245が軸心線に沿って移動し続けるにつれ、本上面図において見えている上面がより小さくなる。図12Eは、完全に展開したラダー1245が胴体壁に当接した状態の展開の端点を示している。図12Fは、さらに、同じUAVを示し、ラダー1245は、発射機筒から外に出た後に完全に展開し、ロッド1249に接触している。いくつかの実施形態において、本図に示すロッド1249は端部に磁石を有するとともに、ラダー1245上に金属タブが設けられ、ラダー1245の捕捉を容易にしてもよい。また、図12Fは、アクチュエータロッドにより係合された状態のラダーの移動を示し、ラダーに関連付けられた回転軸心を示している。

【0029】

図13Aは、胴体1301のテーパ状機尾部の側面図であり、ラダー1345およびプロペラ1330（ともに折り畳み状態）は、UAVが発射機筒の内側または展開前段階にある状態で折り返されて内方に押し込まれている。本図は、さらに、胴体ハウジング13

01の内側に設置してもよく、ラダーの回転軸心、例えばヒンジ線1355の上方に配置された2つの対向する開口から外に延在する、例示的なアクチュエータロッド1349の位置を示している。本図は、UAVの長手方向軸心に対して傾斜した回転軸心を示している。傾斜したヒンジ線は、ゼロよりも大きく90度までの範囲にあってもよい。これらの例において示すいくつかの実施形態は、30～60度の範囲の傾斜角度を有する。45度の傾斜角度を用いてもよい。図13Bは、展開しているUAVのラダー1345、1346の同じ側面図であり、展開後のプロペラ1330の位置およびヒンジ線1355の軸心を中心に回転しているラダー1345、1346を示している。図13Cは、完全に展開したラダー1345、1346と、締結方法、例えば1組の少なくとも磁石、クランプ、クリップ、フランジ、ペグ、ピン、Velcro（登録商標）、またはそれらの組み合わせを介してラダーに締結されたアクチュエータロッドとを示している。アクチュエータロッド1349は、アクチュエータ、例えば1組の少なくとも電機機械的リンク、ギアもしくはギアアセンブリ、および/またはウォームギアを介して制御してもよい。一実施形態において、ラダーの回転は、弾力的に搭載されたラダーのパネ戻り力に抗してロッドを並進させるロッドに係合するアクチュエータを介して行ってもよい。アクチュエータロッドは、ラダー1345、1346が互いに協働して移動することによりヨー制御を提供することを保証する。

【0030】

図13Dは、胴体1301を示す実施形態の機尾部の破断図であり、ラダー1345、1346（ともに展開されている）は、エフェクタ部材、例えばロッド1349により係合されている。図示のアクチュエータロッド1349は、胴体1301の内側に収容され、ヒンジ1354のラダー回転軸心、例えば傾斜したヒンジ線1355の上方に配置された2つの対向する開口1375、1376から胴体の外側に延在している。いくつかの実施形態において、ヒンジ1354は、ヒンジの一部分の周りにバネ要素1378を備えてもよく、バネは、ラダー1345、1346を展開させるように機能してもよく、ラダー1345、1346が動作位置にあるときにラダー1345、1346をアクチュエータロッド1349に抗して付勢してもよい。図13Dは、さらに、アクチュエータロッド1349に当接したラダー1345、1346を示し、図示のアクチュエータロッド1349は、裏側構造要素（不図示）により摺動可能に支持されている。アクチュエータロッド1349は、ラダー1345、1346に接続または当接する球状端1372、1373を備えてもよい。アクチュエータロッド1349は、各頂点において収束する適合する歯を有するディスク1371と噛み合う歯を有してもよい。アクチュエータ1370は、ディスク1371を（UAVの長手方向軸心1380に対して垂直な軸心を中心に）回転させることにより、ディスク1371を介してアクチュエータロッド1349に係合させることにより、ラダー1345、1346を移動させる。

【0031】

図14A～図14Fは、ラダー表面1445、1446およびUAVの胴体1410の例示的な展開を示す背面図である。図14Aは、折り畳み状態のラダー1445、1446を示す、胴体のテーパー状機尾部1450の背面図である。本実施形態において、ヒンジ線1460は、胴体の機尾部から機体中央部に向けてテーパー化しているものと見ることが可能である。ヒンジ線1460は、胴体の長手方向軸心に対して選択された度合で傾斜している。図14Bは、展開の開始段階におけるラダー1445、1446を示す、テーパー状機尾部の同じく背面図である。本実施形態において、一旦解放されたら、（風圧抵抗と相俟った）弾力的搭載による力またはバネ荷重ヒンジにより、ヒンジ線1460周りのラダーの運動が容易になり得る。図14Cは、展開中において枢動線、例えば傾斜したヒンジ線1460を中心に回転しているラダー1445、1446を示している。風圧抵抗は、展開のこの段階において発射中での最高点に達するかもしれない。ラダーを胴体の機尾部に向けて押すかもしれない。図14Dは、さらに、展開の端点に近付き、展開した状態でテーパー状胴体壁にもたれたラダー1445、1446を示している。図14Eは、アクチュエータ、本例ではロッド1449により係合されたラダー1445、1446を示し、

10

20

30

40

50

かかるロッドは、ラダーを定位置に保つストッパとして作用し、かかる定位置において、ラダーは、風のベクトルに対して真横を向いて最小の風圧抵抗を達成することが可能である。図14Fは、アクチュエータロッド1449により係合されたラダーの移動を示し、ラダーに関連付けられた回転軸心を示している。本実施形態において、ロッドは、UAVのヨー運動を制御する、例えばUAVの中心線を方向設定するように、一方のラダー1446を側方向に押し、他方のラダー1445は引かれ、ならびに/または風、弾力ヒンジ、および/もしくはバネ荷重力により動かされる。

【0032】

図15Aは、UAV部1500の例示的な実施形態の上面図である。本図は、ラダー表面1545、1546がプラットフォーム1539上に搭載された(図示のラダー表面はプラットフォームに対して垂直である)回転可能な表面1539と、プラットフォーム1539の回転移動を制御し得る胴体の内側のアクチュエータとを示している。図15Bは、例示的なUAVの側面図であり、図示のラダー表面1545は、UAVの長手方向軸心に対して実質的に垂直に搭載されている。図示のラダー1545は、回転可能な表面に固定されており、回転可能な表面1539と胴体ハウジングの一部とは、同一平面上にある。一実施形態において、プラットフォーム1539は、胴体の縦穴内にあってもよく、アクチュエータの軸は、環境要素の進入を阻止することを容易にするために封止リングを有する。いくつかの実施形態において、ラダー1545、1546は、それらの付け根にヒンジとバネとを含み、格納時はラダーを胴体にもたれるように平らに折り畳むとともに、動作時は実質的に垂直な位置に展開させることが可能である。

【0033】

図16は、自動操縦処理340からエレベータ命令910、 θ_e 、エルロン命令920、 θ_a 、およびラダー命令1025、 θ_r が電圧命令として出力され、ミキサロジック930により組み合わせられて左舷アクチュエータ命令931、右舷アクチュエータ命令932、およびラダーアクチュエータ命令1070を提供し得る、機能ブロック図1000である。ミキサロジック930は、自動操縦処理の一部として具現化してもよいし、別々のモジュールまたは回路として具現化してもよい。左舷アクチュエータ950は、正の電圧が左舷アクチュエータホーンを退縮方向に駆動し、負の電圧が左舷アクチュエータホーンを延在方向に駆動するように構成してもよい。同様に、右舷アクチュエータ960は、正の電圧が右舷アクチュエータホーンを退縮方向に駆動し、負の電圧が右舷アクチュエータホーンを延在方向に駆動するように構成してもよい。左舷アクチュエータ950および右舷アクチュエータ960は、アクチュエータホーン的位置決めをさらに調整および/または改良し得る延在/退縮フィードバックを用いるように構成してもよい。いくつかの実施形態において、航空機は、後縁が当初はそれぞれの弾力部材により提供される回転力によって上方に偏向し得るように構成してもよい。翼が胴体の下部に沿って配設されるとともに胴体の上部が空に向けて配向されている一例では、後縁の偏向により、上方へのピッチングモーメントが発生するかもしれない。かかるピッチングモーメントは、次いで、アクチュエータホーンの各々を回転延在させることにより低減またはゼロにする、すなわちトリムしてもよい。いくつかの実施形態において、接触ホーンまたはロッドを作動させる例示的な回転アクチュエータを、線形アクチュエータで置換してもよい。

【0034】

上記実施形態の具体的な特長および態様の様々な組み合わせおよび/またはサブ組み合わせを作製することができ、それらはなお本発明の範囲に該当し得ることが考えられる。そのため、開示された発明の様々なモードを形成するために、開示された実施形態の様々な特長および態様を互いに組み合わせるかまたは置換することができることを理解すべきである。さらに、例示により本明細書中で開示された本発明の範囲は、上で開示された特定の実施形態により限定されないことが意図されている。

【図1】

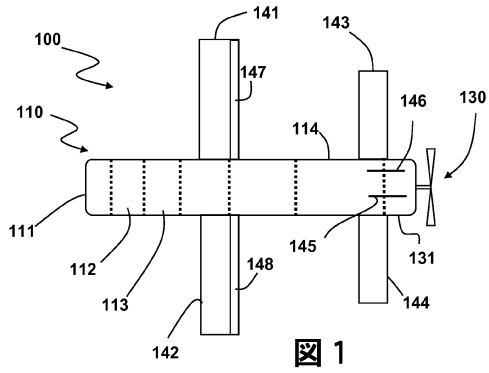


図1

【図2】

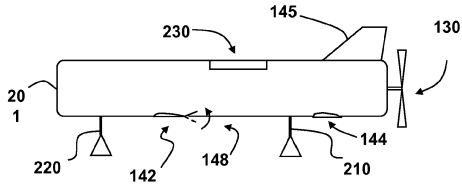


図2

【図3】

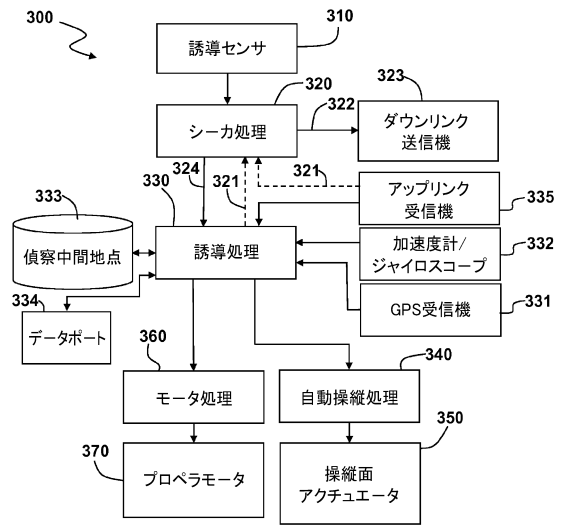


図3

【図4】

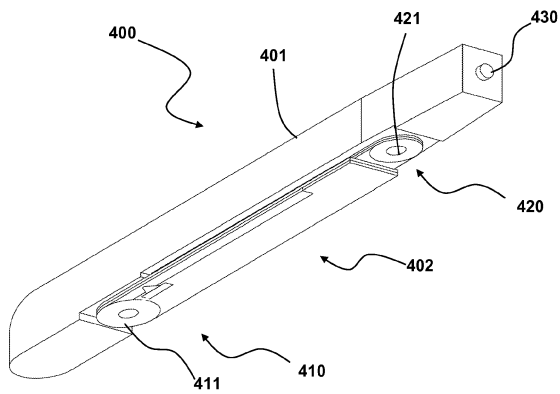


図4

【図5】

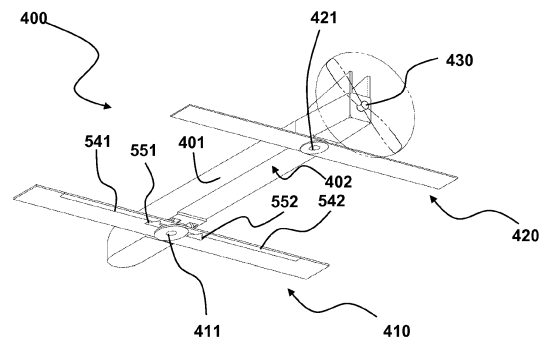


図5

【図6】

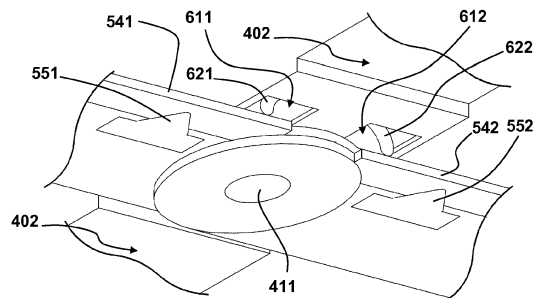
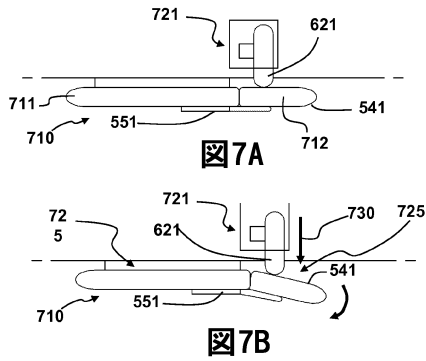
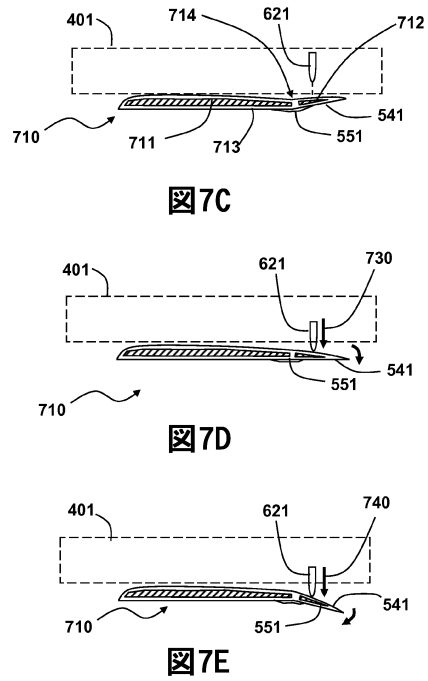


図6

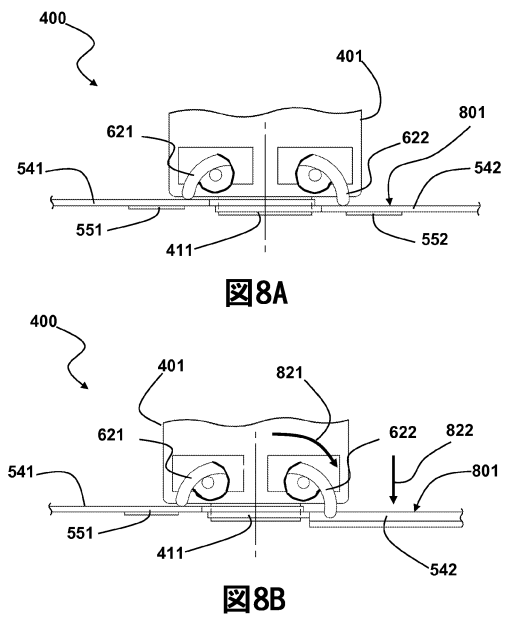
【図7-1】



【図7-2】



【図8】



【図9】

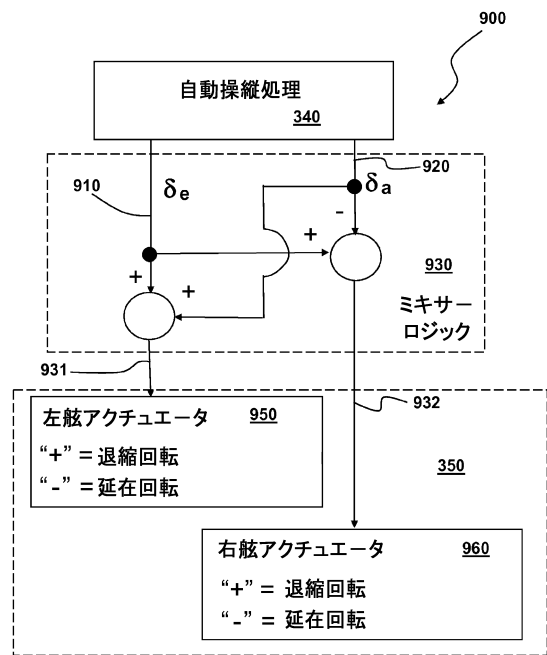
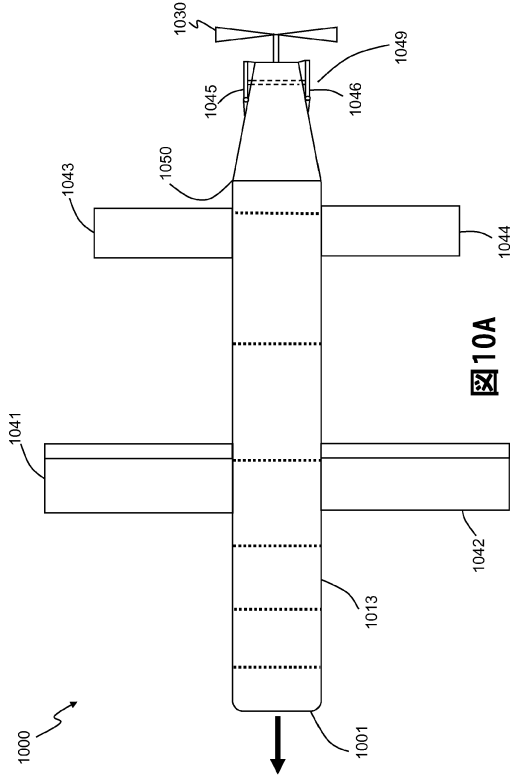
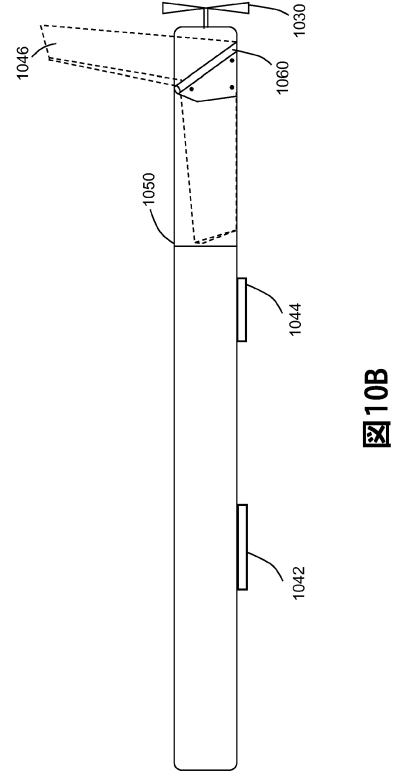


図9

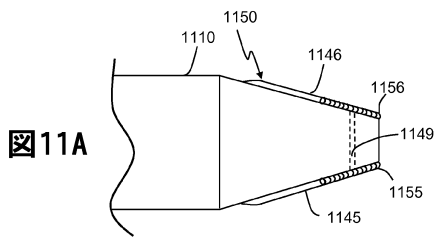
【 図 10 - 1 】



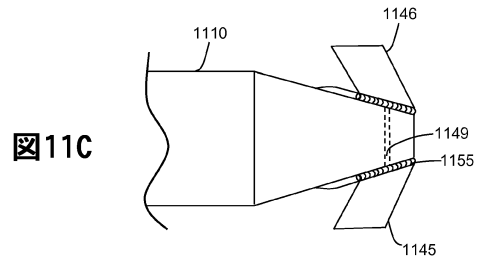
【 図 10 - 2 】



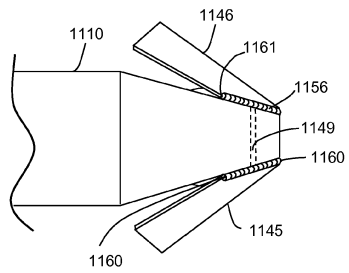
【 図 11 - 1 】



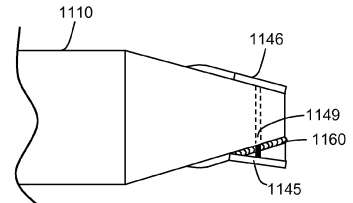
【 図 11 - 2 】



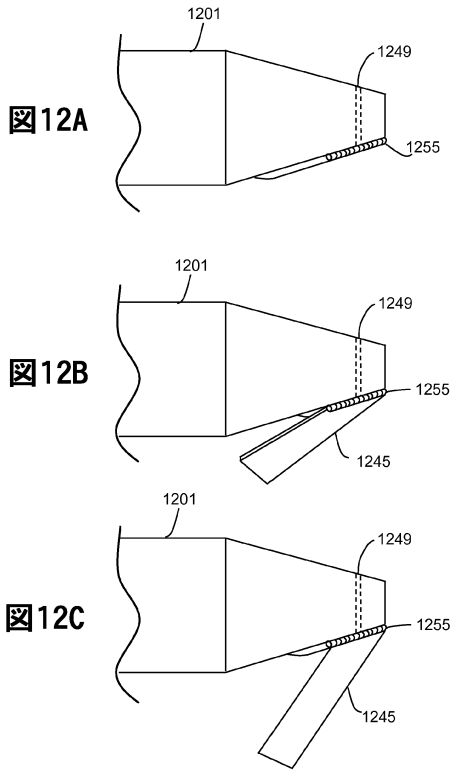
【 図 11B 】



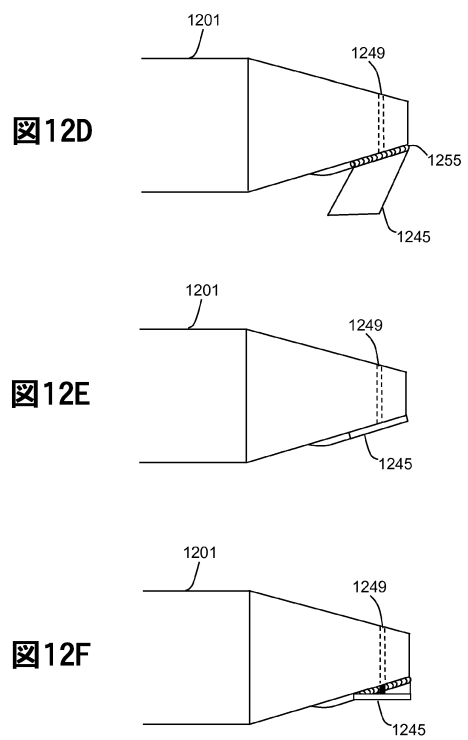
【 図 11D 】



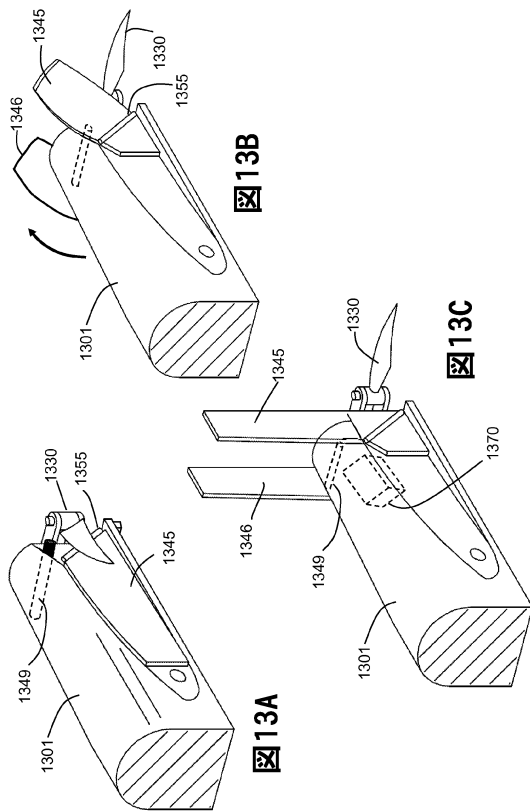
【 図 1 2 - 1 】



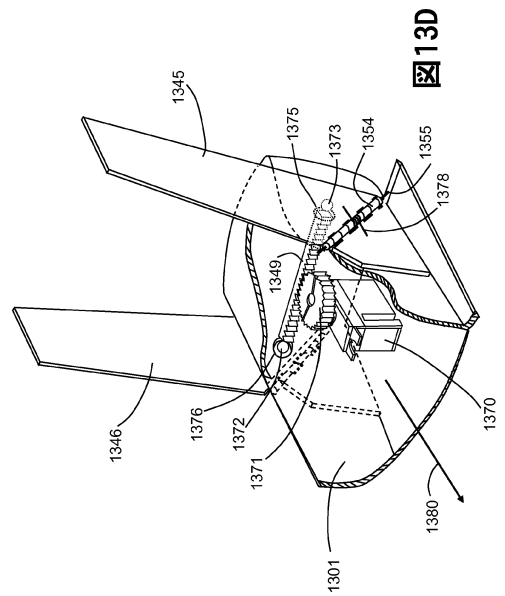
【 図 1 2 - 2 】



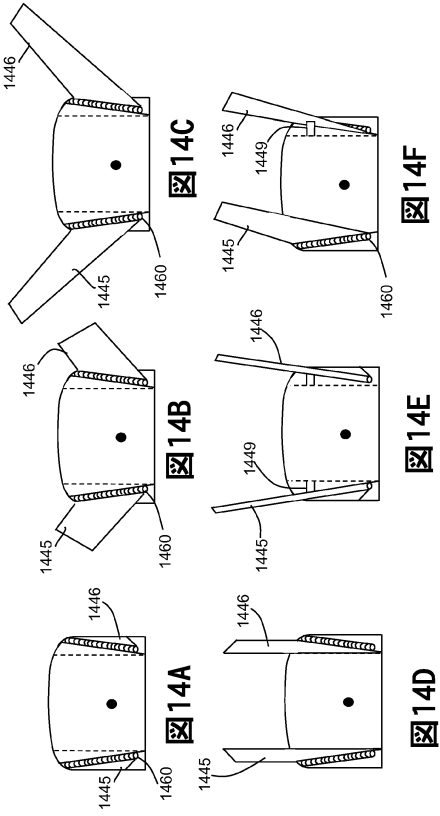
【 図 1 3 - 1 】



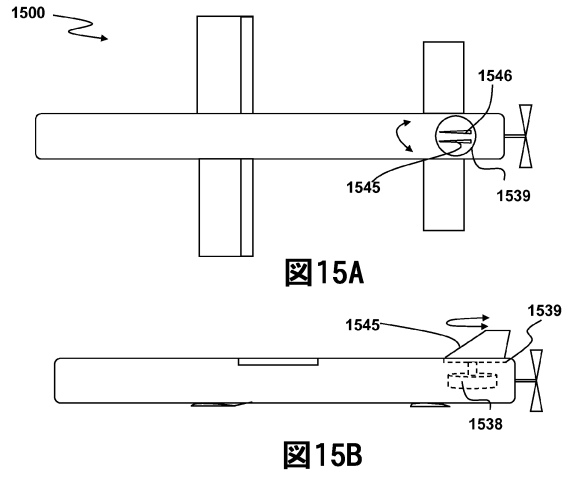
【 図 1 3 - 2 】



【 図 14 】



【 図 15 】



【 図 16 】

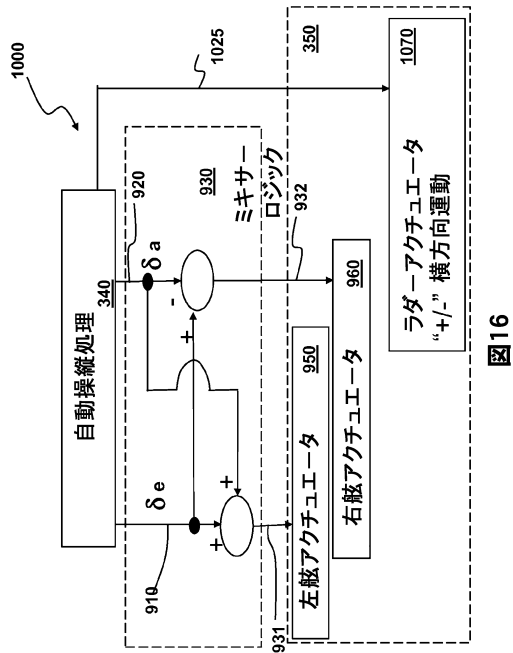


図 16

フロントページの続き

- (72)発明者 ブラム, ニック
アメリカ合衆国 カリフォルニア州 91016, モンロピア, ウェストハンティントドライブ
181, スイート 202
- (72)発明者 タオ, シュオ トニー
アメリカ合衆国 カリフォルニア州 93063, シミヴァレー, クレーターストリート 154
0
- (72)発明者 オルソン, ネイサン
アメリカ合衆国 カリフォルニア州 91016, モンロピア, ウェストハンティントドライブ
181

審査官 諸星 圭祐

- (56)参考文献 米国特許第05118052(US, A)
米国特許出願公開第2005/0274845(US, A1)
米国特許第03415467(US, A)
特開2001-153599(JP, A)
英国特許出願公開第02434783(GB, A)
特開平07-089492(JP, A)
米国特許第07185846(US, B1)
特開昭64-049899(JP, A)
米国特許第03916560(US, A)
米国特許出願公開第2011/0226174(US, A1)
米国特許出願公開第2010/0065288(US, A1)
米国特許出願公開第2010/0264260(US, A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64C 3/56
B64C 9/02
F42B 10/14 - 10/20