

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第5542955号
(P5542955)

(45) 発行日 平成26年7月9日(2014.7.9)

(24) 登録日 平成26年5月16日(2014.5.16)

(51) Int.Cl.

F 1

B64C 3/10 (2006.01)
B64C 23/00 (2006.01)B64C 3/10
B64C 23/00

請求項の数 20 (全 14 頁)

(21) 出願番号 特願2012-542043 (P2012-542043)
 (86) (22) 出願日 平成22年11月12日 (2010.11.12)
 (65) 公表番号 特表2013-512153 (P2013-512153A)
 (43) 公表日 平成25年4月11日 (2013.4.11)
 (86) 國際出願番号 PCT/US2010/056586
 (87) 國際公開番号 WO2011/068659
 (87) 國際公開日 平成23年6月9日 (2011.6.9)
 審査請求日 平成25年11月12日 (2013.11.12)
 (31) 優先権主張番号 12/797,742
 (32) 優先日 平成22年6月10日 (2010.6.10)
 (33) 優先権主張国 米国(US)
 (31) 優先権主張番号 61/265,534
 (32) 優先日 平成21年12月1日 (2009.12.1)
 (33) 優先権主張国 米国(US)

(73) 特許権者 512144793
 タマラック エアロスペース グループ
 インコーポレイテッド
 アメリカ合衆国 83864 アイダホ州
 サンドポイント オムニー パークウェ
 イ 3717
 (74) 代理人 110001243
 特許業務法人 谷・阿部特許事務所
 (72) 発明者 ニコラス アール. グイダ
 アメリカ合衆国 83864 アイダホ州
 サンドポイント オムニー パークウェ
 イ 3717
 審査官 北村 亮

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】アクティブウイングレット

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機(102、200)の基線主翼に固定して取り付け可能であるウイングレット(100)であって、

前記航空機(104)の前記基線主翼に実質的に平行である水平部分であって、前記航空機(102、200)の前記基線主翼の機外部分に固定して付属するように構成される前記水平部分と、

前記ウイングレット(100)の前記水平部分に直接的に結合される制御可能空気流修正装置(110)であって、前記水平部分の後縁に配置され、前記航空機(102、200)の翼にかかる荷重を軽減するように構成されるとともに、エルロン(116)と関係なく制御可能である前記制御可能空気流修正装置と、

を備えるウイングレット。

【請求項 2】

前記制御可能空気流修正装置が、電子的に、機械的に、油圧的に、または空気圧的に(302、402、502)の内の少なくとも1つで前記ウイングレットの制御面を調整するように構成される、請求項1に記載のウイングレット。

【請求項 3】

前記制御可能空気流修正装置が、前記制御可能空気流修正装置(110)の制御面(112)を制御するための制御システム(204)に結合される、請求項1に記載のウイングレット。

10

20

【請求項 4】

前記制御システムが、制御論理回路（212）付きの制御装置（204、502）を含み、前記制御装置が前記航空機（114）上に位置するセンサに通信で結合される、請求項3に記載のウイングレット。

【請求項 5】

前記制御装置（502）が、前記航空機（600）の飛行中の荷重倍数および前記航空機（700）の飛行状態の内の少なくとも1つを示すために、前記航空機（114）に位置する前記センサから信号を受信するように構成される、請求項4に記載のウイングレット。

【請求項 6】

前記制御装置（502）が、前記航空機（114）上に位置する前記センサからの前記信号に少なくとも部分的に基づいて前記制御可能空気流修正装置（304、504）を調整するようにさらに構成される、請求項5に記載のウイングレット。

【請求項 7】

前記水平部分が、前記航空機の前記基線主翼のエルロンおよび前記航空機の前記基線主翼のフラップの少なくとも一方の機外に固定して付属するように構成される、請求項1に記載のウイングレット。

【請求項 8】

航空機（102、200）の基線主翼に固定して取り付け可能であるウイングレット（100）であって、

前記航空機の前記基線主翼に実質的に平行である水平部分（104）および前記水平部分（104）に結合された傾斜部分（106）であって、前記傾斜部分が前記水平部分（104）から上方への角度で突出するよう、前記水平部分が前記航空機の前記基線主翼の機外部分に固定して取り付けられている、当該水平部分および傾斜部分と、

前記航空機（102、200）の前記基線主翼に取り付けられたときに前記基線主翼の荷重を設計荷重未満に低減する制御可能空気流修正装置（110）であって、前記ウイングレット（100）の前記水平部分（104）に直接結合され、前記傾斜部分（106）から機内へ存在する当該制御可能空気流修正装置と、を備えるウイングレット。

【請求項 9】

前記傾斜部分が前記水平部分（104、106）に関して固定される、請求項8に記載のウイングレット。

【請求項 10】

前記航空機の前記翼に影響を与える荷重を軽減するために前記制御可能空気流修正装置（110）を積極的に制御するための制御システム（502）をさらに備える、請求項8に記載のウイングレット。

【請求項 11】

前記航空機の疲労を低減するために前記制御可能空気流修正装置（110）を積極的に制御するための制御システム（204）をさらに備える、請求項8に記載のウイングレット。

【請求項 12】

航空機（802）上に位置するセンサから飛行中の荷重倍数データを受信することと、前記受信した飛行中の荷重倍数データに少なくとも部分的に基づいて、前記航空機（100、102、202）の基線主翼の機外部分に固定して取り付けられるウイングレット上に位置する制御可能空気流修正装置（110）を調整する（804）ことであって、前記制御可能空気流修正装置が前記航空機（800）の前記基線主翼に実質的に水平である前記ウイングレットの水平部分の後縁に位置し、前記制御可能空気流修正装置（110）が翼にかかる荷重を軽減するように構成され、前記航空機のエルロン（116）とは無関係に制御可能である、制御可能空気流修正装置を調整することと、を含む方法。

10

20

30

40

50

【請求項 1 3】

前記制御可能空気流修正装置（110）が、ヒンジ（304）に結合される制御面（112）の1つの端縁又は部分を含む、請求項12に記載の方法。

【請求項 1 4】

前記制御可能空気流修正装置の前記調整が、前記ヒンジに結合される前記1つの端縁以外の前記制御面の端縁が前記航空機（300）の前記水平部分に対して上方へまたは下方へ移動するように、水平軸に沿って前記ヒンジで前記制御面を回転することを含む、請求項13に記載の方法。

【請求項 1 5】

前記制御可能空気流修正装置の前記調整が、前記翼の圧力の中心を移動させることによって前記航空機の翼の翼荷重を削減するか、または前記航空機の翼の疲労寿命に対するウイングレットの影響を削減するかの少なくとも1つを行うように構成され、前記翼荷重が、前記翼（600、700）の曲げモーメントまたはねじりモーメントの内の少なくとも1つを含む、請求項12に記載の方法。

【請求項 1 6】

航空機（802）上に位置するセンサから飛行中の荷重倍数データを受信することと、前記受信した飛行中の荷重倍数データに少なくとも部分的に基づいて、前記航空機（100、102、202）の基線主翼の機外部分に固定して取り付けられるウイングレット上に位置する制御可能空気流修正装置（110）を調整する（804）ことであって、前記制御可能空気流修正装置が前記航空機（800）の前記基線主翼に実質的に水平である前記ウイングレットの水平部分に位置し、前記ウイングレットの前記水平部分（104）が、前記水平部分（104）に結合されて前記水平部分（104）から上方への角度で突出する傾斜部分（106）から機内に位置する、制御可能空気流修正装置を調整することと、

を含む方法。

【請求項 1 7】

航空機（102、200）に固定して取り付け可能なウイングレット（100）であって、

前記航空機の基線主翼および傾斜部分（106）に実質的に平行である水平部分（104）であって、前記傾斜部分（106）が前記水平部分（104）から上方への角度で突出するように前記航空機（102、200）の前記基線主翼の機外部分に固定して取り付けられる前記水平部分と、

前記ウイングレットの前記水平部分に直接的に結合される制御可能空気流修正装置（110）と、を備え、

前記制御可能空気流修正装置（110）が前記傾斜部分（106）から機内にあり、前記制御可能空気流修正装置が、

前記航空機（114）上に位置するセンサから飛行中の荷重倍数データを受信し（802）、

前記受信した飛行中荷重倍数データ（804）に少なくとも部分的に基づいて前記ウイングレットに対して調整し、前記航空機（700）の前記基線主翼に影響を及ぼす荷重を軽減するために調整する、

ように構成されるウイングレット。

【請求項 1 8】

航空機（200）であって、
機体（202）と、
基線主翼（102）であって、前記基線主翼の第1の端部で前記機体（202）に結合され、エルロン（116）を有する前記基線主翼と、
ウイングレット（100）であって、
水平部分（104）が前記基線主翼（102）の機外になるように、前記基線主翼（102）の第2の端部に結合される前記水平部分（104）と、

10

20

30

40

50

前記ウイングレットの前記水平部分(104)に直接的に結合される制御可能空気流修正装置(110)であって、

前記基線主翼(102)に対して実質的に水平となるように、前記ウイングレット(100)の後縁に配置される前記制御面(112)と、

飛行中の荷重データに少なくとも部分的に基づいて前記制御面の運動を制御するための制御システム(204)と、を備え、

翼に係る荷重を軽減するように構成されるとともに、

前記エルロン(116)とは関係なく制御可能である、前記制御可能空気流修正装置と、

を備えるウイングレット(100)と、

を備える航空機(200)。

【請求項19】

前記制御面(112)が、電子的に、機械的に、油圧的に、空気圧的に(302、402、502)、またはそれらの組み合わせの内の少なくとも1つで調整可能である、請求項18に記載の航空機。

【請求項20】

前記制御システム(204)が、前記航空機上に位置するセンサ(114)に通信で結合され、前記航空機(200)の上に位置する前記センサ(114)から信号を受信するように構成される、請求項19に記載の航空機。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

(関連出願)

本願は国際出願であり、全てが参照することによって本明細書に組み込まれる、2009年12月1日に出願された「アクティブウイングレット」と題する米国仮特許出願第61/265,534号の利益を主張する2010年6月10日に出願された「アクティブウイングレット」と題する米国特許出願第12/797,742号の継続である、2010年9月24日に出願された「アクティブウイングレット」と題する米国特許出願第12/890,557号の利益を主張する。

【0002】

航空機業界には、航空機の効率を上げ、消費される化石燃料の量を削減するという高まり続けるニーズが存在している。効率、性能、および美観を高めるために、ウイングレットが設計され、大型マルチパッセンジャー航空機を含む多くの航空機に設置されている。かかるウイングレットは、通常、翼の端部に付属する水平本体部分、および水平本体部分から垂直に伸びることがある傾斜部分から成り立っている。例えば、ウイングレットが、航空機の効率、航空機の性能を高めるため、または航空機の美観を改善するためにも航空機の既存の翼に取り付けられることがある。

【背景技術】

【0003】

しかしながら、航空機にウイングレットを設置する費用は、翼取り付け後に翼を加工し、認証するための要件のために、多くの場合、法外に高価である。したがって、ウイングレットのアフターマーケット設置は、一般に大きな飛行機会社によって所有され、運用されている大型航空機に用意されている。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

既存のウイングレットは、特定の航空機の型の特定の翼用に各ウイングレットを設計し、認証しなければならないという点で利用は限られている。さらに、固定されている既存のウイングレットは、飛行中の状態の変化に適応することができない。したがって、技術では、改善された航空機ウイングレットに対するニーズが残っている。

10

20

30

40

50

【課題を解決するための手段】

【0005】

発明を実施するための形態は、添付の図に関して述べられている。図中、参照番号の一番左側の数字（複数の場合がある）は、その参照番号が最初に示される図を識別している。異なる図での同じ参照番号の使用は、類似した項目または同一の項目を示す。

【図面の簡単な説明】

【0006】

【図1】航空機の翼に取り付け可能な実例的なアクティブウイングレットを示す図である。

【図2】アクティブウイングレットが取り付けられた実例的な航空機を示す図である。

10

【図3】図1の実例的なアクティブウイングレットを示し、図3の線A-Aに沿って取られたアクティブウイングレットの断面図である。

【図4】機械制御システム付きの図1のアクティブウイングレットの実例的な断面図である。

【図5】コンピュータ制御された制御システム付きの、図1のアクティブウイングレットの実例的な断面図である。

【図6】設計負荷比較グラフである。

【図7】設計応力およびモーメント負荷の比較グラフである。

【図8】制御可能空気流修正装置の詳細を示すフローチャートである。

【発明を実施するための形態】

20

【0007】

(概要)

本願は、認証の費用および時間を削減するだけではなく、航空機の効率、性能、および美観を改善するためのアクティブウイングレットを説明する。アクティブウイングレットは、制御可能空気流修正装置を含むことがある。制御可能空気流修正装置を有するおかげで、かかるウイングレットは、飛行中の荷重倍数データおよび飛行条件データに応えて制御可能空気流修正装置の制御面の端縁および/または部分を調整できる場合がある。

【0008】

上述されたように、既存の翼にウイングレットを追加すると、抗力を削減することによって飛行機の効率および性能が改善する。この性能の利点は、元の飛行機製造メーカーによって説明されていなかった翼に対する追加の応力を付加するという代償を払って実現する。そのため、翼がウイングレットの追加に対応する構造上の能力を有するかどうかを判断するために、翼を完全に解析し、分解して模倣し、試験しなければならないため、飛行機に従来のパッシブウイングレットを設置することは高価である。大部分の場合、構造上の翼の修正が必要とされる。全ての場合に、翼の耐用年数（疲労寿命）が削減され、それによって顧客にとっての飛行機所有の総費用を増やす。対照的に、本明細書に説明されるアクティブウイングレットは、アクティブウイングレットはプラスの空気力学的効果を維持しつつ、最小の（おそらく有益でさえある）構造上の影響を有するため、エンジニアリングおよび認証の費用を削減する。上述されたように、本開示にかかるアクティブウイングレットは、ウイングレット上に位置する制御可能空気流修正装置の形を取る空気流制御システムを有することがある。この翼上に位置する制御可能空気流修正装置は調整することができ、それが航空機翼にかかる空気力学的な力を変更し得る。

30

【0009】

航空機上のアクティブウイングレットは、スパン方向の断面負荷を、ウイングレットが付かない所与の翼のために最初に設計された値で、または値未満に保つように設計され得る。したがって、アクティブウイングレットは、ウイングレットの追加のために補強された翼を有するという要件を排除し得る。さらに、アクティブウイングレットの制御可能空気流修正装置は、翼の圧力の中心を機内に移動することによって翼の曲げモーメント削減する、および/または翼の疲労寿命に与えるウイングレットの影響を削減するように構成され得る。したがって、アクティブウイングレットの追加は、仮にあったとしても、翼お

40

50

より／またはそれが取り付けられている航空機の耐用年数を大幅に減少させることはない。いくつかの例では、アクティブウイングレットの追加は、翼および／またはそれが取り付けられている航空機の疲労寿命を削減し、全体的な耐用年数を増やすことさえある。さらに、同じ例または他の例では、アクティブウイングレットを追加すると、航空機の翼積載能力の総耐荷重も増加し、このようにして航空機の総重量の可能性を高めることがある。

【0010】

(実例的なアクティブウイングレット)

図1は、航空機(不図示)の翼102に取り付け可能であってよい実例的なアクティブウイングレット100を示す。一実施形態では、アクティブウイングレット100は、水平面および／または航空機の翼に実質的に平行であってよい本体部分104を含んでよい。ほんの一例として、および制限としてではなく、アクティブウイングレット100は、本体部分104の外側に傾斜部分106、および本体部分104の内側に取り付け可能部分108を含むこともある。この例では、本体部分104の外側および内側は、外側が内側よりもさらに遠くなるように翼102に関して説明される。さらに、傾斜部分106は、それが本体部分104から垂直に突出するように本体部分104に関して実質的に鉛直であってよい。しかし、他の実施形態では、傾斜部分106は、90°以外の角度で本体部分104から突出するように構成されてよい。さらに他の実施形態では、傾斜部分106は、(航空機に関して)下方に突出することを含む角度で、本体部分104から突出するように構成されてよい。さらに、傾斜部分106は、本体部分104の外側から突出するとして上述されているが、アクティブウイングレット100は、傾斜部分106が、本体部分104の真中、または任意の他の場所から突出するように設計されてよい(つまり、傾斜部分106は、本体部分104の内側と外側との間の任意の位置に位置してよい)。

【0011】

アクティブウイングレット100は、本体部分104および／または傾斜部分106に位置する1つまたは複数の制御面112の形を取る制御可能空気流修正装置110を含んでよい。さらに例として、一実施形態では、制御可能空気流修正装置110は、アクティブウイングレット100の本体部分104上に位置してよい。別の実施形態では、制御可能空気流修正装置110は、アクティブウイングレット100の傾斜部分106の上に位置してもよい。さらに別の実施形態では、制御可能空気流修正装置110は、アクティブウイングレット100の本体部分104と傾斜部分106の両方の上に位置してもよい。さらに、およびほんの一例として、図1に示される実施形態では、制御可能空気流修正装置110は、アクティブウイングレット100の後部(つまり、航空機の前部に対して、アクティブウイングレット100の裏面)に位置して示される。このように、制御可能空気流修正装置110の調整は、制御面112が位置するアクティブウイングレット100の後部部分(本体部分104または傾斜部分106)に対して、制御面112の角度を変更してよい。さらに、図1に示されるように、アクティブウイングレット100は、2つの制御可能空気流修正装置110を含んでよい。ただし、さらに多いまたはさらに少ない空気流修正装置110が考えられる。

【0012】

さらに、ほんの一例として図1に示されるように、傾斜部分106は基本的な台形形状として示されている。しかしながら、傾斜部分106は、矩形、三角形、橢円形、または任意の他の幾何学形状であってよい。さらに、傾斜部分106上に位置する空気流制御面112は、アクティブウイングレット100の本体部分104上にある空気流制御面112に類似した形状、または同じ形状であってもよい。

【0013】

さらに、図1のアクティブウイングレット100は、一例としてであって、制限としてではなく、アクティブウイングレット100の上の本体部分104の中心に位置するセンサ114を示す。ただし、センサ114は、アクティブウイングレット100の上のどこ

10

20

30

40

50

にでも位置してもよく、例えば、センサ 114 は、傾斜部分 106 上、(航空機に対して) 本体部分 104 の前部上、(航空機に対して) 本体部分 104 の後部上、ウイングレット 100 の表面上、ウイングレット 100 の内部(つまり、ウイングレット 100 の表面内部に位置する)、航空機全体の内部のどこにでも等、位置してよい。

【0014】

また、ほんの一例として図 1 に示されているのは、上述されたアクティブウイングレット 100 の取り付け前の航空機(不図示)の実例的な翼 102 である。翼 102 は、エルロン 116 およびフラップ 118 を含んでよい。エルロン 116 およびフラップ 118 は、航空機の飛行制御のために使用され、いくつかの例では、航空機の一人または複数のパイロットによって制御されることある。

10

【0015】

図 1 は、アクティブウイングレット 100 に結合される実例的な翼 102 を含んでよい実例的な改良された翼 102 も示す。改良された翼 120 が新しい航空機用に設計され、作られてよい、またはアクティブウイングレット 100 が既存の翼 102 に取り付けられてもよい。改良された翼 120 のアクティブウイングレット 100 は、既存の翼 102 に類似する形状で構成されてよい。さらに、およびほんの一例として、ウイングレット 100 は、既存の翼 102 の端部がアクティブウイングレット 100 の取り付け可能部分 108 の内部に常駐するように、既存の翼 102 の一部の上に収まつてもよい。しかし、他の実施形態では、アクティブウイングレット 100 は、既存の翼 102 の端部を取り付け可能な部分 108 に固定することによって既存の翼 102 に取り付けられてよい。さらに、ウイングレット 100 は、既存の翼 102 と同じまたは類似する材料から製作されてよい。

20

【0016】

(アクティブウイングレット付きの実例的な航空機)

図 2 は、少なくとも 1 つの取り付けられたアクティブウイングレット 100 を含む航空機 202 上に実装される実例的な荷重軽減システム 200 を示す。荷重軽減システム 200 の構成部品は、センサ 114、アクティブウイングレット(複数の場合がある) 100、制御システム 204、および制御面(複数の場合がある) 112 を含んでよい。ほんの一例として、および制限としてではなく、図 2 は、航空機 202 の各翼上の 1 つのアクティブウイングレット 100 を示す。ただし、アクティブウイングレット 100 は、航空機 202 の他の表面上に設置されてもよい。例えば、アクティブウイングレット 100 は、図示されるように翼上に位置することもあれば、それらは航空機 202 の尾翼上、もしくは任意の他の水平面または鉛直面上に位置することもある。

30

【0017】

上述されたように、荷重軽減システムは、制御システム 204 を備える。制御システム 202 は、航空機 202 のアクティブウイングレット 100 を制御するように構成されてよい。ほんの一例として、および制限としてではなく、制御システム 204 は、飛行中の荷重倍数データを含むが、これに限定されないシステムデータを受信し、処理するための 1 つまたは複数のプロセッサ(複数の場合がある)を含んでよい。一実施形態では、プロセッサ(複数の場合がある) 206 は、センサ 114 から飛行中データを受信してよい。図 1 に関して上述されたように、センサ 114 は翼上に示されているが、センサは航空機上のどこにでも位置してよい。制御システム 204 は、飛行中の荷重倍数データの記憶のためのメモリ 208 から追加で構成されてよい。メモリ 208 に記憶されるデータは、前に受信された加重倍数データ、現在記録されている(つまり、現在の飛行中の)荷重倍数データ、または現在の飛行中のデータおよび/または前に記録された飛行中のデータの編集物を含んでよい。ほんの一例として、制御システム 204 のメモリ 208 は、オペレーティングシステム 210 および制御論理回路 212 を含んでよい。

40

【0018】

オペレーティングシステム 210 は、データをプロセッサ(複数の場合がある) 206 とインターフェースをとり、航空機 202 の一人または複数のパイロットとの対話のためにグ

50

ラフィックユーザインタフェース(不図示)を提供することによって制御システム204を操作する責任がある。制御システム204の制御論理回路212は、アクティブワイングレット100の制御可能空気流修正装置110の制御面(複数の場合がある)を操作するように構成されてよい。一実施形態では、制御論理回路212は、センサ(複数の場合がある)114から受信される飛行中荷重倍数データに基づいて制御面(複数の場合がある)112を制御してよい。さらに、ここでは図示されていないが、所定のパラメータがメモリ206に記憶されてもよい。所定のパラメータは、制御面(複数の場合がある)112の動作を決定するために制御論理回路212によって使用されてもよい。いくつかの実施形態では、制御システム204は、同時にまたは独立して各制御面112を操作してよい。ほんの一例として、図2の制御システム204は、航空機202の外殻構造内に示されている。しかし、制御システムは、コックピット、尾部、翼等を含むが、これらに限定されない航空機上のどこにでも位置できる。

【0019】

(実例的な空気流修正装置)

図3は、図1および図2のアクティブワイングレット100を示し、線A-Aに沿って取られるアクティブワイングレット100の断面図300を含む。断面300は、ワイングレット100の本体部分104を横断する。さらに、ワイングレット100の本体部分104の断面300は、アクティブワイングレット100に位置する図2の制御システム204の構成部品の一実施形態を示す。図3に示されるように、制御システム204はワイングレット100の本体部分104内に位置してよい。ただし、制御システム204は、ワイングレット100の図1の傾斜部分106内、アクティブワイングレット100の他の部分内、または航空機上の任意の場所に位置してよい。

【0020】

一実施形態では、ほんの一例として、制御システム204は、接続部302によって制御面112に通信的におよび/または機械的に結合されてよい。図3は、制御システム204から制御面112への1つの実質的に真っすぐな連結器として接続部302を示す。ただし、接続部302は、接続部304を作るために曲がる、回転する、枢動する、または一連の複数の接続部であってよい。制御システム202と制御面112との間の接続部304は、制御面112を制御システム204に結合するための電子的、機械的、または任意の他のリソースによって動作可能であってよい。制御面112は、制御面112が後部端部をアクティブワイングレット100の本体に対して上方におよび/または下方に回転できるように、ヒンジ、ピボット、または他のスイベル装置によってアクティブワイングレット100に結合されてよい。上述されたように、制御システム204によって与えられる、アクティブワイングレット100の制御面112を操作するためのコマンドに対して、航空機202のセンサ114から制御システム204によって受信される荷重倍数データに基づいてよい。

【0021】

図4は、アクティブワイングレット100の断面300を通して見られる制御システム204の一実施形態400を示す。図2および図3に関して説明されるように、制御システム204は、飛行中の荷重倍数データに基づいてアクティブワイングレット100の制御面112を制御してよい。制御システム204は、図1に示される空気流修正装置110を反映してよい制御面112に結合されてよい。制御面112は、制御面112が制御システム204によって与えられるコマンドに関して移動できるようにするために、ヒンジ、ピボット、または他のスイベル装置304によってアクティブワイングレット100に結合されてよい。

【0022】

さらに、ほんの一例として、図4は、機械的な制御システム402の具体例を示す。機械的な制御装置402は、ばね406に結合されるボブウェイト404を含んでよい。ボブウェイト404は、鉛、または機械的な制御システム402を起動してよい他の重りから製作されてよい。ばね406は、コイルばね、弓形ばね、またはボブウェイト404の

10

20

30

40

50

ための抵抗を生じさせるために使用される任意の他の装置から作られてよい。一実施形態では、およびほんの一例として、ボブウェイト 404 は、結合システム 408 によって制御面 112 に結合されてよい。ほんの一例として、結合システム 408 は剛性の物体、ベルト、鎖、または制御面 112 にボブウェイト 404 を結合するための他のリソースであつてよい。結合システム 408 は、ほんの一例として、2つの枢動点 410 および 412 、ならびに1つの固定点 414 とともに示される。結合システム 408 は、一連の枢動点、角度、または他の接続部を含んでもよい。結合システム 408 は、固定点 414 ではね 406 に接続するように構成されてよい。

【0023】

一実施形態では、機械システム 402 は、例えば突風等の飛行中の状態、一人または複数のパイロットによって生じる操縦、または航空機の翼での任意の他の状態に反応するように構成されてよい。飛行中の状態に基づいて、ボブウェイト 404 は、ばねを基準に機械システム 402 内の位置を変更してよい。例えば、ボブウェイト 404 は、飛行中の状態に応じて、落下、上昇、またはそれ以外の場合場所を変更してよい。ボブウェイト 404 が場所を変更するとき、ボブウェイトは結合装置 408 にはね 206 にかかる抵抗力を起こさせ、カウンターウェイト 416 を反対方向に移動させる。その結果、カウンターウェイト 416 の運動が、結合システム 408 が接続部 306 に制御面 112 を調整するように、2つの枢動点 410 および 412 を調整してよい。

【0024】

図 5 は、アクティブウイングレット 100 の断面 300 を通って見られる論理制御器 502 の追加の実施形態 500 を示す。図 2 から図 4 を参照して説明されるように、図 4 の制御システム 204 にそっくりの論理制御器 502 は、飛行中の荷重倍数データに基づいてアクティブウイングレット 100 の制御面 112 を制御してよい。例として、および制限としてではなく、図 5 の実施形態 500 は、1つまたは複数のセンサ 114 、論理制御器 502 、およびモータ 504 を含んでもよい。センサ 114 は、図 1 に示されているセンサを代表してよい。センサ 114 は、論理制御器 502 に電子的に結合されてよい。論理制御器 502 は、モータ 504 に結合されてよい。ほんの一例として、モータ 504 は電気モータであつてよい。一例では、モータ 504 は制御面 112 に結合されてよい。モータ 504 は、受信される飛行中の状態および論理制御器 502 の中にプログラミングされている所定の荷重倍数に応じて、制御面 112 の後部部分を上方または下方に回転できることがある。さらに、モータ 504 は、電子リソース、空気圧リソース、油圧リソース、または制御面 112 を作動するための別のリソースによって制御面 112 に結合されてよい。少なくとも1つの実施形態では、およびほんの一例として、モータ 504 は、制御面 112 に軸上で枢動させ、後部部分を上方および下方に移動させ、論理制御器 502 によって計算されるとおりに制御面 112 を調整してよい。

【0025】

論理制御器 502 は、アクティブウイングレット 100 、コックピット（不図示）、航空機（不図示）の機体内、または航空機上に位置するどこにでも位置してよい。飛行中の荷重倍数データは、最初に、航空機 202 上に位置するセンサ 114 によって受信されてよい。情報は、パイロットによる慎重な飛行中の操縦、突風、または航空機に対する条件の変化の他の原因から生じていることがある。センサ 114 によって収集される情報は、論理制御器 502 によって受信されてよく、データは解析、またはそれ以外の場合処理されてよい。1つの例では、論理制御器 502 は、航空機の特定の作りおよび型を表してよい所定の荷重倍数をプログラミングされてよい。さらに、論理制御器 502 は、翼に対するモーメント荷重を最小限に抑えるために飛行中の状態に基づいて制御面 112 の位置を計算してよい。言い換えると、論理制御器 502 は、飛行中の状態を受信し、制御面 112 の必要とされる位置を決定してよい。さらに、論理制御器 502 は、制御面 112 の制御を完了するために、それが結合されてよいモータ 504 に信号を送信してよい。ほんの一例として、モータ 504 は、電子、空気圧、油圧、または他の任意の種類のモータであつてよい。

10

20

30

40

50

【0026】

(実例的な比較グラフ)

図6は、航空機の翼上の場所に対して、航空機の翼上にかかる荷重倍数を比較するグラフ600を示す。図6の翼は、翼の一般的な表示であり、航空機翼の特定の作りまたは型を表すように作られていない。グラフのX軸は、翼上の場所を示す。それは、翼のセミスパンの割合(%)で表されている。翼の長さは、表現に過ぎず、アクティブウイングレット100が設置され得る翼のサイズの制限ではない。Y軸は、翼上で揚力分布を表している。荷重は、飛行機の中心に近いほど高くなる。グラフ600は説明のためだけであり、航空機が経験することがある荷重分布の一例を示している。グラフ600は、分散された負荷がグラフ上の任意の点でより多くてよいのか、それともより少なくてよいかを制限しない。グラフ600は、翼が遭遇することがある分散された加重の基本的な形状を表している。

10

【0027】

グラフ600は、1つのダッシュ記号および2つの点でのあるグラフ600上の線で表される、従来の製造翼上での揚力分布を示す。グラフ600は、破線で表される、従来のウイングレットが設置されるときの翼での揚力分布も示す。さらに、グラフ600は、アクティブウイングレット100が翼上に組み込まれるときの翼の揚力分布も示す。比較は、従来のウイングレットによって生じる揚力分布が、ウイングチップでより大きくなることがあることを示す。これは、翼の揚力の中心を機外に移動させ、それが翼曲げ荷重を増加することがある。しかし、翼が荷重軽減アクティブウイングレットシステム200を活用するアクティブウイングレット100を有するとき、ウイングチップでの揚力分布は、従来のウイングレットの揚力分布よりも著しく低下することがある。グラフ600は、荷重が、ウイングチップの場所(航空機から最も遠い点)でゼロを下回ることさえある可能性があることを示す。これらの荷重は、航空機が目にすることがある最高の荷重である、航空機にかかる設計荷重を表している。アクティブウイングレット制御可能面112が展開されていないとき、アクティブウイングレット100は、パッシブウイングレットまたは固定ウイングレットの同じ効率の利点を生じさせる。荷重倍数が増し、翼にかかる荷重が増すと、ウイングレット100上の制御面112は翼にかかる荷重を削減するために調整してよい。一実施形態では、アクティブウイングレット制御面112は、大半の時間未展開または未偏向であってよい。ただし、別の実施形態では、制御面は、翼にかかる荷重が元の設計荷重に近づくときにだけ展開されてよい。

20

【0028】

図7は、アクティブウイングレットシステム、アクティブシステムがないウイングレット付きの翼、および標準的な翼の翼設計応力比較を表すグラフ700を示す。設計応力または設計荷重は、翼構造が積載するように設計される臨界荷重である。X軸は、航空機の翼の長さに沿った場所を表す。単位は、翼セミスパンの割合(%)で示される。翼の長さは1つの表現に過ぎず、アクティブウイングレット100が設置される翼のサイズの制限ではない。さらに、図7では、Y軸は翼にかかる負荷を表す。この負荷は、設計ルート曲げモーメント荷重を示す。比較は、翼が担う標準的な負荷を示す。グラフ700は説明のためだけであり、いかなる点でも制限的となり得ない。ルート曲げモーメント荷重は、翼の作りおよび型が変化すると、より大きくまたはより小さくなることがある。グラフ700は、アクティブシステムがないウイングレットが追加されるときの翼の荷重も示す。さらに、グラフ700は、ウイングレットが翼に追加されるときの翼にかかる荷重も示す。

30

【0029】

アクティブウイングレットシステム200がウイングレット100で有効にされた状態では、設計モーメント荷重は、アクティブシステムがないウイングレット付きの翼に対する設計荷重よりも低いことがある。さらに、アクティブシステム200がウイングレット100で有効にされた状態では、モーメント荷重は、ウイングレットが設置されていない翼にかかる負荷よりも低いことがある。従来のウイングレットは、荷重倍数の関数として、翼応力を増加し、実質的には翼の疲労寿命を削減する。「gあたりの応力」曲線の傾き

40

50

は、通常、線形であり、パッシブワイングレットの追加は、翼の予想寿命および計算寿命を削減する傾きを増す。アクティブワイングレットは、それが元の曲線の傾きと同じ、または低くなるようにこの曲線の傾きを削減する。

【0030】

(実例的な方法)

図8は、データを受信し、計算し、制御面を位置決めする1つの方法800のフロー図を示す。上述されたように、センサは、航空機の飛行状態に基づいたデータを受信する。方法は、必ずではないが、図1に示されるセンサ112を使用することによって実現されてよい。この特定の実装形態では、方法800は、方法900が航空機上に位置するセンサからデータを受信するロック802で開始する。ロック804で、信号が受信され、調整可能な制御装置の中にプログラミングされている事前に登録されたデータで計算される。ロック804の調整可能な制御装置は、計算に基づいて、信号を送信し、制御面806を遮る。ロック806で、制御面は信号を受信し、調整可能な制御装置から受信された信号に応じて、そのヒンジ点に基づいて上方または下方に調整されてよい。

10

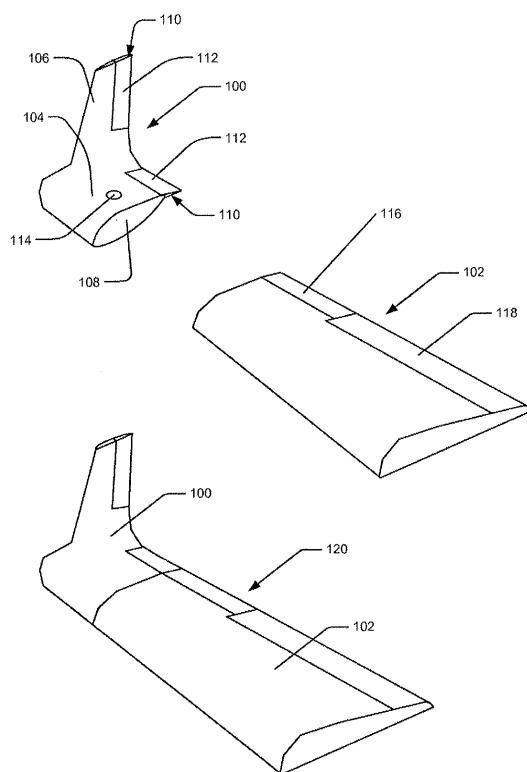
【0031】

(結論)

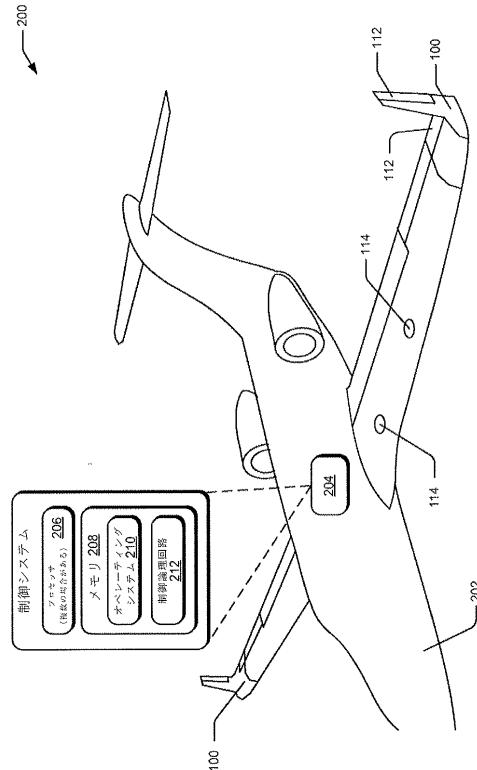
実施形態は、構造上の特長および/または方法論的な行為に特定の言語で説明されてきたが、開示は、必ずしも説明された特定の特長または行為に制限されないことが理解されるべきである。むしろ、特定の特長および行為は、実施形態を実現する実例的な形式として開示される。

20

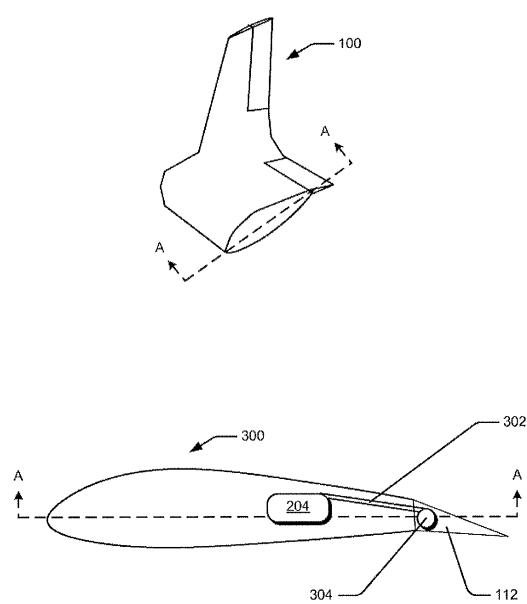
【図1】



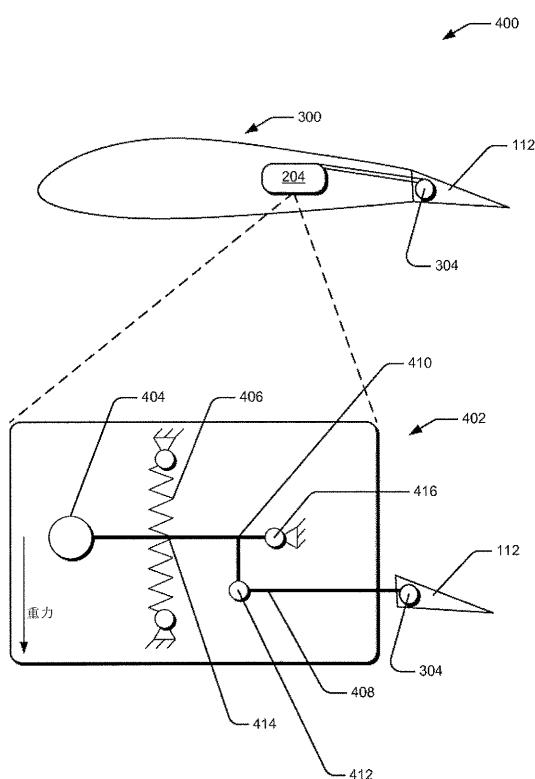
【図2】



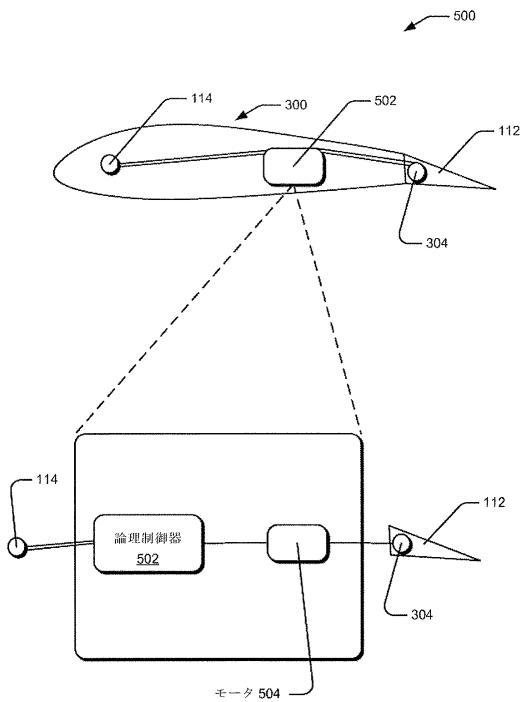
【図3】



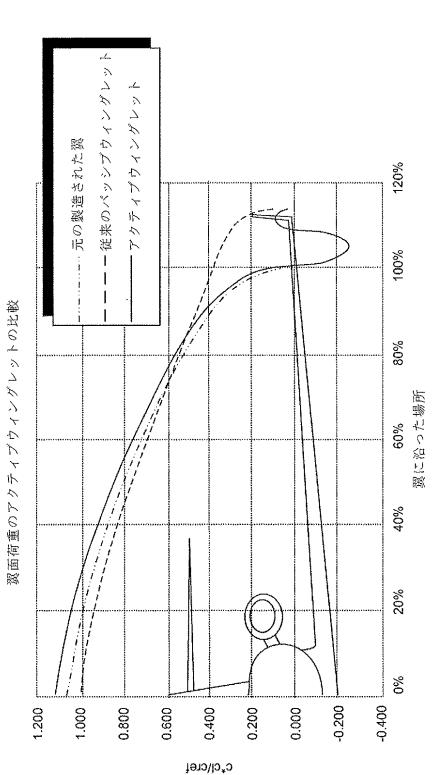
【図4】



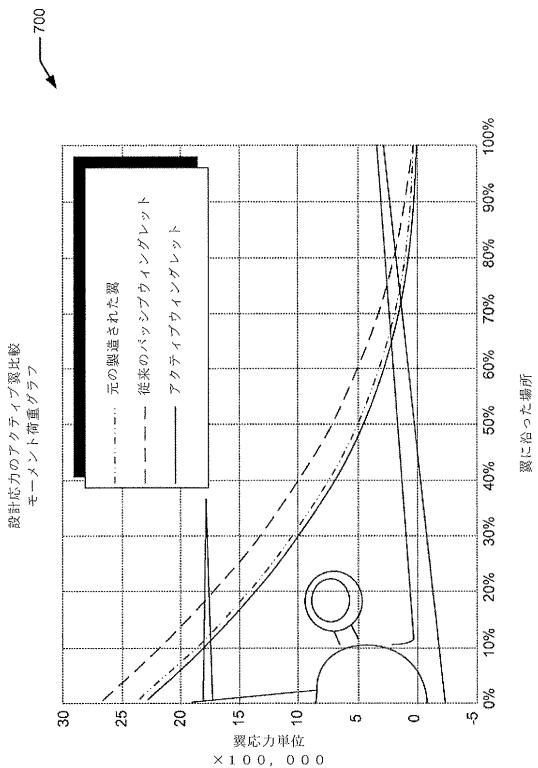
【図5】



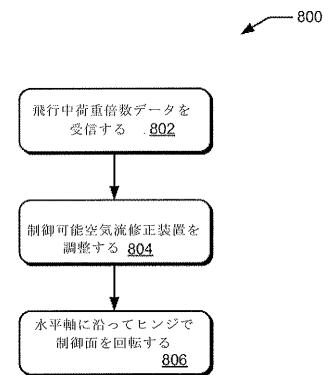
【図6】



【図7】



【図8】



フロントページの続き

(31)優先権主張番号 12/890,557
(32)優先日 平成22年9月24日(2010.9.24)
(33)優先権主張国 米国(US)

早期審査対象出願

(56)参考文献 特表2009-501678(JP, A)
米国特許第5039032(US, A)
特開平8-104296(JP, A)
米国特許第7275722(US, B2)
米国特許出願公開第2007/0114327(US, A1)
仏国特許出願公開第2636592(FR, A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64C 3/10
B64C 23/00