

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2013-212834

(P2013-212834A)

(43) 公開日 平成25年10月17日(2013.10.17)

(51) Int.Cl.  
B64C 3/10 (2006.01)

F I  
B64C 3/10

テーマコード (参考)

審査請求 未請求 請求項の数 20 O L 外国語出願 (全 25 頁)

(21) 出願番号 特願2013-72603 (P2013-72603)  
 (22) 出願日 平成25年3月29日 (2013.3.29)  
 (31) 優先権主張番号 13/436,355  
 (32) 優先日 平成24年3月30日 (2012.3.30)  
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 500520743  
 ザ・ボーイング・カンパニー  
 The Boeing Company  
 アメリカ合衆国、60606-1596  
 イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100  
 (74) 代理人 100109726  
 弁理士 園田 吉隆  
 (74) 代理人 100101199  
 弁理士 小林 義教  
 (72) 発明者 ローマン、ディーノ エル.  
 アメリカ合衆国 カリフォルニア 92630、レイク フォレスト、キンセール ドライブ 21561

最終頁に続く

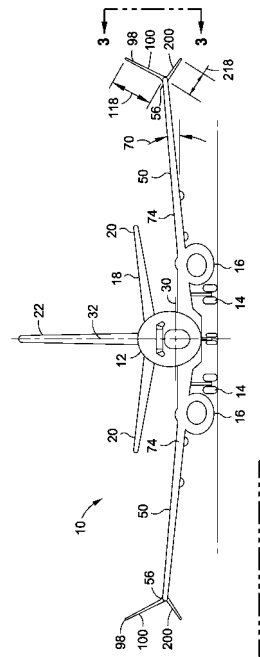
(54) 【発明の名称】 性能向上型ウイングレットシステムおよびその方法

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 翼の撓みを増加させずに翼の誘導抗力を減少させることができるウイングレットシステムを提供する。

【解決手段】 航空機10の翼用のウイングレットシステムが、翼端に装着された上側ウイングレット100および下側ウイングレット200を備え得る。下側ウイングレットは、地上静止荷重を翼が受けたとき静止位置を有し得る。下側ウイングレットは、約1gの飛行荷重下で翼が上方へ撓曲すると、下側ウイングレットが静止位置から飛行中の位置へ移動し、その結果、翼に相対翼幅増加が生じるように構成され得る。

【選択図】 図2



## 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

翼に装着された上側ウイングレットおよび下側ウイングレットを備え、

前記下側ウイングレットが、前記翼が地上静止荷重を受けたときに静止位置を有し、

前記下側ウイングレットが、約 1 g の飛行荷重下で前記翼が上方へ撓曲すると、前記下側ウイングレットが前記静止位置から飛行中の位置へ移動し、その結果、前記翼に相対翼幅増加が生じるように構成されている、ウイングレットシステム。

## 【請求項 2】

前記下側ウイングレットが、前記約 1 g の飛行荷重下で前記翼が上方へ撓曲しているときに、約 15 度以上の下半角で配向される、請求項 1 に記載のウイングレットシステム。

## 【請求項 3】

前記上側ウイングレットが、前記約 1 g の飛行荷重下で前記翼が上方へ撓曲しているときに、少なくとも約 60 度の上半角で配向される、請求項 1 に記載のウイングレットシステム。

## 【請求項 4】

前記下側ウイングレットが圧力中心を有し、

前記翼が翼振り軸を有し、

前記下側ウイングレットの前記圧力中心が前記翼振り軸の後方に位置する、

請求項 1 に記載のウイングレットシステム。

## 【請求項 5】

前記翼が、翼端翼弦をもつ翼端を有し、

前記上側ウイングレットおよび前記下側ウイングレットがそれぞれ根元翼弦を有し、

前記上側ウイングレット根元翼弦および前記下側ウイングレット根元翼弦が、それぞれ、前記翼端翼弦の少なくとも約 50 パーセントの長さを有する、請求項 1 に記載のウイングレットシステム。

## 【請求項 6】

前記上側ウイングレット根元翼弦および前記下側ウイングレット根元翼弦が、それぞれ、前記翼端翼弦の長さの約 60 ~ 100 パーセントの長さを有する、請求項 5 に記載のウイングレットシステム。

## 【請求項 7】

前記上側ウイングレットおよび下側ウイングレットの少なくとも 1 つが、前記上側ウイングレットおよび下側ウイングレットそれぞれとの翼端の連結箇所に着された前縁根元グローブを有する、

請求項 1 に記載のウイングレットシステム。

## 【請求項 8】

前記下側ウイングレットが、前記上側ウイングレットの長さの少なくとも約 50 パーセントの長さを有する、

請求項 1 に記載のウイングレットシステム。

## 【請求項 9】

前記上側ウイングレットおよび前記下側ウイングレットが、それぞれ、約 0.15 ~ 0.

50 の範囲の先端翼弦対根元翼弦のテーパ比を有する、

請求項 1 に記載のウイングレットシステム。

## 【請求項 10】

前記上側ウイングレットおよび前記下側ウイングレットが、約 20 ~ 70 度の前縁後退角を有する、

請求項 1 に記載のウイングレットシステム。

## 【請求項 11】

10

20

30

40

50

前記翼が翼振り軸を有し、

前記上側ウイングレットおよび前記下側ウイングレットが、組合せウイングレット面積と、前記翼振り軸から縦軸方向に偏位して位置する組合せ重心とを有し、

前記縦軸方向偏位が、前記組合せウイングレット面積と実質的に等しいウイングレット面積を有し、前記上側ウイングレットの前縁後退角と実質的に等しい前縁後退角を有する単独の上側ウイングレットの重心の縦軸方向偏位より小さくなるように、前記上側ウイングレットおよび下側ウイングレットが構成されている、

請求項 1 に記載のウイングレットシステム。

【請求項 1 2】

翼端をそれぞれが有する 1 対の翼と、

10

前記翼端のそれぞれに装着された上側ウイングレットおよび下側ウイングレットとを備え、

前記下側ウイングレットが、約 1 g の飛行荷重下で前記翼が上方へ撓曲すると前記翼に相対翼幅増加が生じるように寸法が決められおよび配向される、航空機。

【請求項 1 3】

航空機の性能を向上させる方法であって、

翼に上側ウイングレットおよび下側ウイングレットを設けるステップであって、前記翼が地上静止荷重を受けるときに前記下側ウイングレットが静止位置を有するステップと、

20

約 1 g の飛行荷重下で前記翼を上方へ撓曲させるステップと、

前記翼の上方への撓曲に際し、前記下側ウイングレットを前記静止位置から飛行中の位置へ移動させるステップと、

前記下側ウイングレットを前記静止位置から前記飛行中の位置へ移動させるときに、前記翼の相対翼幅増加を生じさせるステップとを含む方法。

【請求項 1 4】

前記約 1 g の飛行荷重に際し、前記下側ウイングレットを上方に撓曲するステップと、

前記下側ウイングレットの上方への撓曲に際し、有効翼幅を増加させるステップと

をさらに含む、請求項 1 3 に記載の方法。

【請求項 1 5】

30

前記翼の前記上方への撓曲に際し、約 15 度以上の下半角で前記下側ウイングレットを配向するステップ

をさらに含む、請求項 1 3 に記載の方法。

【請求項 1 6】

前記翼の前記上方への撓曲の際、少なくとも約 60 度の上半角で前記上側ウイングレットを配向するステップ

をさらに含む、請求項 1 3 に記載の方法。

【請求項 1 7】

圧力中心が翼振り軸の後方になるように前記下側ウイングレットを配置するステップと

40

、突風荷重に際し、前記下側ウイングレットの揚力を増加させるステップと、

前記下側ウイングレットの前記揚力の増加を受けて翼端に機首下げモーメントを加えるステップと

をさらに含む、請求項 1 3 に記載の方法。

【請求項 1 8】

翼端空力荷重を前記上側ウイングレットと前記下側ウイングレットとの間に分割するステップであって、前記上側ウイングレットおよび前記下側ウイングレットが、それぞれ、翼端翼弦の少なくとも約 50 パーセントの長さをもつ根元翼弦を有するステップ

をさらに含む、請求項 1 7 に記載の方法。

【請求項 1 9】

50

前記上側ウイングレットおよび前記下側ウイングレットの少なくとも1つに前縁根元グローブを使用することによって、前記航空機の有害抗力を最小限に抑えるステップをさらに含む、請求項18に記載の方法。

【請求項20】

前記上側ウイングレットおよび前記下側ウイングレットに、組合せウイングレット面積と、翼振り軸から縦軸方向に偏位する組合せ重心とを設定するステップと、

前記組合せウイングレット面積と実質的に等しいウイングレット面積を有し、前記上側ウイングレットの前縁後退角と実質的に等しい前縁後退角を有する単独の上側ウイングレットの重心の縦軸方向偏位より小さな量だけ、前記組合せ重心を縦軸方向に偏位させることによって、翼のフラッタを低減させるステップと

10

をさらに含む、請求項18に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本開示は、一般に空気力学に関し、より詳細には、航空機の翼などのための翼端装置に関する。

【背景技術】

【0002】

誘導抗力は、翼が空気中を移動するとき、揚力の発生に際し空気の方向を変えることによって、航空機の翼により発生する。空気の方向変化は、翼の下面に沿ってほぼ外弦方向に翼端に向かう翼幅方向の流れを含み、次いで翼端で、その空気は、翼端を越えて上方に流れる。翼端を越えた流れは、翼上の空気の翼弦方向の流れと合流し、その結果、翼端渦を形成する。翼端渦には、翼の後縁によって放出される他の渦が加わる。翼から尾を引く渦の吹き下しが、翼の有効迎角を減少させ、その結果、発生揚力の減少に至る。

20

【0003】

ウイングレットは、翼の後縁の長さを有効に増加させることなどによって誘導抗力の悪影響を減少させる手段をもたらす。後縁の長さを有効に増加させることにより、誘導抗力による損失を減少可能な渦の分布を外へ広げることができる。この点で、ウイングレットは、誘導抗力の著しい減少を実現することができ、それにより、航空機の性能を改善することができる。さらに、ウイングレットは、翼の前縁の長さを増加させずに、有効に後縁の長さを増加させることができる。加えて、従来の方式で翼端を延長することによって翼幅を増加させる代わりに、翼にウイングレットを追加することによって、前縁の揚力増強装置（たとえば、スラット、クルーガフラップ）の長さを延ばすことに関する重量、コストおよび複雑さの増加さを回避することができる。

30

【0004】

しかし、従来ウイングレットは、翼端での空力荷重を増加させ、それによって、高揚力状態では翼の撓みが増加する結果になり得る。翼撓みの増加は、翼構造の強化または高剛性化を必要とし、それは、重量を増加させ、ウイングレットによってもたらされる抗力減少の利点を相殺しかねない。さらに、従来ウイングレットの重心は、翼の振り軸から比較的遠い距離に位置し、それは、翼のフラッタ特性に影響することがある。従来ウイングレットの慣性作用を打ち消す試みとして、翼端の前縁にバラストを加えることができる。残念ながら、バラストの付加は、ウイングレットによってもたらされる抗力減少の利点のある程度相殺しかねない。従来ウイングレットは、また、低速度を含む高負荷状態で生じることがある流れの剥離による空力効率の低下を被ることがある。

40

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

理解され得るように、当技術分野では、翼の撓みを増加させずに翼の誘導抗力を減少させることができる翼端装置に対する必要性が存在する。さらに、当技術分野では、翼のフラッタ特性への影響を最小限に抑える翼端装置に対する必要性が存在する。さらに、当技

50

術分野では、翼のフラッタ特性へのウイングレットの慣性作用を克服するバラストの付加を必要としない翼端装置に対する必要性が存在する。

【課題を解決するための手段】

【0006】

従来のウイングレットに関する上記に指摘した1つまたは複数の必要性のいずれも、翼端に装着された上側ウイングレットおよび下側ウイングレットを備える航空機翼用ウイングレットシステムを提供する本開示によって、具体的に対処され改善される。下側ウイングレットは、地上静止荷重を翼が受けたとき静止位置を有し得る。下側ウイングレットは、約1gの飛行荷重下で翼が上方へ撓曲すると、下側ウイングレットが静止位置から飛行中の位置へ移動し、その結果、翼に相対翼幅増加が生じるように構成することができる。

10

【0007】

また、1対の翼を有し、各翼が翼端を有する航空機が開示されている。航空機は、それぞれの翼端に装着された上側ウイングレットおよび下側ウイングレットを備え得る。下側ウイングレットは、約1gの飛行荷重下で翼が上方へ撓曲すると翼に相対翼幅増加が生じるように寸法が決められ且つ配向される。

【0008】

さらに別の実施形態では、翼に上側ウイングレットおよび下側ウイングレットを設けるステップを含む航空機の性能を向上させる方法が開示される。下側ウイングレットは、地上静止荷重を翼が受けたとき静止位置を有し得る。その方法は、約1gの飛行荷重下で翼を上方へ撓曲させることをさらに含み得る。さらに、その方法は、翼の上方への撓曲に際し、下側ウイングレットを静止位置から飛行中の位置へ移動させることを含み得る。その方法は、また、下側ウイングレットを静止位置から飛行中の位置へ移動させるとき、翼に相対翼幅増加を生じさせることを含み得る。

20

【0009】

ウイングレットシステムは、翼に装着された上側ウイングレットおよび下側ウイングレットを備えることができ、下側ウイングレットは、地上静止荷重を翼が受けたとき静止位置を有し、下側ウイングレットは、約1gの飛行荷重下で翼が上方へ撓曲すると、下側ウイングレットが静止位置から飛行中の位置へ移動し、その結果、翼に相対翼幅増加が生じるように構成されている。ウイングレットシステムは、約1gの飛行荷重下で翼が上方へ撓曲しているとき、約15度以上の下半角で配向される下側ウイングレットを備え得る。

30

【0010】

上側ウイングレットは、約1gの飛行荷重下で翼が上方へ撓曲しているとき、少なくとも約60度の上半角で配向され得る。

【0011】

ウイングレットシステムは、圧力中心を有する下側ウイングレットを備えることができ、翼は翼振り軸を有し、下側ウイングレットの圧力中心は翼振り軸の後方に位置する。ウイングレットシステムは、翼端翼弦をもつ翼端を有する翼を備えることができ、上側ウイングレットおよび下側ウイングレットはそれぞれ根元翼弦を有し、上側ウイングレット根元翼弦および下側ウイングレット根元翼弦は、それぞれ、翼端翼弦の少なくとも約50パーセントの長さを有する。上側ウイングレット根元翼弦および下側ウイングレット根元翼弦は、それぞれ、翼端翼弦の長さの約60~100パーセントの長さを有し得る。

40

【0012】

ウイングレットシステムは、上側ウイングレットおよび下側ウイングレットそれぞれの翼端の連結箇所に装着された前縁根元グローブを有する上側ウイングレットおよび下側ウイングレットの少なくとも1つを有し得る。下側ウイングレットは、上側ウイングレットの長さの少なくとも約50パーセントの長さを有し得る。上側ウイングレットおよび下側ウイングレットは、約0.15~0.50の範囲の先端翼弦対根元翼弦のテーパ比を有し得る。上側ウイングレットおよび下側ウイングレットは、約20~70度の前縁後退角を有し得る。

【0013】

50

翼は翼振り軸を有することができ、上側ウイングレットおよび下側ウイングレットは、組合せウイングレット面積と、翼振り軸から縦軸方向に偏位して位置する組合せ重心とを有し、上記縦軸方向偏位が、組合せウイングレット面積と実質的に等しいウイングレット面積を有し、上側ウイングレットの前縁後退角と実質的に等しい前縁後退角を有する単独の上側ウイングレットの重心の縦軸方向偏位より小さくなるように、上側ウイングレットおよびウイングレットは構成されている。

【0014】

本発明の一実施形態は、翼端をそれぞれが有する1対の翼と、翼端のそれぞれに装着された上側ウイングレットおよび下側ウイングレットとを備え、下側ウイングレットが、約1gの飛行荷重下で翼が上方へ撓曲すると翼に相対翼幅増加が生じるように寸法が決められ且つ配向される航空機を備える。

10

【0015】

航空機の性能を向上させる一方法は、翼に上側ウイングレットおよび下側ウイングレットを設けるステップであって、翼が地上静止荷重を受けるとき下側ウイングレットが静止位置を有するステップと、約1gの飛行荷重下で翼を上方へ撓曲させるステップと、翼の上方への撓曲に際し、下側ウイングレットを静止位置から飛行中の位置へ移動させるステップと、下側ウイングレットを静止位置から飛行中の位置へ移動させるとき、翼に相対翼幅増加を生じさせるステップと含み得る。その方法は、また、約1gの飛行荷重に際し、下側ウイングレットを上方に撓曲するステップと、下側ウイングレットの上方への撓曲に際し、有効翼幅を増加させるステップとをさらに含み得る。

20

【0016】

さらに性能を向上させるために、その方法は、翼の上方への撓曲に際し、約15度以上の下半角で下側ウイングレットを配向するステップを含み得る。その方法は、翼の上方への撓曲の際、少なくとも約60度の上半角で上側ウイングレットを配向するステップをさらに含み得る。空力性能を向上するために、その方法は、圧力中心が翼振り軸の後方になるように下側ウイングレットを配置するステップと、突風荷重に際し、下側ウイングレットの揚力を増加させるステップと、下側ウイングレットの揚力の増加を受けて翼端に機首下げモーメントを加えるステップとをさらに含み得る。効率を向上するために、その方法は、翼端空力荷重を上側ウイングレットと下側ウイングレットとの間に分割するステップであって、上側ウイングレットおよび下側ウイングレットが、それぞれ、翼端翼弦の少なくとも約50パーセントの長さをもつ根元翼弦を有するステップをさらに含み得る。性能を改善するために、その方法は、上側ウイングレットおよび下側ウイングレットの少なくとも1つに前縁根元グローブを使用することによって、航空機の有害抗力を最小限に抑えるステップをさらに含み得る。空力性能を向上するために、その方法は、上側ウイングレットおよび下側ウイングレットに、組合せウイングレット面積と、翼振り軸から縦軸方向に偏位する組合せ重心とを設定するステップと、組合せウイングレット面積と実質的に等しいウイングレット面積を有し、且つ上側ウイングレットの前縁後退角と実質的に等しい後退角を有する単独の上側ウイングレットの重心の縦軸方向偏位より小さな量だけ、組合せ重心を縦軸方向に偏位させることによって、翼のフラッタを低減させるステップとをさらに含み得る。

30

40

【0017】

今まで論じられてきた特徴、機能、および利点は、本開示の様々な実施形態において単独で達成することができ、またはさらに他の実施形態に組み合わせてもよく、それらのより詳細は、以下の説明および添付図面を参照して理解することができる。

【0018】

本開示のこれらおよび他の特徴は、全体を通して類似の番号は類似の部品を示す諸図面を参照することによりさらに明らかになる。

【図面の簡単な説明】

【0019】

【図1】翼の各翼端に装着されたウイングレットシステムを有する航空機の透視図である

50

。

【図 2】各翼端に装着されたウイングレットシステムが備える上側ウイングレットおよび下側ウイングレットを示す、航空機の前視図である。

【図 3】図 2 の線 3 に沿って見た 1 つのウイングレットシステムの側視図であり、翼端に装着された上側ウイングレットおよび下側ウイングレットを示す図である。

【図 4】図 3 の線 4 に沿って見た上側ウイングレットの上視図であり、上側ウイングレットに適宜取り入れることができる振り角または振り下げを示す図である。

【図 5】図 3 の線 5 に沿って見た下側ウイングレットの上視図であり、下側ウイングレットに適宜取り入れることができる振り角を示す図である。

【図 6】治具形状、下方に撓曲した地上静止荷重形状、および上方に撓曲した 1 g の飛行荷重（たとえば 1 g の翼荷重）形状における 1 つの翼の概略前視図である。

【図 7】図 6 に示した 3 つの異なる形状における翼に関する上側および下側ウイングレットの相対位置の概略図である。

【図 8】翼が地上静止荷重を受けている静止位置から、翼が約 1 g の飛行荷重を受けている飛行中の位置まで各翼端上の下側ウイングレットが移動するところを示し、下側ウイングレットが静止位置から飛行中の位置まで移動することに応じて生じる有効翼幅の増加をさらに示す航空機の前視図である。

【図 9】翼の振り軸から縦軸方向に偏位して位置する重心を有する単独の上側ウイングレットの実施形態の側視図である。

【図 10】上側と下側ウイングレットの組合せにより、単独の上側ウイングレットにおける振り軸に対するより大きな縦軸方向偏位に比較して、減少した縦軸方向偏位で組合せ重心が位置することになり、それによって、有利には、翼のフラッタへのウイングレットシステムの慣性効果が最小限に抑えられる、本明細書に開示されたウイングレットシステムの側視図である。

【図 11】上側ウイングレットおよび下側ウイングレットの後縁が、翼の後縁とほぼ位置が揃っているウイングレットシステムの別の実施形態の側視図である。

【図 12】上側ウイングレットおよび下側ウイングレットのそれぞれへの翼端の連結箇所に着された前縁根元グローブを有するウイングレットシステムのさらに別の実施形態の側視図である。

【図 13】下側ウイングレットの比較的大きい後退角、および下側ウイングレットの比較的小さい下半角によって翼振り軸の後方に配置された、下側ウイングレットの圧力中心を示すウイングレットシステムの実施形態の透視図である。

【図 14】図 13 の線 14 に沿って見たウイングレットシステムの側視図であり、突風荷重に回答する下側ウイングレットの揚力の増加を受けて翼端に加わる機首下げモーメントを示す図である。

【図 15】航空機を操縦する方法に含まれ得る 1 つまたは複数の操作を有するフロー図である。

【発明を実施するための形態】

【0020】

ここで、本開示の様々な実施形態を例示するために示されている図面を参照すると、図 1 に示されているのは、胴体 12 を有する航空機 10 の透視図である。胴体 12 は、乗客および航空機搭乗員のためにキャビン 24 を備え得る。胴体 12 は、航空機 10 の前端部 24 の機首から、胴体 12 の後端部 26 の尾部 18 まで延在し得る。尾部 18 は、航空機 10 を制御するための垂直安定板 22 および / または水平安定板 20 などの 1 つまたは複数の尾翼面を備え得る。航空機 10 は、1 対の翼 50 と、1 つまたは複数の推進ユニット 16 と、機首および主着陸装置 14 (図 2) とをさらに備え得る。翼 50 は、本明細書に開示される 1 つまたは複数のウイングレットシステム 98 を備え得る。各ウイングレットシステム 98 は、上側ウイングレット 100 および下側ウイングレット 200 を備えることができ、それらは、翼 50 の翼端 56 に装着することができる。

【0021】

10

20

30

40

50

本開示のウイングレットシステム 98 が、図 1 に示される胴体と翼からなる航空機 10 のような固定翼旅客航空機 10 の場合について説明されているが、様々なウイングレットシステム 98 の実施形態のいずれも、それに限定されることなく、いずれの構成のいずれの航空機にも適用することができることに留意されたい。たとえば、ウイングレットシステム 98 は、任意の民間、商用、または軍用航空機にも適用することができる。さらに、本明細書に開示されたウイングレットシステム 98 の実施形態は、別の航空機構成に適用することができ、図 1 に示された胴体と翼からなる航空機 10 に限定されない。たとえば、開示された実施形態は、ハイブリッドウイングボディ航空機またはブレンデッドウイング航空機に適用することができる。

#### 【0022】

ウイングレットシステム 98 は、また、翼 50 以外の空力面または揚力面に適用することもできる。たとえば、ウイングレットシステム 98 は、カナード、水平安定板のような制御面、または誘導抗力の悪影響を緩和しかつ/または空力性能を向上することが望まれるあらゆる他の揚力面に適用することができる。有利には、本明細書に開示された上側および下側ウイングレット 100、200 は、比較的長い根元翼弦ならびに比較的大きい後退角および/またはテーパを有する比較的大きい寸法で実現することができる。下側ウイングレット 200 は、有利には、翼 50 が、巡航中、約 1 g の飛行荷重 78 (図 6) 下などで空力弾性的に上方へ撓曲したとき、有効翼幅 80 (図 8) を増加させる比較的限定された量の下反角 224 (図 8) によって設けられる。さらに、下側ウイングレット 200 は、また、約 1 g の飛行荷重 78 下で空力弾性的に上方へ撓曲するように構成することができ、その結果、相対翼幅増加 84 (図 7) を生じることができ、図 6 ~ 8 に示され、より詳細に以下に説明されるように、翼 50 の有効翼幅 80 (図 7) を増加させる方向に寄与することができる。有利には、翼 50 の上方への撓曲および/または下側ウイングレット 200 の上方への撓曲により有効翼幅 80 を増加させることによって、航空機 10 の揚抗性能を向上させることができる。

#### 【0023】

図 1 において、ウイングレットシステム 98 の航空機 10 への設置は、縦軸 28、横軸 30、垂直軸 32 を有する座標システムに関して定めることができる。縦軸 28 は、前端部 24 と後端部 26 との間の胴体 12 のほぼ中心を通過して延在するものとして定めることができる。横軸 30 は、縦軸 28 に対して直交して方向付けることができ、胴体 12 の中心に対して外弦方向にほぼ翼 50 に沿って延在し得る。垂直軸 32 は、縦軸 28 および横軸 30 に対して直交して方向付けることができる。図 1 に示される航空機 10 の翼 50 のそれぞれは、根元翼弦 54 を有する翼根 52 から先端翼弦 58 を有する翼端 56 まで延在し得る。各翼 50 は、上面 64 および下面 66 を有することができ、翼前縁 60 および翼後縁 62 を備え得る。図示の実施形態では、翼前縁 60 は、翼後退角 68 で形成することができる。各翼 50 は、上半角 70 で上方に延出することができる。ただし、ウイングレットシステム 98 を装着することができる翼 50 は、任意の幾何学形状で設けることができ、図 1 に示された航空機 10 に関する上記の構成に限定されない。

#### 【0024】

図 2 は、着陸装置 14 によって支持されている航空機 10 の前視図であり、各翼の翼端 56 に装着されたウイングレットシステム 98 を示す。翼 50 は、航空機 10 の製造中に組立工具によって翼 50 が制約を受けるときに生じ得るような、翼 50 が比較的直線的である治具形状 74 (図 6) で示されている。一例では、治具形状 (たとえば治具形状 74 - 図 6) は、弾性部材 (たとえば翼 50) の平衡状態 (たとえば無負荷状態) として定めることができる。より詳細に以下に示すように、航空機 10 が着陸装置 14 によって支持されているとき、翼 50 は、翼 50 の質量、推進ユニット 16 の質量、および/または翼 50 によって支持されている他のシステムの質量に働く重力による地上静止荷重 76 (図 6) を受けて、通常、僅かに下方に撓曲した形状を取り得る。

#### 【0025】

各翼端 56 は、上側ウイングレット 100 および下側ウイングレット 200 を備えるウ

10

20

30

40

50



イングレットシステム 98 を具備することができる。上側ウイングレット 100 は、翼端 56 で翼 50 に固定されまたは他の方法で接合される上側ウイングレット根 102 を有することができる。上側ウイングレット 100 は、上側ウイングレット先端 106 に向かう比較的直線的な部材として延出することができる。同様に、下側ウイングレット 200 は、翼端 56 で翼 50 に固定され得る下側ウイングレット根 202 を有することができる。一実施形態では、下側ウイングレット根 202 は、翼端 56 で上側ウイングレット根 102 と交差または結合し得る。下側ウイングレット 200 は、下側ウイングレット先端 206 に向かう比較的直線的な部材として延出することができる。ただし、上側ウイングレット 100 および / または下側ウイングレット 200 は、非直線的な形状で設けることができ、且つ湾曲形状または自由輪郭形状を有していてもよく、さらに、直線形状、湾曲形状、および自由輪郭形状の組合せを有していてもよい。

10

#### 【0026】

上側ウイングレット 100 は、上側ウイングレット根 102 から上側ウイングレット先端 106 まで延在する上側ウイングレット長さ 118 (たとえば部分翼幅) を有し得る。図示の実施形態では、上側ウイングレット長さ 118 は、下側ウイングレット 200 の下側ウイングレット長さ 218 より長くてもよい。一実施形態では、下側ウイングレット 200 は、上側ウイングレット 100 の上側ウイングレット長さ 118 の少なくとも約 50 パーセントの下側ウイングレット長さ 218 を有し得る。別の実施形態では、下側ウイングレット 200 は、上側ウイングレット 100 の上側ウイングレット長さ 118 の約 50 ~ 80 パーセントの範囲の下側ウイングレット長さ 218 を有し得る。商用輸送航空機 10 の一実施形態では、上側ウイングレット 100 は、約 50 ~ 150 インチの上側ウイングレット長さ 118 で設けることができる。たとえば、上側ウイングレット 100 は、90 ~ 110 インチの上側ウイングレット長さ 118 で設けることができる。下側ウイングレット長さ 218 は、下側ウイングレット根 202 から下側ウイングレット先端 206 まで延出することができ、約 30 ~ 100 インチの下側ウイングレット長さ 218 で設けることができる。たとえば、下側ウイングレット 200 は、約 50 ~ 70 インチの下側ウイングレット長さ 218 で設けることができる。ただし、上側ウイングレット 100 および下側ウイングレット 200 は、任意の長さで設けることができ、上記の長さ範囲に限定されない。さらに、図示されていないが、ウイングレットシステム 98 は、下側ウイングレット 200 が上側ウイングレット 100 より長い実施形態で設けることができる。さらに、1 つまたは複数の実施形態では、下側ウイングレット 100 は、下側ウイングレット先端 206 が、下記のように、ゲート翼幅制限 38 (図 6) とロールおよびピッチ間隙線 42 (図 6) とのほぼ交点に位置するように構成することができる。

20

30

#### 【0027】

図 3 に、翼 50 の翼端 56 に装着されたウイングレットシステム 98 の側視図が示される。上側ウイングレット根 102 は、翼 - 上側ウイングレット連結箇所 150 で翼端 56 に結合されている。同様に、下側ウイングレット根 202 は、翼 - 下側ウイングレット連結箇所 152 で翼端 56 に結合されている。例示では、上側ウイングレット根 102 と下側ウイングレット根 202 とはそれぞれ、翼端 56 の上側部分と下側部分とに装着されているところを示しているが、ウイングレットシステム 98 は、上側ウイングレット 100 が、上側ウイングレット - 下側ウイングレット連結箇所 154 で、少なくとも部分的に下側ウイングレット 200 と交差するように構成することができる。これに関し、上側ウイングレット根 102 と下側ウイングレット根 202 とは、相互にいかなる垂直位置でも翼端 56 に装着することができる。さらに、本開示の諸図は、上側ウイングレット根 102 と下側ウイングレット根 202 とが、上側ウイングレット根 102 および下側ウイングレット根 202 の翼端 56 との連結箇所において、互いにほぼ整列しているように示しているが、上側ウイングレット根 102 は、上側ウイングレット根 102 が下側ウイングレット根 202 の前方に位置するように翼端 56 と結合される。別の方法では、下側ウイングレット根 202 は、下側ウイングレット根 202 が上側ウイングレット根 102 の前方に位置するように、翼端 56 と結合される。これに関し、上側ウイングレット根 102 は、

40

50

上側ウイングレット前縁 1 1 0 が下側ウイングレット前縁 2 1 0 の前方に位置するように、またはその逆に、翼端 5 6 と結合される。同様に、上側ウイングレット根 1 0 2 は、上側ウイングレット後縁 1 1 2 が下側ウイングレット後縁 2 1 2 の前方に位置するように、またはその逆に、翼端と結合される。

#### 【 0 0 2 8 】

さらに、本開示は、上側ウイングレット根 1 0 2 と下側ウイングレット根 2 0 2 とが、横方向に（たとえば、横軸 3 0 に平行な方向に沿って - 図 2 ）ほぼ互いに位置が揃っているように例示しているが、上側ウイングレット根 1 0 2 （図 3 ）と下側ウイングレット根 2 0 2 （図 3 ）とは、上側ウイングレット根 1 0 2 が下側ウイングレット根 2 0 2 より外弦側に（たとえば、翼根 5 2 からより遠くに - 図 1 ）配置されるように、翼端 5 6 と結合することができる。あるいは、下側ウイングレット根 2 0 2 は、上側ウイングレット根 1 0 2 より外弦側に配置することができる。これに関し、翼端 5 6 は、翼根 5 2 （図 1 ）から翼端 5 6 （図 1 ）までの翼 5 0 の長さの最も外側のほぼ 1 0 パーセントとして定めることができる。上側ウイングレット根 1 0 2 および下側ウイングレット根 2 0 2 は、翼端 5 6 の最も外側の末端で翼 5 0 に結合されることに限定されない。たとえば、上側ウイングレット 1 0 0 の上側ウイングレット根 1 0 2 および下側ウイングレット 2 0 0 の下側ウイングレット根 2 0 2 は、航空機 1 0 （図 8 ）の両側に配置された翼端 5 6 （図 8 ）上の両下側ウイングレット 2 0 0 （図 8 ）が、翼 5 0 が約 1 g の飛行荷重 7 8 （図 8 ）を受けたとき有効翼幅 8 2 （図 8 ）を定めるように任意の位置で翼（複数可）5 0 に結合することができる。一実施形態では、上側ウイングレット根 1 0 2 および / または下側ウイングレット根 2 0 2 は、翼端 5 6 の最も外側の末端から翼 5 0 の長さの最も外側の 1 0 パーセント位置までの任意の位置で、翼 5 0 と結合することができる。

10

20

#### 【 0 0 2 9 】

図 3 では、上側ウイングレット 1 0 0 および下側ウイングレット 2 0 0 は、後傾することが可能であり、さらに、対応する根元翼弦 1 0 4、2 0 4 に対して先端翼弦 1 0 8、2 0 8 がテーパ比を有するように形成される。一実施形態では、上側ウイングレット 1 0 0 および / または下側ウイングレット 2 0 0 のテーパ比は、約 0 . 1 5 ~ 0 . 5 0 の範囲とすることができる。たとえば、上側ウイングレット 1 0 0 および / または下側ウイングレット 2 0 0 のテーパ比は、約 0 . 2 0 ~ 0 . 2 5 の範囲とする。ただし、上側ウイングレット 1 0 0 および / または下側ウイングレット 2 0 0 は、0 . 1 5 ~ 0 . 5 0 の範囲を外れるテーパ比によって形成することもでき、そのテーパ比は、以下に示すように所望の荷重分布を得るために上側ウイングレット 1 0 0 および / または下側ウイングレット 2 0 0 に適宜与えることができる振り角 1 2 2 または振り下げと関連して選択することができる。

30

#### 【 0 0 3 0 】

上側ウイングレット 1 0 0 および下側ウイングレット 2 0 0 は、それぞれ前縁 1 1 0、2 1 0 および後縁 1 1 2、2 1 2 を有する。一実施形態では、上側ウイングレット前縁 1 1 0 および / または下側ウイングレット前縁 2 1 0 の翼端 5 6 との交点は、翼端 5 6 での翼前縁 6 0 の後方に位置付けることができ、それにより、ある飛行状態での流れの剥離を最低限に抑えることができる。図 3 に示される実施形態では、上側ウイングレット 1 0 0 と下側ウイングレット 2 0 0 とは、上側ウイングレット前縁 1 1 0 が翼前縁 6 0 の後方の位置で下側ウイングレット前縁 2 1 0 と交差するように、構成されている。上側ウイングレット前縁 1 1 0 および / または下側ウイングレット前縁 2 1 0 の翼端 5 6 との交点を、翼前縁 6 0 とほぼ一致させ、またはその近傍に配置することが考えられる。上側ウイングレット後縁 1 1 2 および / または下側ウイングレット後縁 2 1 2 は、図 3 の実施形態に示されるように、翼後縁 6 2 の前方の位置で翼端 5 6 と結合しまたは交差することができる。ただし、上側ウイングレット後縁 1 1 2 および / または下側ウイングレット後縁 2 1 2 は、翼後縁 6 2 よりさらに後方の位置では、翼端 5 6 と結合または交差することはできない。

40

#### 【 0 0 3 1 】

50

またさらに、代替実施形態では、ウイングレットシステム 98 は、上側ウイングレット後縁 112 および / または下側ウイングレット後縁 212 が、以下に示すように、翼後縁 62 とほぼ一致する位置、または翼後縁 62 の大略後方の位置で翼端 56 と交差することができるように設けることができる。本明細書に開示されているいずれの実施形態でも、ウイングレットシステム 98 は、上側ウイングレットの根元翼弦 104 および / または下側ウイングレットの根元翼弦 204 が、翼端翼弦 58 より長くなり得るように構成することができる。さらに、ウイングレットシステム 98 は、上側ウイングレットの根元翼弦 104 および / または下側ウイングレットの根元翼弦 204 が、翼端翼弦 58 より短くなり得るように構成することができる。一実施形態では、ウイングレットシステム 98 は、上側ウイングレットの根元翼弦 104 および / または下側ウイングレットの根元翼弦 204 の一部分が、翼前縁 60 の前方へ延出するように構成することができる。同様に、ウイングレットシステムは、上側ウイングレットの根元翼弦 104 および / または下側ウイングレットの根元翼弦 204 の一部分が、翼後縁 62 の後方へ延出するように構成することができる。

10

#### 【0032】

図 3 では、上側ウイングレット 100 および下側ウイングレット 200 は、上側ウイングレット 100 および下側ウイングレット 200 それぞれが翼端 56 に結合する位置に、根元翼弦 104、204 をそれぞれ有する。翼端 56 は翼端翼弦 58 を有する。ウイングレットシステム 98 は、上側ウイングレット根元翼弦 104 が、翼端翼弦 58 の長さの少なくとも約 50 パーセントの長さを有するように構成することができる。同様に、下側ウイングレット 200 は、下側ウイングレット根元翼弦 202 の翼弦が、翼端翼弦 58 の長さの少なくとも約 50 パーセントの長さを有するように構成することができる。一実施形態では、上側ウイングレット根元翼弦 104 および / または下側ウイングレット根元翼弦 204 が、それぞれ翼端翼弦 58 の長さの約 60 ~ 100 パーセントの範囲またはそれ以上の長さを有し得る。上側ウイングレット 100 および / または下側ウイングレット 200 の比較的長い根元翼弦から生じる付加的有害抗力を、翼端 56 への上側ウイングレット 100 の連結箇所 150 および / または翼端 56 への下側ウイングレット 200 の連結箇所 152 に前縁根元グローブ 138、238 (図 12) を備えることによって、緩和することができる。

20

#### 【0033】

前縁根元グローブ 138、238 は、下記のように、上側および下側ウイングレット根元翼弦 104、204 の長さがそれぞれの上側および下側ウイングレット先端 106、206 までの全体に及ぶとする必要性を回避することによって、翼端 56 とそれらの連結箇所 150、152 で比較的長い上側および下側ウイングレット根元翼弦 104、204 によって生成される付加的有害抗力を最小限に抑えることができる。有利には、上側ウイングレット根元翼弦 104 および / または下側ウイングレット根元翼弦 204 が翼端翼弦 58 の長さの少なくとも約 50 パーセントの長さを有するように上側ウイングレット 100 および / または下側ウイングレット 200 の寸法を決めることにより、単独のウイングレット 280 (図 9) が翼端 56 の空力荷重全体を担持するために設けられる構成とは対照的に、翼端 56 の空力荷重を、上側ウイングレット 100 と下側ウイングレット 200 との間で分割することができる。

30

40

#### 【0034】

1.0 の断面揚力係数を有し、且つ上側ウイングレット根元翼弦 104 および下側ウイングレット根元翼弦 204 の長さが翼端翼弦 58 の長さを実質的に等しいことを特徴とする翼端 56 について、図 3 の実施形態の一例では、上側ウイングレット根元翼弦 102 が 0.5 の断面揚力係数を受け持ち、下側ウイングレット根元翼弦 202 が 0.5 の断面揚力係数を受け持つ。対照的に、下側ウイングレット無しに、単独の上側ウイングレット 280 (図 9) が設けられている構成では、単独の上側ウイングレット 280 は、1.0 の断面揚力係数全体を受け持つ。単独の上側ウイングレット 280 におけるより高い断面揚力係数は、巡航および / または高揚力状態で生じるように流れの剥離をより起こしやすくなる。そのよう

50

な流れの剥離は、単独の上側ウイングレット 280 の効果を結果的に減少させ、パフェットまたは他の望ましくない特性に至ることもある。単独の上側ウイングレット 280 に代わる、本開示の上側および下側ウイングレット 100、200 の組合せのさらに別の利点は、単独の上側ウイングレット 280 では、翼が 1g の翼荷重を受けて上方に撓曲したとき、単独の上側ウイングレット先端は内側へ（たとえば、機体の反対側の翼に装着された反対側の上側ウイングレット先端に向かって）移動するので、翼幅の有効な増加を実現し得ないことである。

#### 【0035】

図 4 は、翼端 56 に装着された上側ウイングレット 100 の上視図である。上側ウイングレット前縁 110 は、約 20 ~ 70 度の前縁後退角 114 で配向される。図 4 および 5 の後退角 114、214 は、航空機 10（図 1）の横軸 30（図 1）に対して測定することができる。上側ウイングレット前縁 110 は、適宜、20 ~ 70 度の範囲を外れる前縁後退角 114 で提供される。図 4 は、上側ウイングレット 100 に適宜取り入れることができる上側ウイングレット振り角 122 または振り下げをさらに示す。振り角 122 は、上側ウイングレット 100 に沿う荷重分布を制御する手段として、上側ウイングレット 100 に取り入れることができる。図 4 において、上側ウイングレット 100 に沿う任意の点の上側ウイングレット振り角 122 は、上側ウイングレット根 102 の下面の入射角を表す根元翼弦下面基準線 105 に対して定めることができる。一実施形態では、上側ウイングレット 100 は、約 -7 度までの上側ウイングレット振り角 122 によって形成でき、上側ウイングレット先端 106 は、上側ウイングレット根 102 より大きな負の入射角で配向できる。たとえば、上側ウイングレット 100 は、約 -3 ~ -5 度の上側ウイングレット振り角 122 で提供される。上側ウイングレット根 102 から上側ウイングレット先端 106 までの間、上側ウイングレット振り角 122 は、上側ウイングレット長さ 118 に沿って一定の割合を有し得る。ただし、上側ウイングレット振り角 122 は、上側ウイングレット長さ 118 に沿って割合を変化させて適用されてもよい。

#### 【0036】

図 5 は、翼端 56 に装着された下側ウイングレット 200 の上視図である。前縁後退角 214 は 20 ~ 70 度の範囲より大きくても小さくてもよいが、下側ウイングレット前縁 210 は、約 20 ~ 70 度の比較的大きい前縁後退角 214 で配向され得る。有利には、下側ウイングレット 200 の比較的大きい前縁後退角 214 は、下側ウイングレット 200 に、下側ウイングレット 200 の圧力中心 230（図 14）を翼 50 の振り軸 72（図 14）から比較的離れた後方に設置する傾斜した配置を提供する。より詳細に以下に説明されるように、突風 46（図 14）など、ある飛行状態では、下側ウイングレット 200 の圧力中心 230 を翼 50 の振り軸 72 の後方の点に位置付けることによって、有利には、振り軸 72（図 9）の周りの機首下げ方向に翼端 56 を有効に回転させる機首下げモーメント 250（図 14）がもたらされ、翼端 56 での有効入射角 48（図 14）を一時的に減少させる。翼端 56 での有効入射角 48 が減少することによって、そうでなければ翼 50 に負荷される曲げ荷重が減少する。

#### 【0037】

さらに、下側ウイングレット 200 の比較的厚い前縁の翼型（図示せず）と組み合わされた下側ウイングレット 200 の比較的大きい前縁後退角 214 は、良好な形の安定な渦（図示せず）を下側ウイングレット 200 に発生させ、それによって、低速、高揚力状態での流れの剥離およびパフェットの可能性を減らすことができる。上側ウイングレット 100 に関して上記に示したように、下側ウイングレット 200 にも振り角 222 を与えることができる。図 5 において、下側ウイングレット 200 上の任意の点の下側ウイングレット振り角 222 も、下側ウイングレット根 202 の下面の入射角を表す線である根元翼弦下面基準線 205 に対して定めることができる。下側ウイングレット 200 には、約 -3 ~ -4 度の振り角 222 など、約 -7 度までの振り角 222 が提供され、それは、下側ウイングレット 200 の長さに沿う荷重分布を制御する手段を提供することができる。

#### 【0038】

10

20

30

40

50

図6は、上側および下側ウイングレット100、200の寸法および配向を規定する制約を示す3つの異なる形状の1つにおける翼50を示す、航空機10の概略前視図である。航空機の翼50が、上記のように航空機10の製造中など、組立工具によって制約を受けるときの翼50の理論的形状を表す治具形状74において、実線で示されている。翼50が、また、航空機10が空港ターミナルのゲートに駐機したときなどに翼50が取りうる下方に撓曲した地上静止荷重76形状において、二点鎖線で示されている。翼50の地上静止荷重76形状は、翼50、推進ユニット16(図1)、および/または他のシステムの質量に働く重力に応じる。翼50は、また、航空機10が、水平巡航状態であり、空力揚力荷重を受けているときに生じるような、上方に撓曲した1gの飛行荷重78形状(たとえば1gの翼荷重)において、二点鎖線で示されている。

10

#### 【0039】

図6は、典型的な航空機10のウイングレットシステム98の艤装または構成を示し、上側ウイングレット100および下側ウイングレット200が、いくつかの制約の下に最大外弦位置に配置されている。たとえば、航空機10は、ターミナルの近くのゲートで航空機10がその上に駐機し得る空港のランプ(図示せず)を表す静止地表線40上に支持されている。航空機10は、図6の垂直二点鎖線によって表されるゲート翼幅制限38を受け得る。ゲート翼幅制限38は、予め定められる制限である。たとえば、ゲート翼幅制限は、空港ターミナルでのゲート配置の幾何学的制約内で安全に運行することができる、またはその制約に適合することができる航空機の最大翼幅として、監督機関によって予め定められる。ゲート翼幅制限38は、最大翼幅に基づいてグループまたはコードに分類することができる。これに関し、連邦航空局(FAA)および国際民間航空機関(ICAO)は、航空機をグループI~グループVI(FAA)の1つ、またはコードA~コードF(ICAO)の1つとして分類する。たとえば、コードCの航空機は、36メートル未満のゲート翼幅制限を有する。本開示の場合について、本明細書に開示されたウイングレットシステム98を有するコードCの航空機は、翼50が地上静止荷重76下にあるとき、下側ウイングレット先端206上の最も外側の点と点の間の有効翼幅80(図7)が36メートル未満である空港ゲートでの操縦に制限される。

20

#### 【0040】

また、図6に示されているのは、離陸および/または着陸の際などに、翼端56の先端接触を避ける間隙を航空機10の翼50に対して設けるために、着陸装置14からある角度で上方に延在する線として示されるロール及びピッチ間隙線42である。上側ウイングレット100および下側ウイングレット200は、上側ウイングレット100も下側ウイングレット200もゲート翼幅制限38に侵犯(たとえばそれを越えて延出)しないように寸法が決められ、配向される。上側ウイングレット100および下側ウイングレット200は、翼50が地上静止荷重76下にあるとき、上側ウイングレット先端106および下側ウイングレット先端206が、ゲート翼幅制限38で、ほぼ同じ側方位置を終端とするように構成することができる。下側ウイングレット200は、また、ロールおよびピッチ間隙線42への侵犯を回避するように寸法が決められ、配向される。一実施形態では、下側ウイングレット200は、下側ウイングレット先端206がゲート翼幅制限38とロールおよびピッチ間隙線42とのほぼ交点に位置するように寸法が決められ構成することができる。図6は、巡航飛行中の翼形状を表す1gの飛行荷重78下での翼50の上方への撓曲をさらに示す。

30

40

#### 【0041】

図7は、翼50が、地上静止荷重76形状から約1gの飛行荷重78形状へ移動したとき、下側ウイングレット200によってもたらされ得る絶対翼幅増加86を示す。図7は、上側ウイングレット100に対する下側ウイングレット200の相対翼幅増加84をさらに示す。一実施形態では、下側ウイングレット200は、ほぼ1gの飛行荷重78下の翼50の上方への撓曲が下側ウイングレット200を静止位置240から飛行中の位置242へ移動させ、その結果、翼50の相対翼幅増加84をもたらしように構成することができる。図7に示される一実施形態では、翼50の地上静止荷重76下で、上側ウイング

50

レット先端106が、下側ウイングレット先端206と、ゲート翼幅制限38位置などで実質的に垂直に位置が揃い得る。相対翼幅増加84は、下側ウイングレット200が飛行中の位置242にあるとき、上側ウイングレット先端106と下側ウイングレット先端206との水平方向距離として定めることができる。

#### 【0042】

ウイングレットシステム98は、また、翼50が地上静止荷重76下にあるとき、上側ウイングレット先端106が下側ウイングレット先端206と垂直方向に整列しない(図示せず)実施形態で提供することもでき、その場合、相対翼幅増加84は、下側ウイングレット200が静止位置240にあるときの上側ウイングレット先端106と下側ウイングレット先端206との水平方向距離と、下側ウイングレット200が飛行中の位置242にあるときの上側ウイングレット先端106と下側ウイングレット先端206との水平方向距離との差になる。有利には、下側ウイングレット200の配向および寸法は、翼端56(図8)のそれぞれに装着された単独の上側ウイングレット280(図9)によって生じる有効翼幅の減少に対して、約1gの飛行荷重78下で翼50が上方へ撓曲する際に有効翼幅80の増加をもたらす。本明細書に開示されたウイングレットシステム98は、また、相対翼幅増加84または有効翼幅80の増加が、少なくとも部分的に、下側ウイングレット200の空力曲げもしくは撓み、および/または翼端56との下側ウイングレット根の連結箇所での下側ウイングレット200の動き(たとえば枢動)によるように構成することもできる。

#### 【0043】

図8は、翼50が地上静止荷重76を受けている静止位置240から、翼50が約1gの飛行荷重78を受けている飛行中の位置242へ動いた各翼端56上の下側ウイングレット200を示す航空機10の前視図である。飛行中の位置242は、下側ウイングレット先端206が静止位置240から図6に示された弧に沿って上方、外側へ移動した結果とされる。また、図8に示されているのは、地上静止荷重76状態での翼50の有効翼幅80、および約1gの飛行荷重78での翼50の有効翼幅82である。翼幅の増加は、下側ウイングレット200が図6に示された弧に沿って静止位置240から飛行中の位置242へ移動することに応じて起こる。有効翼幅82は、航空機10の両側の翼端56上の下側ウイングレット先端206の最も外側の位置間で測定される。

#### 【0044】

また、図8において、下側ウイングレット200は、有利には、約1gの飛行荷重78下の翼50の上方撓曲に際し約15度以上の下半角224で配向される。さらに別の実施形態では、下側ウイングレット200は、翼50が約1gの飛行荷重78下にあるとき、下半角224が約15度~約30度の範囲になるように構成することができる。ただし、下側ウイングレット200は、それに限定されることなく、任意の下半角224で配向することができる。上側ウイングレット100は、約1gの飛行荷重78下の翼50の上方撓曲に際し少なくとも約60度の上半角124で配向することができる。ただし、上側ウイングレット100は、それに限定されることなく、任意の上半角124で配向することができる。

#### 【0045】

図9および10を参照すると、単に図10のウイングレットシステム98との比較のために用意された単独の上側ウイングレット280が、図9に示されている。これに関し、単独の上側ウイングレット280は、本明細書に開示されたウイングレットシステム98の実施形態の表示ではない。図9の単独の上側ウイングレット280は、翼端56に装着され、ウイングレット面積290と、翼50の振り軸72から比較的大きく縦軸方向に偏位286し、比較的大きく半径方向に偏位288して位置する重心284とを有する。図9の単独の上側ウイングレット280は、図10の上側ウイングレット100と下側ウイングレット200とを組み合わせた高さ252と実質的に同じ高さ282を有する。さらに、図9の単独の上側ウイングレット280は、図10の上側ウイングレット100と下側ウイングレット200とを組み合わせたウイングレット面積260を有し、上側ウイン

10

20

30

40

50

グレット 100 の後退角 114 と実質的に等しい前縁後退角 292 を有する。

【0046】

図 10 は、重心 126 を有する上側ウイングレット 100 と、重心 226 を有する下側ウイングレット 200 とを有する本明細書に開示されたウイングレットシステム 98 の一実施形態を示す。上側ウイングレット 100 および下側ウイングレット 200 は、組合せ高さ 252 を有する。有利には、上側ウイングレット 100 および下側ウイングレット 200 は、組合せウイングレット面積と、図 9 の単独の上側ウイングレット 280 の縦軸方向偏位 286 に比較して、翼の捩り軸 72 からの縦軸方向偏位 256 および半径方向距離 258 が減少して位置する組合せ重心 254 とを有する。図 10 の上側ウイングレット 100 および下側ウイングレット 200 は、組合せ重心 254 の縦軸方向偏位 256 が、図 9 の単独の上側ウイングレット 280 の上側ウイングレット重心 284 の縦軸方向偏位 286 より小さくなるように構成されている。有利には、図 10 の本開示のウイングレットシステム 98 の組合せ重心 254 の縦軸方向偏位 256 の量が減少することにより、図 9 に示される単独の上側ウイングレット 280 より好ましいフラッタ特性をもたらすことができる。たとえば、図 10 の本開示のウイングレットシステム 98 は、翼 50 の構造の高剛性化や、単独の上側ウイングレット 280 の慣性作用を打ち消すために翼前縁 60 にバラスト重量（図示せず）を付加するなど、図 9 の単独の上側ウイングレット 280 によって必要とされ得る翼 50 の修正または調整の必要性を最小限に抑えることができる。

10

【0047】

図 11 は、上側ウイングレット 100 および / または下側ウイングレット 200 の後縁 112、212 が翼後縁 62 とほぼ整合するまたは一致して示されるウイングレットシステム 98 の代替実施形態を示す。ただし、上側ウイングレット 100 と下側ウイングレット 200 とは、上側ウイングレット 100 および / または下側ウイングレット 200 の後縁 112、212 が、翼後縁 62 に対していかなる位置で翼端 56 と交わってもよく、また、上記のように、翼後縁 62 を越えて延在してもよいものとして構成することができる。さらに、上側ウイングレット 100 および下側ウイングレット 200 には、上側ウイングレット 100 または下側ウイングレット 200 を翼端 56 へ移行させ、抗力の増加を生じ得る急激な形状または形の変化を回避するために後縁フェアリング（図示せず）を設けることができる。

20

【0048】

図 12 は、上側ウイングレット 100 および下側ウイングレット 200 のそれぞれが、上側ウイングレット 100 および下側ウイングレット 200 の翼端 56 との連結箇所に装着された前縁根元グローブ 138、238 を備えるウイングレットシステム 98 のさらに別の実施形態を示す。前縁グローブ 138、238 は、上側および下側ウイングレット 100、200 の上側および下側ウイングレット前縁 110、210 に近接した位置に装着することができる。上記のように、前縁根元グローブ 138、238 は、最小限の面積増加で上側および下側ウイングレット前縁 110、210 に翼弦を追加することができ、それによって、航空機 10 の有害抗力を最小限に抑えることができる。上側ウイングレット 100 および / または下側ウイングレット 200 は、それぞれ上側ウイングレット根元翼弦 104 および下側ウイングレット根元翼弦 204 が、翼端翼弦 58 の長さの少なくとも約 50 パーセントの長さを有するように構成することができる。たとえば、上側ウイングレット 100 および / または下側ウイングレット 200 は、それぞれ上側ウイングレット根元翼弦 104 および下側ウイングレット根元翼弦 204 が、翼端翼弦 58 の長さの約 60 ~ 100 パーセントまたはそれ以上の範囲にあるように構成することができる。

30

40

【0049】

図 13 および 14 は、下側ウイングレット 200 の空力圧力中心 230 が、翼端 56 との翼捩り軸 72 の交点から比較的大きいモーメントアーム 234 で位置するように、下側ウイングレット 200 が配向されたウイングレットシステム 98 の一実施形態を示す。これに関し、下側ウイングレット 200 には、下側ウイングレット 200 を翼捩り軸 72 の後方に位置させることになる比較的大きい前縁後退角 214（図 5）が与えられる。たと

50

えば、図13は、下側ウイングレット200および上側ウイングレット100が、下側ウイングレット先端206の最後方の点236が上側ウイングレット先端106の最後方の点136の後方に位置するように配置されているウイングレットシステム98の一実施形態を示す。

【0050】

図14は、翼50に作用し、その結果、突風46時の下側ウイングレット200の揚力増分を増加させる突風46を示す。翼50が約1gの飛行荷重78下にあるときの下側ウイングレット200の比較的小さい下半角224（たとえば30度未満 - 図8）によって、突風荷重は、下側ウイングレット200の下側ウイングレット揚力増加232を生じ、それによって、翼端56に機首下げモーメント250が生じる。上側ウイングレット100もまた、突風荷重によって上側ウイングレットの圧力中心130に上側ウイングレットの揚力増加132を発生し得る。上側ウイングレットの揚力増加132は、比較的短いモーメントアーム134について加えられることができ、それが、翼端56に機首下げモーメント250を引き起こし得る。ただし、上側ウイングレットの揚力増加132の量は、翼50が約1gの飛行荷重78下にあるとき、上側ウイングレット100の比較的大きい上半角124（たとえば少なくとも60度 - 図8）によって、下側ウイングレットの揚力増加232に比較して小さくなり得る。

10

【0051】

図15は、本明細書に開示されたウイングレットシステム98を使用して、航空機10を運用し、または航空機10の性能を改善する方法300のフロー図である。

20

【0052】

方法300のステップ302は、翼50に上側ウイングレット100および下側ウイングレット200を設けることを含み得る。図7に示されるように、下側ウイングレット200は、翼50が地上静止荷重76を受けているとき、静止位置240を有する。上記のように、翼50は、翼50ならびにそれに取り付けられた構造体およびシステムに働く重力によって、地上静止荷重76下では、全体的に下方に撓曲した形状を取り得る。

【0053】

方法300のステップ304は、翼50（図1）を上方へ空力的に撓曲することを含み得る。たとえば、翼50は、航空機10の巡航飛行中、定常状態、約1gの翼荷重下で上方に撓曲し得る。翼50が撓曲する程度は、翼50の可撓性に依存し得る。これに関し、上側ウイングレット100（図1）および下側ウイングレット200（図1）の寸法および配向は、部分的に、約1gの翼荷重下での翼端56（図1）の垂直方向の撓みの程度に基づき得る。

30

【0054】

方法300のステップ306は、図7に示されるように、翼50の上方への撓曲に際し、下側ウイングレット200の静止位置240から下側ウイングレット200の飛行中の位置242へ下側ウイングレット200を移動させることを含み得る。翼50の上方撓曲は、また、下側ウイングレット200の空力弾性的上方撓曲（図示せず）を含み得ることができ、それにより、下側ウイングレット200の有効翼幅が増加し得る。相対翼幅増加84または有効翼幅80の増加は、また、少なくとも部分的に、翼端56と下側ウイングレット根202の連結箇所での下側ウイングレット200の動き（たとえば枢動）によってもたらされ得る。

40

【0055】

方法300のステップ308は、翼50（図8）が約1gの飛行荷重78（図8）下で上方へ撓曲したとき、約15度以上の下半角224（図8）に、下側ウイングレット200（図8）を配向することを含み得る。たとえば、下側ウイングレット200は、翼50が約1gの翼飛行荷重78下にあるとき、約15度～30度の下半角224に配向することができる。ただし、下側ウイングレット200は、翼50が約1gの飛行荷重78下にあるとき、それに限定されることなく、任意の下半角224に配向することができる。

【0056】

50



方法 300 のステップ 310 は、下側ウイングレット 200 を静止位置 240 (図 7) から飛行中の位置 242 (図 7) へ移動させたとき、翼 50 の有効翼幅 80 を増加させることを含み得る。たとえば、図 8 は、翼 50 が地上静止荷重 76 下にあるとき有効翼幅 80 を有する翼 50 を示す。図 8 は、また、翼 50 が約 1 g の飛行荷重 78 下にあるとき、翼 50 の増加した有効翼幅 82 を示す。

#### 【0057】

有利には、翼 50 (図 8) および / または下側ウイングレット 200 (図 8) の上方撓曲による有効翼幅 80 (図 8) の増加の結果として、上側ウイングレット 100 (図 8) および下側ウイングレット 200 によって生じる誘導抗力の減少による航空機 10 (図 8) の揚抗性能の改善が得られる。さらに、ウイングレットシステム 98 は、有利には、翼端 56 の翼端 56 空力荷重を、上側ウイングレット 100 と下側ウイングレット 200 とで分担し、または分け合う。上側および下側ウイングレット根元翼弦 104、204 (図 3) が翼端翼弦 58 (図 3) の約 50 パーセントより長いことにより、上側ウイングレット 100 と下側ウイングレット 200 との間での翼端 56 空力荷重の分割または分担が、翼 50 が高迎角になったときなどの流れの剥離の可能性を減少させる。

10

#### 【0058】

さらに、下側ウイングレット 200 の比較的小さい下半角 224 (図 8) が、翼 50 (図 8) への突風荷重の際、翼端 56 (図 8) に機首下げモーメント 250 (図 14) を加える受動的手段を提供し、有利には翼の撓みを最小限に抑える。さらに、上記の通り、下側ウイングレット 200 (図 5) の比較的大きい前縁後退角 214 (図 5) は、下側ウイングレット 200 での定常渦 (図示せず) の発生を助長することができ、それによって、低速、高揚力状態での流れの剥離およびパフェットを減少することができる。またさらに、単独の上側ウイングレット 280 (図 9) を設ける代わりに、本ウイングレットシステムでは上側ウイングレット 100 および下側ウイングレット 200 (図 10) を備えることによって、組合せ重心 254 から翼振り軸 72 (図 10) までの縦軸方向偏位 256 (図 10) が、等しい面積の単独の上側ウイングレット 280 (図 9) のより長い縦軸方向偏位によるより大きい慣性作用によって生じる翼フラッタに比較して、上側ウイングレット 100 および下側ウイングレット 200 の慣性作用による翼フラッタを減少させる。

20

#### 【0059】

本開示の追加の変更および改善が、当業者にとって明らかであろう。したがって、本明細書に記載され例示された部品の特定の組合せは、単に、本開示の一部の実施形態を示すものであり、本開示の主旨および範囲内での代替実施形態または装置を限定しようとするものではない。

30

#### 【符号の説明】

#### 【0060】

- 10 航空機
- 12 胴体
- 14 主着陸装置
- 16 推進ユニット
- 18 尾部
- 20 水平安定板
- 22 垂直安定板
- 24 前端部
- 26 後端部
- 28 縦軸
- 30 横軸
- 32 垂直軸
- 38 ゲート翼幅限界
- 40 静止地表線
- 42 ロールおよびピッチ間隙線

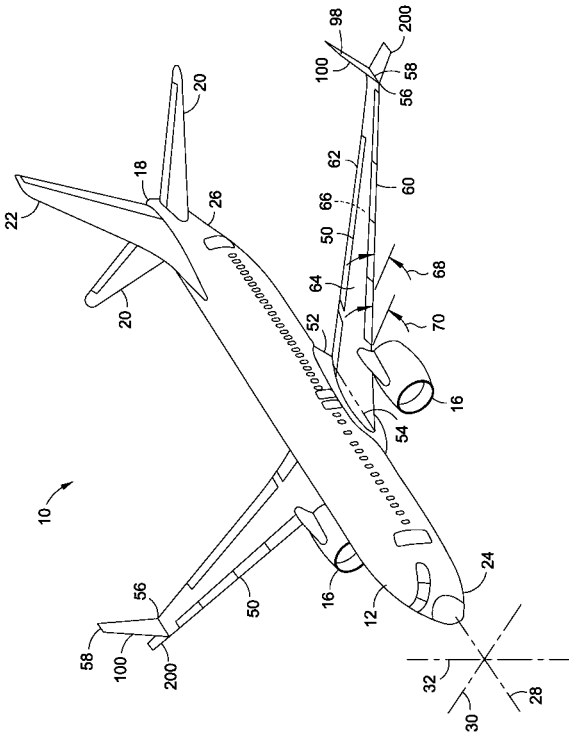
40

50

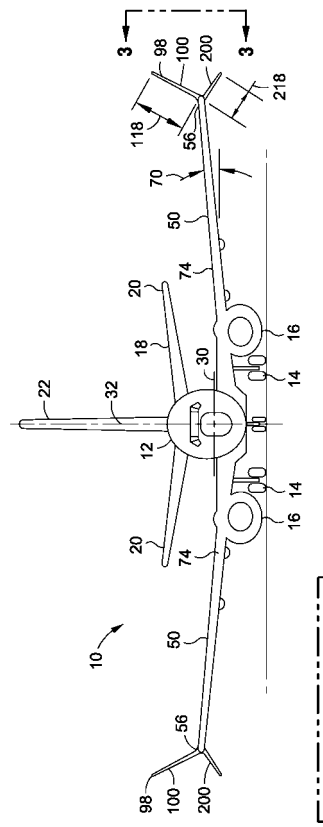
4 6	突風	
4 8	有効入射角	
5 0	翼	
5 2	翼根	
5 4	根元翼弦	
5 6	翼端	
5 8	翼端翼弦	
6 0	翼前縁	
6 2	翼後縁	
6 4	上面	10
6 6	下面	
6 8	翼後退角	
7 0	上半角	
7 2	振り軸	
7 4	治具形状	
7 6	地上静止荷重	
7 8	約 1 g の飛行荷重	
8 0	有効翼幅	
8 2	有効翼幅	
8 4	相対翼幅増加	20
8 6	絶対翼幅増加	
9 8	ウイングレットシステム	
1 0 0	上側ウイングレット	
1 0 2	上側ウイングレット根	
1 0 4	根元翼弦	
1 0 5	根元翼弦下面基準線	
1 0 6	上側ウイングレット先端	
1 0 8	先端翼弦	
1 1 0	上側ウイングレット前縁	
1 1 2	上側ウイングレット後縁	30
1 1 4	前縁後退角	
1 1 8	上側ウイングレット長さ	
1 2 2	上側ウイングレット振り角	
1 2 4	上半角	
1 2 6	重心	
1 3 0	上側ウイングレットの圧力中心	
1 3 2	上側ウイングレットの揚力増加	
1 3 4	モーメントアーム	
1 3 6	上側ウイングレット先端の最後方の点	
1 3 8	前縁根元グローブ	40
1 5 0	翼 - 上側ウイングレット連結箇所	
1 5 2	翼 - 下側ウイングレット連結箇所	
1 5 4	上側ウイングレット - 下側ウイングレット連結箇所	
2 0 0	下側ウイングレット	
2 0 2	下側ウイングレット根	
2 0 4	根元翼弦	
2 0 5	根元翼弦下面基準線	
2 0 6	下側ウイングレット先端	
2 0 8	先端翼弦	
2 1 0	下側ウイングレット前縁	50

2 1 2	下側ウイングレット後縁	
2 1 4	前縁後退角	
2 1 8	下側ウイングレット長さ	
2 2 2	下側ウイングレット捩り角	
2 2 4	下反角	
2 2 6	重心	
2 3 0	下側ウイングレットの圧力中心	
2 3 2	下側ウイングレットの揚力増加	
2 3 4	モーメントアーム	
2 3 6	下側ウイングレット先端の最後方の点	10
2 3 8	前縁根元グローブ	
2 4 0	静止位置	
2 4 2	飛行中の位置	
2 5 0	機首下げモーメント	
2 5 2	組合せ高さ	
2 5 4	組合せ重心	
2 5 6	縦軸方向偏位	
2 5 8	半径方向距離	
2 6 0	組合せウイングレット面積	
2 8 0	単独の上側ウイングレット	20
2 8 2	高さ	
2 8 4	単独の上側ウイングレットの重心	
2 8 6	縦軸方向偏位	
2 8 8	半径方向偏位	
2 9 0	ウイングレット面積	
2 9 2	前縁後退角	

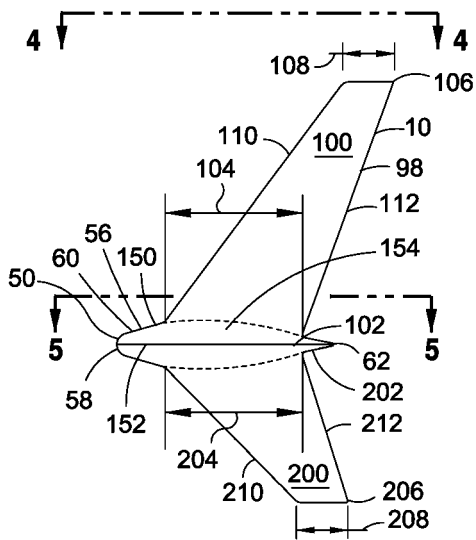
【 図 1 】



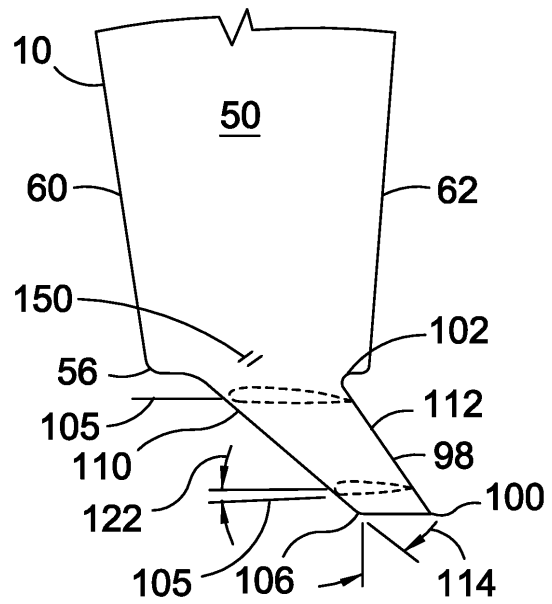
【 図 2 】



【 図 3 】

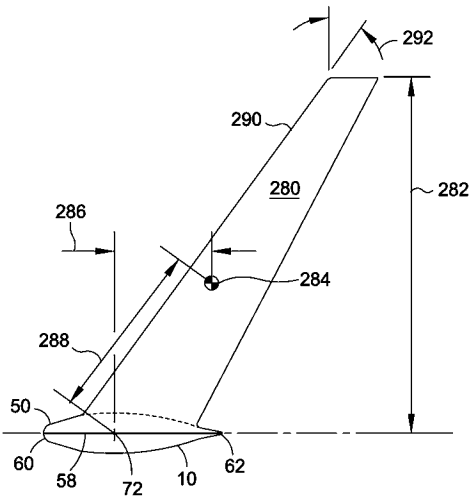


【 図 4 】

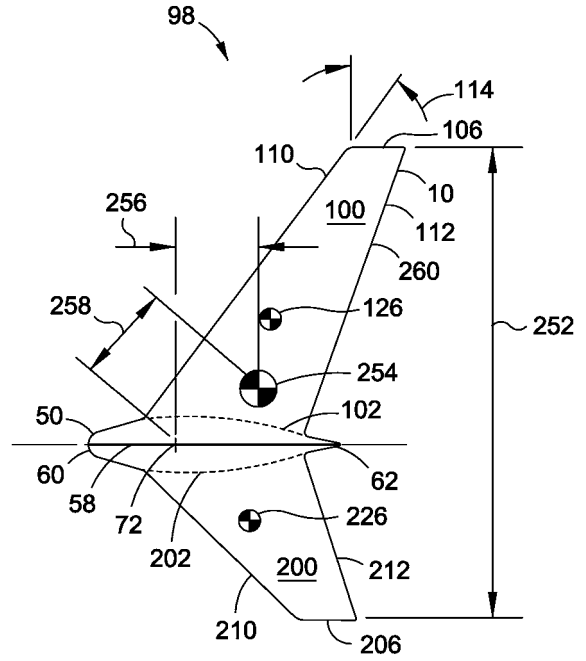




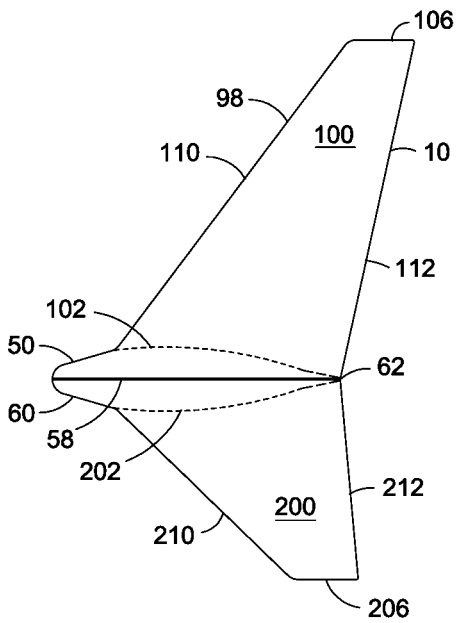
【 図 9 】



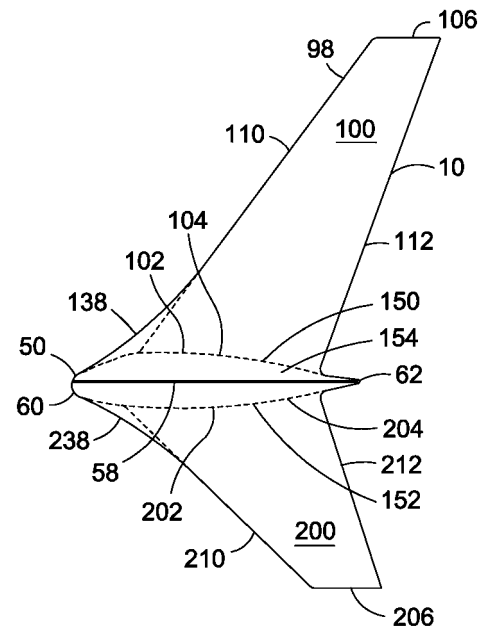
【 図 1 0 】



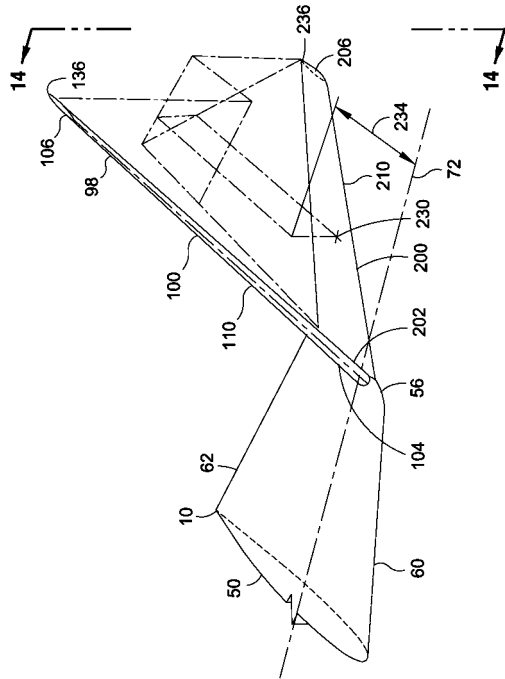
【 図 1 1 】



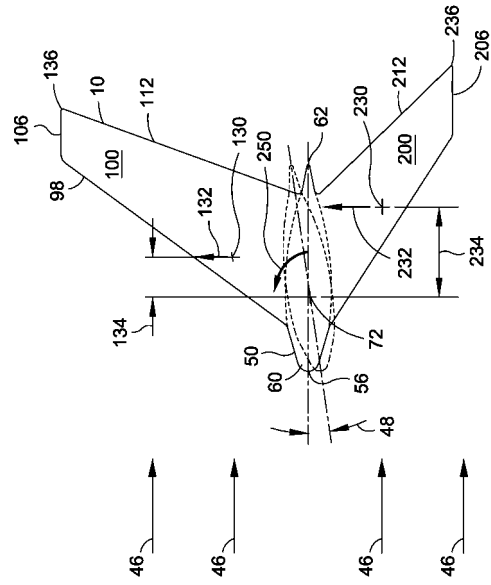
【 図 1 2 】



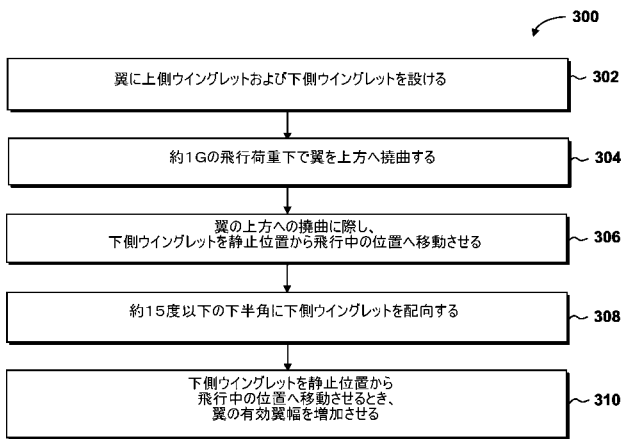
【図13】



【図14】



【図15】



---

フロントページの続き

- (72)発明者 ヴァスベルク, ジョン シー.  
アメリカ合衆国 カリフォルニア 90803, ロング ビーチ, ロインズ ドライブ 60  
89
- (72)発明者 フリードマン, ダグラス エム.  
アメリカ合衆国 カリフォルニア 92606, アーバイン, クリー ドライブ 14112
- (72)発明者 マハウスキー, アダム ピー.  
アメリカ合衆国 ワシントン 98036, リンウッド, 214番 プレイス サウスウエス  
ト 1032
- (72)発明者 ヴェクター, クリストファー エー.  
アメリカ合衆国 ワシントン 98034, カーランド, ノースイースト 143番 スト  
リート 10618



【外国語明細書】

2013212834000001.pdf

2013212834000002.pdf

2013212834000003.pdf

2013212834000004.pdf