

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6737737号
(P6737737)

(45) 発行日 令和2年8月12日 (2020.8.12)

(24) 登録日 令和2年7月20日 (2020.7.20)

(51) Int. Cl.

F I

B 6 4 D 45/00 (2006.01)

B 6 4 D 45/00

A

B 6 4 C 13/16 (2006.01)

B 6 4 C 13/16

Z

請求項の数 13 外国語出願 (全 22 頁)

(21) 出願番号 特願2017-89267 (P2017-89267)
 (22) 出願日 平成29年4月28日 (2017.4.28)
 (65) 公開番号 特開2018-20759 (P2018-20759A)
 (43) 公開日 平成30年2月8日 (2018.2.8)
 審査請求日 令和2年4月28日 (2020.4.28)
 (31) 優先権主張番号 15/157,762
 (32) 優先日 平成28年5月18日 (2016.5.18)
 (33) 優先権主張国・地域又は機関
 米国 (US)

早期審査対象出願

(73) 特許権者 500520743
 ザ・ボーイング・カンパニー
 The Boeing Company
 アメリカ合衆国、60606-2016
 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 110002077
 園田・小林特許業務法人
 (72) 発明者 ルオ, ジャ
 アメリカ合衆国 イリノイ 60606-
 2016, シカゴ, ノース リバーサ
 イド プラザ 100

審査官 諸星 圭祐

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機の空力角度のための適合フィルタリングシステム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機 (204) の慣性測定システム (216) から受信したデータ (208) を使用して、前記航空機 (204) の慣性空力角度 (214) の第1の変化率 (212) を計算し、

前記航空機 (204) の外的に測定された空力角度 (220) の第2の変化率 (218) を計算し、

前記慣性空力角度 (214) の前記第1の変化率 (212) と前記外的に測定された空力角度 (220) の前記第2の変化率 (218) を使用して、前記航空機 (204) の飛行中にフィルタリングされた空力角度 (206) を生成し、

前記慣性空力角度 (214) の前記第1の変化率 (212) と前記外的に測定された空力角度 (220) の前記第2の変化率 (218) との間の差異に基づいて、前記フィルタリングされた空力角度 (206) を生成することにおいて使用される前記慣性空力角度 (214) の前記第1の変化率 (212) の寄与度 (222) を変更し、それにより、前記フィルタリングされた空力角度 (206) を使用して、前記航空機 (204) の前記飛行を制御することを可能にする

ように構成された空力角度検出システム (202) を備え、

前記航空機 (204) の前記飛行中に一時的な乱流が存在するときに、前記慣性空力角度 (214) の前記第1の変化率 (212) の前記寄与度 (222) が増加し、持続的な突風が存在するときに、前記慣性空力角度 (214) の前記第1の変化率 (212) の前

10

20

記寄与度(222)が減少するように構成された、装置。

【請求項2】

前記フィルタリングされた空力角度(206)を使用して、前記航空機(204)の前記飛行を制御するように構成されたコントローラ(226)を更に備える、請求項1に記載の装置。

【請求項3】

前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)の前記寄与度(222)が、持続的な突風又は一時的な乱流のうちの少なくとも一方の効果を低減させるように変更されるように構成された、請求項1または2に記載の装置。

【請求項4】

前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)と前記外的に測定された空力角度(220)の前記第2の変化率(218)との間の前記差異に基づいて、前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)の前記寄与度(222)を調整することが、

___前記空力角度検出システム(202)が、

___前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)と前記外的に測定された空力角度(220)の前記第2の変化率(218)との間の前記差異を特定し、

___指数関数における前記差異を使用して減衰値(310)を特定し、

___前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)に前記減衰値(310)を掛け合わせて、前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)の前記寄与度(222)を調整すること

を含むように構成された、請求項1から3のいずれか一項に記載の装置。

【請求項5】

前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)と前記外的に測定された空力角度(220)の前記第2の変化率(218)との間の前記差異に基づいて、前記フィルタリングされた空力角度(206)を生成することにおいて使用される前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)の前記寄与度(222)を変更することが、

___前記空力角度検出システム(202)が、前記航空機(204)の前記慣性測定システム(216)から受信した前記データ(208)を使用し、且つ、前記フィルタリングされた空力角度(206)を前記航空機(204)の前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)を動的に調整するためのフィードバックとして使用して、前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)を計算すること

を含むように構成された、請求項1から4のいずれか一項に記載の装置。

【請求項6】

前記航空機(204)の前記慣性測定システム(216)から受信した前記データ(208)を使用して、前記航空機(204)の前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)を計算することが、

___前記空力角度検出システム(202)が、角運動、重力からの直線運動、空力推進力からの直線運動のうちの少なくとも1つから、前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)を計算すること

を含むように構成された、請求項1から5のいずれか一項に記載の装置。

【請求項7】

前記慣性空力角度(214)が、慣性迎え角と慣性横滑り角のうちの一方から選択され、前記外的に測定された空力角度(220)が、外的に測定された迎え角と外的に測定された横滑り角のうちの一方から選択されるように構成された、請求項1から6のいずれか一項に記載の装置。

【請求項8】

前記航空機(204)が、飛行機、民間飛行機、垂直離着陸航空機(204)、または無人航空輸送体である、請求項1から7のいずれか一項に記載の装置。

【請求項9】

10

20

30

40

50

航空機(204)の空力角度を処理するための方法であって、

前記航空機(204)の慣性測定システム(216)から受信したデータ(208)を使用して、前記航空機(204)の慣性空力角度(214)の第1の変化率(212)を計算すること、

前記航空機(204)の外的に測定された空力角度(220)の第2の変化率(218)を計算すること、

前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)と前記外的に測定された空力角度(220)の前記第2の変化率(218)を使用して、前記航空機(204)の飛行中にフィルタリングされた空力角度(206)を生成すること、及び

前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)と前記外的に測定された空力角度(220)の前記第2の変化率(218)との間の差異に基づいて、前記フィルタリングされた空力角度(206)を生成することにおいて使用される前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)の寄与度(222)を変更し、それにより、前記フィルタリングされた空力角度(206)を使用して、前記航空機(204)の前記飛行を制御することを可能にすること、を含む、

前記航空機(204)の前記飛行中に一時的な乱流が存在するときに、前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)の前記寄与度(222)が増加し、持続的な突風が存在するときに、前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)の前記寄与度(222)が減少する、方法。

【請求項10】

前記フィルタリングされた空力角度(206)を使用して、前記航空機(204)の前記飛行を制御することを更に含む、請求項9に記載の方法。

【請求項11】

前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)の前記寄与度(222)が、持続的な突風又は一時的な乱流のうちの少なくとも一方の効果を低減させるように変更される、請求項9又は10に記載の方法。

【請求項12】

前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)と前記外的に測定された空力角度(220)の前記第2の変化率(218)との間の前記差異に基づいて、前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)の前記寄与度(222)を調整すること、

前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)と前記外的に測定された空力角度(220)の前記第2の変化率(218)との間の前記差異を特定すること、

指数関数における前記差異を使用して減衰値(310)を特定すること、及び

前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)に前記減衰値(310)を掛け合わせて、前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)の前記寄与度(222)を調整すること、を含む、請求項9から11のいずれか一項に記載の方法。

【請求項13】

前記航空機(204)の前記慣性測定システム(216)から受信したデータ(208)と前記フィルタリングされた空力角度(206)とを使用して、前記航空機(204)の前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)を計算することが、

角運動、重力からの直線運動、又は空力推進力からの直線運動のうちの少なくとも1つから、前記慣性空力角度(214)の前記第1の変化率(212)を計算することを含む、請求項9から12のいずれか一項に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本開示は、広くは、航空機に関し、特に、航空機を操縦するための方法及び装置に関する。更により具体的には、本開示は、航空機を操縦するために使用される空力角度をより正確に特定するための方法及び装置に関する。

【背景技術】

【0002】

航空機を操縦することにおいて、パイロットは航空機の状態についての情報を受信する。この情報は、航空機の飛行における変化を起こすために使用される。例えば、受信される1つの種類の情報は、迎え角である。迎え角は、翼が航空機に提供する揚力の量に影響を与える。例えば、迎え角が増加すると、揚力は最大揚力係数まで増加する。最大揚力係数を有する迎え角は、失速迎え角と呼ばれる。

【0003】

迎え角が増加しすぎると、航空機は失速し得る。航空機が失速し得る迎え角は、失速迎え角よりも大きいときの迎え角である。迎え角は、飛行乗務員が性能の限界に対する航空機の状態をよく把握できるようにするための情報及び警告を操縦室へ提供するために使用される。

10

【0004】

したがって、上記の問題点の少なくとも幾つかと、他の起こり得る問題点とを考慮に入れた方法及び装置を有することが望ましい。例えば、所望されるように素早く且つ正確に、低減された量のノイズを有する空力角度を特定することによって技術的問題を克服する、方法及び装置を有することが望ましいだろう。

【発明の概要】

【0005】

本開示の一実施形態は、空力角度検出システムを備えた装置を提供する。空力角度検出システムは、航空機の慣性測定システムから受信したデータを使用して、航空機の慣性空力角度の第1の変化率を計算する。更に、空力角度検出システムは、航空機の外的に測定された空力角度の第2の変化率を計算する。また更に、空力角度検出システムは、慣性空力角度の第1の変化率と外的に測定された空力角度の第2の変化率を使用して、航空機の飛行中にフィルタリングされた空力角度を生成する。また更に、空力角度検出システムは、慣性空力角度の第1の変化率と外的に測定された空力角度の第2の変化率との間の差異に基づいて、フィルタリングされた空力角度を生成することに使用される慣性空力角度の第1の変化率の寄与度を変更し、フィルタリングされた空力角度を使用して、航空機の飛行を制御することを可能にする。

20

【0006】

本開示の別の実施形態は、空力角度検出システムを提供する。空力角度検出システムは、第1の変化率特定器、第2の変化率特定器、減衰特定器、調整器、及びフィルタを備える。第1の変化率特定器は、航空機の慣性測定システムから受信したデータとフィルタリングされた空力角度とを使用して、航空機の慣性空力角度の第1の変化率を計算する。第2の変化率特定器は、航空機の外的に測定された空力角度の第2の変化率を計算する。減衰特定器は、慣性空力角度の第1の変化率と外的に測定された空力角度の第2の変化率との間の差異に基づいて減衰値を特定し、フィルタリングされた空力角度を使用して、航空機の飛行を制御することを可能にする。調整器は、慣性空力角度の第1の変化率の寄与度を調整して、調整された寄与度を生成する。フィルタは、調整器によって調整された寄与度と外的に測定された空力角度とを使用して、航空機の飛行中にフィルタリングされた空力角度を生成し、フィルタリングされた空力角度を使用して、航空機の飛行を制御することを可能にする。

30

40

【0007】

本開示の更に別の実施形態は、航空機の空力角度を処理するための方法を提供する。航空機の慣性測定システムから受信したデータとフィルタリングされた空力角度とを使用して、航空機の慣性空力角度の第1の変化率が計算される。更に、航空機の外的に測定された空力角度の第2の変化率が計算される。フィルタリングされた空力角度は、慣性空力角度の第1の変化率と外的に測定された空力角度の第2の変化率を使用して、航空機の飛行中に生成される。慣性空力角度の第1の変化率と外的に測定された空力角度の第2の変化率との間の差異に基づいて、フィルタリングされた空力角度を生成することにおいて使

50

用される慣性空力角度の第 1 の変化率の寄与度が変更され、フィルタリングされた空力角度を使用して、航空機の飛行を制御することを可能にする。

【0008】

特徴及び機能は、本開示の様々な実施形態において単独で実現することが可能であるか、又は以下の説明及び図面を参照して更なる詳細が理解され得る、更に別の実施形態において組み合わせることが可能である。

【0009】

例示的な実施形態の特徴と考えられる新規の機能は、添付の特許請求の範囲に明記される。しかし、例示的な実施形態と、好ましい使用モードと、更にはその目的及び特徴とは、添付図面を参照して本開示の例示的な実施形態の後述の詳細な説明を読むことにより最もよく理解されるであろう。

【図面の簡単な説明】

【0010】

【図 1】例示的な一実施形態による、航空機の図である。

【図 2】例示的な一実施形態による、空力角度検出環境のブロック図である。

【図 3】例示的な一実施形態による、空力角度検出システムのブロック図である。

【図 4】例示的な一実施形態による、迎え角フィルタシステムの図である。

【図 5】例示的な一実施形態による、横滑り角フィルタシステムの図である。

【図 6】例示的な一実施形態による、慣性迎え角変化率特定器の図である。

【図 7】例示的な一実施形態による、慣性横滑り角変化率特定器の図である。

【図 8】例示的な一実施形態による、迎え角の図である。

【図 9】例示的な一実施形態による、横滑り角の図である。

【図 10】例示的な一実施形態による、航空機の空力角度を処理するためのプロセスのフローチャートである。

【図 11】例示的な一実施形態による、慣性空力角度の変化率の寄与度を調整するためのプロセスのフローチャートである。

【図 12】例示的な一実施形態による、航空機の製造及び保守方法のブロック図である。

【図 13】例示的な一実施形態が実装され得る、航空機のブロック図である。

【発明を実施するための形態】

【0011】

例示的な実施形態は、1 以上の種々の検討事項を認識し考慮する。例えば、迎え角及び横滑り角などの空力角度の現在のフィルタが、航空機を操縦するために所望されるように素早く且つ正確に、一時的な乱流からのノイズをフィルタリングせず、同時に、持続的な突風に反応しないことを認識し考慮する。

【0012】

例示的な実施形態は、迎え角及び横滑り角を特定するために航空機で使用される現在使用されている 1 次のラグフィルタ (lag filter) が、一時的な乱流からのノイズを除去し得るが、持続的な突風に遭遇したときにこれらの角度の変化を示すことにおいて遅延反応を有することを認識し考慮する。遅延又はラグは、所望されるように素早く且つ正確に、自動操縦及び飛行制御システムが航空機の飛行に対して必要とされる変更を行うように、又は失速警告システムがトリガされるように、これらの角度についての情報を提供しない場合がある。

【0013】

例示的な実施形態は、現在使用されているコンプリメンタリフィルタ (complementary filter) が、内的に感知された迎え角を使用することによって、一時的な乱流に対する望ましい反応を提供し得ることも認識し考慮する。しかし、これらの種類のフィルタは、持続的な突風からのものなどの、速い変化を捉えることができない。

【0014】

したがって、例示的な実施形態は、一時的な乱流からのノイズを低減させ、持続的な突風に対する素早く且つ正確な十分な反応を有する、空力角度についてのデータを送信する

10

20

30

40

50

ための方法及び装置を提供する。例示的な一実施例では、航空機の慣性空力角度の第 1 の変化率が、航空機の慣性測定システムから受信したデータを使用して計算される。航空機の外的に測定された空力角度の第 2 の変化率が計算される。フィルタリングされた空力角度は、慣性空力角度の第 1 の変化率と外的に測定された空力角度の第 2 の変化率を使用して、航空機の飛行中に生成される。慣性空力角度の第 1 の変化率と外的に測定された空力角度の第 2 の変化率との間の差異に基づいて、フィルタリングされた空力角度を生成することにおいて使用される慣性空力角度の第 1 の変化率の寄与度が変更され、フィルタリングされた空力角度を使用して、航空機の飛行を制御することを可能にする。

【0015】

次に、図面、特に図 1 を参照すると、例示的な一実施形態による航空機の図が描かれている。この例示的な実施例では、航空機 100 は、胴体 106 に取り付けられた翼 102 及び翼 104 を有する。航空機 100 は、翼 102 に取り付けられたエンジン 108 と、翼 104 に取り付けられたエンジン 110 とを含む。

【0016】

胴体 106 は、尾部 112 を有する。水平安定板 114、水平安定板 116、及び垂直安定板 118 が、胴体 106 の尾部 112 に取り付けられている。

【0017】

航空機 100 は、例示的な一実施形態に従って空力角度検出システムが実装され得る、航空機の一実施例である。空力角度検出システムは、空力角度を特定することにおいてノイズとラグを低減させるやり方で、航空機 100 内の種々のデータ処理システムによって使用される空力角度についての情報を提供する。ノイズとラグは、航空機に対して風が変化する態様によってもたらされる。

【0018】

ノイズは、一時的な乱流によってもたらされ得る。空力角度を特定することにおけるラグは、持続的な突風によってもたらされ得る。この例示的な実施例では、航空機が平均的な風の周りの突風に遭遇したときに、一時的な乱流が生じ得る。この突風は、連続的であるが、時間と空間でランダムに変化する。平均的な風は、数多くのサンプリングポイントによって分割された期間内のサンプリングポイントにおいて風の速度を合計することによって計算される。

【0019】

説明されるように、持続的な突風は、経時的に変化する速度を有する平均的な風である。突風は、ウインドシア (wind shear) と温度勾配に起因して、時間及び空間と共に突然又は徐々に変化し得る。

【0020】

次に、図 2 を参照すると、例示的な一実施形態による、空力角度検出環境のブロック図が描かれている。この実施例では、空力角度検出システム 200 が、航空機 204 に関連付けられた空力角度検出システム 202 を含む。

【0021】

図 1 の航空機 100 は、航空機 204 の物理的な一実施態様の一実施例である。航空機 204 は、飛行機、民間飛行機、垂直離着陸航空機、無人航空輸送体、回転翼航空機、又は何らかの他の適切な種類の航空機のうちの 1 つから選択される。

【0022】

この例示的な実施例では、空力角度検出システム 202 が、航空機 204 の飛行中に航空機 204 のフィルタリングされた空力角度 206 を特定する。空力角度は、航空機 204 に対する気流の角度である。例えば、空力角度は、迎え角、横滑り角、又は航空機 204 に対する気流の角度である何らかの他の角度のうちの 1 つから選択され得る。

【0023】

フィルタリングされた空力角度 206 は、航空機 204 内のセンサシステム 210 からのデータ 208 を使用して、空力角度検出システム 202 によって生成された出力である。説明されるように、センサシステム 210 は、航空機 204 に対して外的に測定を行い

10

20

30

40

50

、航空機 204 の状態に関して内的に測定を行い、航空機 204 の周りの環境に関して測定を行い得る。

【0024】

説明されるように、空力角度検出システム 202 は、航空機 204 のセンサシステム 210 内の慣性測定システムから受信したデータ 208 を使用して、航空機 204 の慣性空力角度 214 の第 1 の変化率 212 を計算する。空力角度検出システム 202 は、センサシステム 210 内の空気データ測定システム 217 から受信したデータ 208 を使用して、航空機 204 の外的に測定された空力角度 220 の第 2 の変化率 218 を計算する。

【0025】

空力角度検出システム 202 は、慣性空力角度 214 の第 1 の変化率 212 と外的に測定された空力角度 220 の第 2 の変化率 218 を使用して、航空機 204 の飛行中にフィルタリングされた空力角度 206 を生成する。フィルタリングされた空力角度 206 を生成することにおいて使用された慣性空力角度 214 の第 1 の変化率 212 の寄与度 222 が、慣性空力角度 214 の第 1 の変化率 212 と外的に測定された空力角度 220 の第 2 の変化率 218 との間の差異に基づいて変更される。空力角度検出システム 202 によって実行されるこれらの動作は、フィルタリングされた空力角度 206 を使用して、航空機 204 の飛行を制御することを可能にする。

【0026】

空力角度検出システム 202 は、航空機 204 の慣性測定システム 216 から受信したデータ 208 を使用して、航空機 204 の慣性空力角度 214 の第 1 の変化率 212 を計算し、フィルタリングされた空力角度 206 に対する慣性空力角度 214 の第 1 の変化率 212 の寄与度を変更する。

【0027】

フィルタリングされた空力角度 206 は、慣性空力角度 214 の第 1 の変化率 212 を動的に調整するためのフィードバックとして使用される。慣性空力角度 214 の第 1 の変化率 212 の寄与度 222 は、持続的な突風、一時的な乱流、又は何らかの他の望ましくない効果のうちの少なくとも 1 つの効果を下減させるために変更され得る。

【0028】

空力角度検出システム 202 は、ソフトウェア、ハードウェア、ファームウェア、又はこれらの組み合わせで実装され得る。ソフトウェアが使用されるときに、空力角度検出システム 202 によって実行される動作は、プロセッサユニットなどのハードウェアで実行されるように構成されたプログラムコード内に実装されてもよい。ファームウェアが使用されるときに、空力角度検出システム 202 によって実行される動作は、プロセッサユニットで実行されるように、プログラムコード及びデータ内に実装され且つ固定記憶域に記憶され得る。ハードウェアが採用されるときに、ハードウェアは、空力角度検出システム 202 内で動作を実行するために動作する回路を含むことができる。

【0029】

例示的な実施例では、ハードウェアが、回路システム、集積回路、特定用途向け集積回路 (ASIC)、プログラマブル論理デバイス、又は幾つかの動作を実施するよう構成された何らかの他の適切な種類のハードウェアのうちの少なくとも 1 つから選択された形態を採り得る。プログラマブル論理装置を用いる場合、装置は、幾つかの動作を実行するよう構成されてよい。装置は、幾つかの動作を実行するよう、後で再構成されてもよく、又は恒久的に構成されてもよい。例えば、プログラム可能論理装置は、プログラム可能論理アレイ、プログラム可能アレイ論理、フィールドプログラム可能論理アレイ、フィールドプログラム可能ゲートアレイ、及び他の適切なハードウェア装置を含む。加えて、これらのプロセスは、無機構成要素と統合された有機構成要素に実装され、且つ、全体が人間以外の有機構成要素で構成され得る。例えば、プロセスは、有機半導体の回路として実装され得る。

【0030】

この例示的な実施例では、空力角度検出システム 202 が、航空機 204 内のコンピュ

10

20

30

40

50

ータシステム 224 内に配置され得る。コンピュータシステム 224 は、物理的なハードウェアシステムであり、1 以上のデータ処理システムを含む。2 つ以上のデータ処理システムが存在するときに、それらのデータ処理システムは、通信媒体を使用して互いに通信する。通信媒体は、ネットワークであり得る。データ処理システムは、コンピュータ、サーバコンピュータ、タブレット、又は何らかの他の適切なデータ処理システムのうちの少なくとも 1 つから選択され得る。

【0031】

説明されるように、コントローラ 226 は、フィルタリングされた空力角度 206 を使用して、航空機 204 の飛行を制御する。例示的な一実施例では、所望されるように素早く且つ正確に低減された量のノイズを有する空力角度を特定することによって技術的問題を克服する、1 以上の技術的な解決法が存在する。結果として、1 以上の技術的な解決法は、現在使用されているフィルタシステムと比較して、ノイズが低減され、空力角度の特定がより素早く且つ正確に検出される、という技術的な効果を提供し得る。1 以上の技術的な解決法は、慣性空力角度と外的に測定された空力角度を使用し、慣性空力角度の寄与度が調整される。

10

【0032】

次に、図 3 を参照すると、例示的な一実施形態による、空力角度検出システムのブロック図が描かれている。例示的な実施例では、複数の図中で同一の参照番号が使用され得る。こうして種々の図中で参照番号が繰り返して使用される場合には、種々の図中の同一の要素を表している。

20

【0033】

例示的な実施例では、空力角度検出システム 202 が、幾つかの異なる機能構成要素を含む。この図で示されている機能構成要素は、空力角度検出システム 202 の機能構成要素が実装され得る 1 つのやり方の一実施例である。描かれているように、空力角度検出システム 202 は、第 1 の変化率特定器 300、第 2 の変化率特定器 302、減衰特定器 304、調整器 306、及びフィルタ 308 を含む。

【0034】

第 1 の変化率特定器 300 は、図 2 の航空機 204 の慣性測定システム 216 から受信したデータ 208 とフィルタリングされた空力角度 206 とを使用して、航空機 204 の慣性空力角度 214 の第 1 の変化率 212 を計算する。第 2 の変化率特定器 302 は、航空機 204 の外的に測定された空力角度 220 の第 2 の変化率 218 を計算する。

30

【0035】

この例示的な実施例では、減衰特定器 304 が、図 2 の慣性空力角度 214 の第 1 の変化率 212 と外的に測定された空力角度 220 の第 2 の変化率 218 との間の差異に基づいて、減衰値 310 を特定し、フィルタリングされた空力角度 206 を使用して、航空機 204 の飛行を制御することを可能にする。

【0036】

調整器 306 は、慣性空力角度 214 の第 1 の変化率 212 の寄与度 222 を調整して、調整された寄与度 314 を生成する。フィルタ 308 は、調整器 306 によって調整された寄与度 314 と外的に測定された空力角度 220 を使用して、航空機 204 の飛行中にフィルタリングされた空力角度 206 を生成し、フィルタリングされた空力角度 206 を使用して、航空機 204 の飛行を制御することを可能にする。この実施例では、フィルタ 308 が、ラグフィルタ、特に、1 次のラグフィルタを備える。

40

【0037】

図 4 を参照すると、例示的な一実施形態による、迎え角フィルタシステムの図が描かれている。迎え角フィルタシステム 400 は、図 2 の空力角度検出システム 202 内のフィルタシステムである。

【0038】

迎え角フィルタシステム 400 は、フィルタリングされた迎え角 (α_F) 401 を出力するために使用される幾つかの異なる構成要素を含む。描かれているように、空力角度

50

検出システム 202 内の迎え角フィルタシステム 400 は、慣性迎え角変化率特定器 402、ウォッシュアウトフィルタ (washout filter) 404、減算器ユニット 406、減衰特定器 408、乗算器 410、変換器 412、合計ユニット 414、及びラグフィルタ 416 を含む。

【0039】

慣性迎え角変化率特定器 402 は、図 2 のセンサシステム 210 内の慣性測定システム 216 からデータ 208 を受信する。この実施例では、データ 208 が、 n_z 、 n_x 、 q 、 p 、 r 、及び $\dot{\gamma}$ を含む。この描かれている実施例では、 n_z と n_x が、それぞれ、体軸の定格負荷因子と縦負荷因子であり、 q 、 p 、及び r が、それぞれ、体軸の秒当たりの度におけるピッチ、ロール、及びヨーの率であり、 $\dot{\gamma}$ が度におけるピッチ角であり、 $\dot{\phi}$ が度におけるバンク角である。

10

【0040】

更に、慣性迎え角変化率特定器 402 は、 A_F と V_{TAS} の形態における図 2 の航空機 204 の計算されたデータ 418 を受信する。この例示的な実施例では、 A_F が、フィルタリングされた横滑り角であり、 A_F が、空力角度検出システム 202 のこの実施態様によって出力されたフィルタリングされた迎え角 (A_F) 401 である。描かれているように、 V_{TAS} は、実際の対気速度である。これらの幾つかのデータは、図 2 のセンサシステム 210 内のセンサによって生成されるよりはむしろ、データ 208 又は他のデータから計算される。

【0041】

20

これらの入力を用いて、慣性迎え角変化率特定器 402 は、慣性迎え角変化率 ($\dot{\gamma}_{INR}$) 420 を計算する。それは、慣性迎え角の変化率である。慣性迎え角変化率特定器 402 によって出力された値は、図 2 の慣性空力角度 214 の第 1 変化率 212 の一例である。描かれているように、ウォッシュアウトフィルタ 404 は、外的に測定された迎え角の変化率を滑らかにしキャプチャする。この実施例では、ウォッシュアウトフィルタ 404 が、以下の数式を実施する。

$$\frac{s}{T_{Wa}s + 1}$$

ここで、 s は、フィルタのラプラス変換の複素数周波数パラメータであり、その入力は、外的に測定された迎え角 ($\dot{\gamma}_{SEL}$) 422 であり、 T_{Wa} は、時定数である。 T_{Wa} は、止まっている又は動いている気塊に対する航空機の運動を反映しない高周波数のノイズを効果的に除去するように選択される。

30

【0042】

この実施例では、ウォッシュアウトフィルタ 404 が、データ 208 内の外的に測定された迎え角 ($\dot{\gamma}_{SEL}$) 422 を受信する。外的に測定された迎え角 ($\dot{\gamma}_{SEL}$) 422 は、図 2 の航空機 204 の外側のセンサシステム 210 の空気データ測定システム 217 から測定された迎え角である。例えば、外的に測定された迎え角 ($\dot{\gamma}_{SEL}$) 422 は、図 2 のセンサシステム 210 の空気データ測定システム 217 内のアルファベイン (alpha vane)、迎え角ベイン、又はライダーシステム (lidar system) などのセンサを使用して測定され得る。これらの種類のセンサは、航空機の周りの気流に基づいて航空機に対して外的に測定を行い、迎え角を特定する。

40

【0043】

描かれているように、ウォッシュアウトフィルタ 404 は、外的に測定された迎え角の変化率 ($\dot{\gamma}_{AER}$) 424 を出力する。この実施例では、外的に測定された迎え角の変化率 ($\dot{\gamma}_{AER}$) 424 が、外的に測定された迎え角 ($\dot{\gamma}_{SEL}$) 422 の変化率である。

【0044】

減算器ユニット 406 は、慣性迎え角変化率特定器 402 とウォッシュアウトフィルタ 404 からの出力に関連した、その入力を有する。描かれているように、減算器ユニット

50

406は、慣性迎え角の変化率($\dot{\alpha}_{INR}$)420と外的に測定された迎え角の変化率($\dot{\alpha}_{AER}$)424を受信して、外的に測定された迎え角の変化率($\dot{\alpha}_{AER}$)424から慣性迎え角の変化率($\dot{\alpha}_{INR}$)420を減算する。減算器ユニット406は、差異($\dot{\alpha}_{CORR}$)426を出力する。

【0045】

減衰特定器408は、減算器ユニット406の出力に関連した、その入力を有する。減衰特定器408は、差異($\dot{\alpha}_{CORR}$)426を使用して、減衰値(K_{Decay})428を出力する。この例示的な実施例では、減衰特定器408が、以下の数式を使用して実施される。

$$K_{Decay} = e^{-|F_{Decay}\Delta\dot{\alpha}_{CORR}|}$$

10

ここで、 F_{Decay} は、定数である。 F_{Decay} は、慣性迎え角の変化率($\dot{\alpha}_{INR}$)420と外的に測定された迎え角の変化率($\dot{\alpha}_{AER}$)424が、互いに値において実質的に反対であることをもたらすように、十分に長く続き得る突風を考慮するように選択される。この種類の突風は、持続的な突風である。例示的な実施例では、減衰値(K_{Decay})428が、迎え角フィルタシステム400に対する慣性迎え角の変化率($\dot{\alpha}_{INR}$)420の寄与度を調整するために使用される。

【0046】

寄与度における調整は、乗算器410で実行される。乗算器410は、慣性迎え角変化率特定器402と減衰特定器408の出力に関連した、その入力を有する。乗算器410は、慣性迎え角の変化率($\dot{\alpha}_{INR}$)420と減衰値(K_{Decay})428を掛け合わせる。乗算器410は、慣性迎え角の変化率の調整された寄与度($\dot{\alpha}_{ADJ}$)430を出力する。

20

【0047】

描かれているように、変換器412は、乗算器410に関連する、その入力を有する。変換器412は、時定数(T_c)を使用して、その率を調整された角度に変換し、調整された慣性迎え角(α_{ADJ})432を出力する。時定数(T_c)は、外的に測定された迎え角(α_{SEL})422内に存在し得る一時的な乱流のコンテンツを、ラグフィルタ416によって効果的に除去するように選択される。変換器412内の時定数(T_c)の機能は、ラグフィルタ416が外的に測定された迎え角(α_{SEL})422に導入し得る任意のラグをオフセットするために、リード($lead$)を与えることである。

30

【0048】

この例示的な実施例では、合計ユニット414が、変換器412の出力に関連した、その入力を有する。合計ユニット414の他の入力は、外的に測定された迎え角(α_{SEL})422を受信する。合計ユニット414は、合計された迎え角(α_{SUM})434を出力する。

【0049】

ラグフィルタ416は、ローパスフィルタとも呼ばれ、合計された迎え角(α_{SUM})434を受信するために、合計ユニット414の出力と関連した、その入力を有する。ラグフィルタ416は、以下の数式を実施する。

40

$$\frac{1}{T_{c\alpha}s + 1}$$

ここで、 s は、フィルタのラプラス変換の複素数周波数パラメータであり、その入力、合計された迎え角(α_{SUM})434であり、 T_c は、変換器412でも使用される時定数である。

【0050】

描かれているように、ラグフィルタ416は、フィルタリングされた迎え角(α_F)401を出力する。この例示的な実施例では、フィルタリングされた迎え角(α_F)401が、慣性迎え角変化率特定器402への入力として、フィードバックループ内で使用

50

される。

【 0 0 5 1 】

図 5 を参照すると、例示的な実施形態による、横滑り角フィルタシステムの図が描かれている。横滑り角フィルタシステム 5 0 0 は、図 2 の空力角度検出システム 2 0 2 内のフィルタシステムである。

【 0 0 5 2 】

横滑り角フィルタシステム 5 0 0 は、フィルタリングされた横滑り角 (α_F) 5 0 1 を出力するために使用される幾つかの異なる構成要素を含む。描かれているように、空力角度検出システム 2 0 2 内の横滑り角フィルタシステム 5 0 0 は、慣性横滑り角変化率特定器 5 0 2、ウォッシュアウトフィルタ 5 0 4、減算器ユニット 5 0 6、減衰特定器 5 0 8、乗算器 5 1 0、変換器 5 1 2、合計ユニット 5 1 4、及びラグフィルタ 5 1 6 を含む。

10

【 0 0 5 3 】

慣性横滑り角変化率特定器 5 0 2 は、図 2 のセンサシステム 2 1 0 内の慣性測定システム 2 1 6 からデータ 2 0 8 を受信する。この実施例では、データ 2 0 8 が、 n_y 、 n_z 、 n_x 、 p 、 r 、及び $\dot{\alpha}$ を含む。この実施例では、 n_y 、 n_z 、及び n_x が、それぞれ、体軸の横負荷因子、定格負荷因子、及び縦負荷因子であり、 p と r が、それぞれ、体軸の秒当たりの度におけるロールとヨーの率であり、 $\dot{\alpha}$ が度におけるピッチ角であり、 α が度におけるバンク角である。

【 0 0 5 4 】

更に、慣性横滑り角変化率特定器 5 0 2 は、 α_F と V_{TAS} の形態における図 2 の航空機 2 0 4 の計算されたデータ 5 1 8 を受信する。この例示的な実施例では、 α_F が、図 4 で示された空力角度検出システム 2 0 2 内のフィルタリングされた迎え角 4 0 1 である。 V_{TAS} は、実際の対気速度である。

20

【 0 0 5 5 】

この実施例では、フィルタリングされた横滑り角 (α_F) 5 0 1 が、描かれている空力角度検出システム 2 0 2 の出力からのフィードバックである。更に、フィルタリングされた横滑り角 (α_F) 5 0 1 は、図 4 の計算されたデータ 4 1 8 の値のうちの 1 つであり、図 4 の慣性迎え角変化率特定器 4 0 2 への入力である。

【 0 0 5 6 】

これらの入力を用いて、慣性横滑り角変化率特定器の 5 0 2 は、慣性横滑り角の変化率 ($\dot{\alpha}_{INR}$) 5 2 0 を計算する。それは、慣性横滑り角の変化率である。慣性横滑り角変化率特定器 5 0 2 によって出力された値は、図 2 の慣性空力角度 2 1 4 の第 1 変化率 2 1 2 の一例である。

30

【 0 0 5 7 】

描かれているように、ウォッシュアウトフィルタ 5 0 4 は、外的に測定された横滑り角の変化率を滑らかにしキャプチャする。この実施例では、ウォッシュアウトフィルタ 5 0 4 が、以下の数式を実施する。

$$\frac{s}{T_{W\beta}s + 1}$$

40

ここで、 s は、フィルタのラプラス変換の複素数周波数パラメータであり、その入力は、外的に測定された横滑り角であり、 T_W は、時定数である。 T_W は、止まっている又は動いている気塊に対する航空機の運動を反映しない高周波数のノイズを効果的に除去するように選択される。

【 0 0 5 8 】

この実施例では、ウォッシュアウトフィルタ 5 0 4 が、データ 2 0 8 内の外的に測定された迎え角 (α_{SEL}) 5 2 2 を受信する。外的に測定された横滑り角 (α_{SEL}) 5 2 2 は、図 2 の航空機 2 0 4 の外側のセンサシステム 2 1 0 の空気データ測定システム 2 1 7 から測定された横滑り角である。例えば、外的に測定された横滑り角 (α_{SEL}) 5 2

50

2は、図2のセンサシステム210の空気データ測定システム217内の一対の差圧ベータポート (beta port)、ベータバイン (beta vane)、又はライダーシステムなどのセンサを使用して測定され得る。これらの種類のセンサは、航空機の周りの気流に基づいて航空機204に対して外的に測定を行い、横滑り角を特定する。

【0059】

描かれているように、ウォッシュアウトフィルタ504は、外的に測定された横滑り角の変化率 ($\dot{\alpha}_{ER}$) 524を出力する。この実施例では、外的に測定された横滑り角の変化率 ($\dot{\alpha}_{ER}$) 524が、外的に測定された横滑り角 (α_{EL}) 522の変化率である。

【0060】

減算器ユニット506は、慣性横滑り角変化率特定器502とウォッシュアウトフィルタ504からの出力に関連した、その入力を有する。描かれているように、減算器ユニット506は、慣性横滑り角の変化率 ($\dot{\alpha}_{NR}$) 520と外的に測定された横滑り角の変化率 ($\dot{\alpha}_{ER}$) 524を受信して、外的に測定された横滑り角の変化率 ($\dot{\alpha}_{ER}$) 524から慣性横滑り角の変化率 ($\dot{\alpha}_{NR}$) 520を減算する。減算器ユニット506は、差異 ($\dot{\alpha}_{CORR}$) 526を出力する。

【0061】

減衰特定器598は、減算器ユニット506の出力に関連した、その入力を有する。減衰特定器508は、減衰値 (K_{Decay}) 528を出力する。この実施例では、ウォッシュアウトフィルタ508が、以下の数式を実施する。

$$K_{Decay} = e^{-|F_{Decay}\Delta\dot{\alpha}_{CORR}|}$$

ここで、 F_{Decay} は、定数である。 F_{Decay} は、慣性横滑り角の変化率 ($\dot{\alpha}_{NR}$) 520と外的に測定された横滑り角の変化率 ($\dot{\alpha}_{ER}$) 524が、互いに値において実質的に反対であることをもたらすように、十分に長く続き得る突風を考慮するように選択される。この種類の突風は、持続的な突風である。例示的な実施例では、減衰値 (K_{Decay}) 528が、横滑り角フィルタシステム500に対する慣性迎え角の変化率 ($\dot{\alpha}_{NR}$) 520の寄与度を調整するために使用される。

【0062】

寄与度における調整は、乗算器510で実行される。乗算器510は、慣性横滑り角変化率特定器502と減衰特定器508の出力に関連した、その入力を有する。乗算器510は、慣性横滑り角の変化率の調整された寄与度 ($\dot{\alpha}_{ADJ}$) 530を出力する。

【0063】

描かれているように、変換器512は、乗算器510に関連する、その入力を有する。変換器512は、時定数 (T_c) を使用して、その率を調整された角度に変換し、調整された慣性横滑り角 (α_{ADJ}) 532を出力する。時定数 (T_c) は、外的に測定された横滑り角 (α_{EL}) 522内に存在し得る一時的な乱流のコンテンツを、ラグフィルタ516によって効果的に除去するように選択される。変換器512内の時定数 (T_c)

の機能は、ラグフィルタ516が外的に測定された横滑り角 (α_{EL}) 522に導入し得る任意のラグをオフセットするために、リードを与えることである。

【0064】

この例示的な実施例では、合計ユニット514が、変換器512の出力に関連した、その入力を有する。合計ユニット514の他の入力は、外的に測定された横滑り角 (α_{EL}) 522を受信する。合計ユニット514は、合計された横滑り角 (α_{SUM}) 534を出力する。

【0065】

ラグフィルタ516は、ローパスフィルタとも呼ばれる。ラグフィルタ516は、以下の数式を実施する。

$$\frac{1}{T_{C\beta}s + 1}$$

ここで、 s は、フィルタのラプラス変換の複素数周波数パラメータであり、その入力は、合計された横滑り角 (Σ) 534 であり、 T_c は、変換器 512 でも使用される時定数である。

【0066】

描かれているように、ラグフィルタ 516 は、フィルタリングされた横滑り角 (α_F) 501 を出力する。この例示的な実施例では、フィルタリングされた横滑り角 (α_F) 501 が、慣性横滑り角変化率特定器 502 への入力として、フィードバックループ内で使用される。

10

【0067】

図4の迎え角フィルタシステム 400 と横滑り角フィルタシステム 500 は、図2の空力角度検出システム 202 で使用され得るフィルタシステムの例である。これらの2つのフィルタシステムは、現在使用されているフィルタシステムと比較して、ノイズを低減させ、持続的な突風に反応して増加した速度を提供する、適合コンプリメンタリフィルタシステムの例である。

【0068】

次に、図6を参照すると、例示的な一実施形態による、慣性迎え角変化率特定器の図が描かれている。この例示的な実施例では、図4の慣性迎え角変化率特定器 402 の一実施形態様を示される。描かれているように、慣性迎え角特定器 402 の変化率は、角運動ユニット 600 からの慣性迎え角の変化率、重力ユニット 602 による直線運動からの慣性迎え角の変化率、空力推進力ユニット 604 による直線運動からの慣性迎え角の変化率、及び合計ユニット 606 を含む。これらの異なる構成要素は、異なる寄与度を特定し、それらを組み合わせて、慣性迎え角の変化率 ($\dot{\alpha}_{INR}$) 420 を計算する。

20

【0069】

この例示的な実施例では、角運動ユニット 600 からの慣性迎え角の変化率が、図2の航空機 204 の角運動に基づく慣性迎え角の変化率 ($\dot{\alpha}_{INR}$) 420 の成分を特定する。これらの計算は、入力 608 を使用して実行される。この例示的な実施例では、入力 608 が、 q 、 p 、 r 、 α_F 、及び β_{AF} である。入力 608 は、以下の数式で使

30

$$q - \tan \beta_{AF} (p \cos \alpha_{AF} + r \sin \alpha_{AF}).$$

【0070】

重力ユニット 602 による直線運動からの慣性迎え角の変化率が、重力に基づく慣性迎え角の変化率 ($\dot{\alpha}_{INR}$) 420 に対する別の寄与度を特定する。この実施例では、この寄与度が入力 610 を使用して計算される。描かれているように、入力 610 は、 V_{TAS} 、 α_F 、及び β_{AF} である。入力 610 は、重力ユニット 602 による直線運動からの慣性迎え角の変化率を計算するために、以下の式で使用される。

$$\frac{57.3g(\cos \alpha_{AF} \cos \theta \cos \phi + \sin \alpha_{AF} \sin \theta)}{V_{TAS} \cos \beta_{AF}}$$

40

【0071】

次に、空力推進力ユニット 604 による直線運動からの慣性迎え角の変化率が、図2の航空機 204 の空力推進力に基づく慣性迎え角の変化率 ($\dot{\alpha}_{INR}$) 420 に対する寄与度を計算する。このユニットの寄与度は、 n_Z 、 n_X 、 V_{TAS} 、 α_F 、及び β_{AF} である、入力 612 を使用して計算される。入力 612 は、寄与度を計算するために、以下の数式で使

$$\frac{57.3g(\cos \alpha_{AF} n_Z + \sin \alpha_{AF} n_X)}{V_{TAS} \cos \beta_{AF}}$$

【 0 0 7 2 】

合計ユニット 6 0 6 は、異なる寄与度を合計する。合計ユニット 6 0 6 の出力は、慣性迎え角の変化率 ($\dot{\gamma}_{INR}$) 4 2 0 である。

【 0 0 7 3 】

次に、図 7 を参照すると、例示的な一実施形態による、慣性横滑り角変化率特定器の図が描かれている。この例示的な実施例では、図 5 の慣性横滑り角変化率識別器 5 0 2 の一実施態様が示される。描かれているように、慣性横滑り角特定器 5 0 2 の変化率は、角運動ユニット 7 0 0 からの慣性横滑り角の変化率、重力ユニット 7 0 2 による直線運動からの慣性横滑り角の変化率、空力推進力ユニット 7 0 4 による直線運動からの慣性横滑り角の変化率、及び合計ユニット 7 0 6 を含む。これらの異なる構成要素は、異なる寄与度を特定し、それらを組み合わせて、慣性横滑り角の変化率 ($\dot{\gamma}_{INR}$) 5 2 0 を計算する。

【 0 0 7 4 】

この例示的な実施例では、角運動ユニット 7 0 0 からの慣性横滑り角の変化率が、図 2 の航空機 2 0 4 の角運動に基づく慣性横滑り角の変化率 ($\dot{\gamma}_{INR}$) 5 2 0 への寄与度を特定する。これらの計算は、入力 7 0 8 を使用して実行される。入力 7 0 8 は、 r 、 p 、及び α_{AF} である。入力 7 0 8 は、以下の数式で使用される。

$$-r \cos \alpha_{AF} + p \sin \alpha_{AF}.$$

【 0 0 7 5 】

重力ユニット 7 0 2 による直線運動からの慣性横滑り角の変化率が、重力による直線運動に基づく慣性横滑り角の変化率 ($\dot{\gamma}_{INR}$) 5 2 0 の別の成分を特定する。この実施例では、この寄与度が入力 7 1 0 を使用して計算される。描かれているように、入力 7 1 0 は、 γ 、 β 、 V_{TAS} 、 α_{AF} 、及び β_{AF} である。入力 7 1 0 は、以下の数式で使用される。

$$\frac{57.3(\cos \beta_{AF} \cos \theta \sin \phi + \cos \alpha_{AF} \sin \beta_{AF} \sin \theta - \sin \alpha_{AF} \sin \beta_{AF} \cos \theta \cos \phi)}{V_{TAS}}.$$

【 0 0 7 6 】

次に、空力推進力ユニット 7 0 4 による直線運動からの慣性横滑り角の変化率が、図 2 の航空機 2 0 4 の空力推進力による直線運動に基づく慣性横滑り角の変化率 ($\dot{\gamma}_{INR}$) 5 2 0 の成分を計算する。このユニットの寄与度は、 n_Y 、 n_Z 、 n_X 、 V_{TAS} 、 α_{AF} 、及び β_{AF} である、入力 7 1 2 を使用して計算される。入力 7 1 2 は、寄与度を計算するために、以下の数式で使用される。

$$\frac{57.3(\cos \beta_{AF} n_Y + \sin \alpha_{AF} \sin \beta_{AF} n_Z - \cos \alpha_{AF} \sin \beta_{AF} n_X)}{V_{TAS}}.$$

【 0 0 7 7 】

合計ユニット 7 0 6 は、異なる寄与度を合計する。合計ユニット 7 0 6 の出力は、慣性横滑り角の変化率 ($\dot{\gamma}_{INR}$) 5 2 0 である。

【 0 0 7 8 】

空力角度検出環境 2 0 0 並びに図 2 ~ 図 7 の種々の構成要素の図は、例示的な一実施形態が実装され得るやり方に対する、物理的又は構造的な限定を企図するものではない。図示した構成要素に加えて又は代えて、他の構成要素が使用されてもよい。幾つかの構成要素は不要になることがある。また、幾つかの機能構成要素を図解するためにブロックが提示されている。例示的な一実施形態で実装されるときに、これらのブロックのうちの 1 以上が、結合、分割、又は異なるブロックに結合且つ分割されてよい。

【 0 0 7 9 】

例えば、図 3 のフィルタ 3 0 8 は、図 2、図 3 のフィルタリングされた空力角度 2 0 6 を生成することにおいて使用される率角度 (r a t e a n g l e) から、図 3 の調整器 3 0 6 によって出力された図 3 の調整された寄与度 3 1 4 へ変換するための変換器などの、他の構成要素を含んでもよい。別の例示的な実施例では、図 6 の慣性迎え角の変化率 ($\dot{\gamma}_{I N R}$) 4 2 0 及び図 7 の慣性横滑り角の変化率 ($\dot{\gamma}_{I N R}$) 5 2 0 を計算するために使用される種々の寄与度は、異なる例示的な実施例において変動し得る。例えば、角運動、重力による直線運動、又は空力推進力による直線運動のうちの少なくとも 1 つが、これらの変化率を計算することにおいて使用され得る。

【 0 0 8 0 】

次に、図 8 を参照すると、例示的な一実施形態による、迎え角の図が描かれている。この例示的な実施例では、航空機 8 0 0 は、X 体軸 8 0 2、Y 体軸 8 0 4、及び Z 体軸 8 0 8 を有する。これらの体軸は、航空機 8 0 0 の機体に対して設定される。例えば、X 体軸 8 0 2 は、航空機 8 0 0 の胴体の中心線を通して延伸し、Z 体軸 8 0 8 は、航空機 8 0 0 に対して対称な航空機の平面内で下向きに延伸し、Y 体軸 8 0 4 は、X 体軸 8 0 2 と Z 体軸 8 0 8 に垂直である。

【 0 0 8 1 】

航空機 8 0 0 は、X 安定軸 8 1 0、Y 安定軸 8 1 2、及び Z 安定軸 8 1 3 も有する。描かれているように、Y 安定軸 8 1 2 は、Y 体軸 8 0 4 と一致する。迎え角 () 8 1 4 は、X 体軸 8 0 2 と X 安定軸 8 1 0 との間の角度である。X 安定軸 8 1 0 は、X 体軸 8 0 2 から迎え角 () 8 1 4 だけ回転している。

【 0 0 8 2 】

迎え角 () 8 1 6 は、Z 体軸 8 0 8 と Z 安定軸 8 1 3 との間の角度である。Z 安定軸 8 1 3 は、Z 体軸 8 0 8 から迎え角 () 8 1 6 だけ回転している。描かれているように、迎え角 () 8 1 6 は、迎え角 () 8 1 4 と実質的に同じである。

【 0 0 8 3 】

図 4 の迎え角フィルタシステム 4 0 0 と図 5 の横滑り角フィルタシステム 5 0 0 の実施態様の説明において、n X、n Y、及び n Z は、それぞれ、X 体軸 8 0 2、Y 体軸 8 0 4、及び Z 体軸 8 0 8 に沿った体軸の負荷因子である。p、q、及び r も、それぞれ、X 体軸 8 0 2、Y 体軸 8 0 4、及び Z 体軸 8 0 8 の周りの体軸の角速度成分である。

【 0 0 8 4 】

次に、図 9 を参照すると、例示的な一実施形態による、横滑り角の図が描かれている。この図面で、X 安定軸 8 1 0、Y 安定軸 8 1 2、及び Z 安定軸 8 1 3 が、航空機 8 0 0 に対して示されている。更に、航空機 8 0 0 は、X 風軸 9 0 0、Y 風軸 9 0 2、及び Z 風軸 9 0 4 を有する。

【 0 0 8 5 】

横滑り角 () 9 0 6 と横滑り角 () 9 0 8 が示されている。横滑り角 () 9 0 6 は、X 安定軸 8 1 0 と X 風軸 9 0 0 との間の角度である。横滑り角 () 9 0 8 は、Y 安定軸 8 1 2 と Y 風軸 9 0 2 との間の角度である。横滑り角 () 9 0 6 は、横滑り角 () 9 0 8 と実質的に同じである。

【 0 0 8 6 】

描かれているように、X 風軸 9 0 0 は、航空機 8 0 0 に対する風の流れに基づいて選択される。他の 2 つの軸は、この例示的な実施例で、X 風軸 9 0 0 の選択に基づいて設定される。この実施例では、Z 風軸 9 0 4 は、Z 安定軸 8 1 3 と一致する。

【 0 0 8 7 】

次に、図 1 0 を参照すると、例示的な一実施形態による、航空機の空力角度を処理するためのプロセスのフローチャートが描かれている。図 1 0 で示されるプロセスは、図 2 のブロック図の形態で示された空力角度検出システム 2 0 2 内に実装される。このプロセスは、ハードウェア、ソフトウェア、又は何らかのそれらの組み合わせとして実装され得る。

10

20

30

40

50

【 0 0 8 8 】

該プロセスは、航空機の慣性測定システムから受信したデータとフィルタリングされた空力角度とを使用して、航空機の慣性空力角度の第 1 の変化率を計算することによって開始する（動作 1 0 0 0）。動作 1 0 0 0 は、角運動、重力からの直線運動、又は空力推進力からの直線運動のうちの少なくとも 1 つから、慣性空力角度の第 1 の変化率を計算することによって実行され得る。該プロセスは、航空機の空気データ測定システムから受信したデータを使用して、航空機の測定された空力角度の第 2 の変化率を計算する（動作 1 0 0 2）。

【 0 0 8 9 】

該プロセスは、慣性空力角度の第 1 の変化率と測定された空力角度の第 2 の変化率を使用して、航空機の飛行中にフィルタリングされた空力角度を生成する（動作 1 0 0 4）。フィルタリングされた空力角度は、動作 1 0 0 0 へフィードバックされる。

【 0 0 9 0 】

慣性空力角度の第 1 の変化率と測定された空力角度の第 2 の変化率との間の差異に基づいて、フィルタリングされた空力角度を生成するために使用される慣性空力角度の第 1 の変化率の寄与度が変更され（動作 1 0 0 6）、その後、該プロセスは終了する。このプロセスの結果は、フィルタリングされた空力角度を使用して、航空機の飛行を制御するように動作が実行されることを可能にする。

【 0 0 9 1 】

次に、図 1 1 を参照すると、例示的な一実施形態による、慣性空力角度の変化率の寄与度を変更するためのプロセスのフローチャートが描かれている。図 1 1 で示されるプロセスは、図 1 0 の動作 1 0 0 6 に対する例示的な一実施形態様である。

【 0 0 9 2 】

該プロセスは、慣性空力角度の変化率と測定された空力角度の変化率との間の差異を特定することによって開始する（動作 1 1 0 0）。該プロセスは、指数関数における差異を使用して減衰値を特定する（動作 1 1 0 2）。

【 0 0 9 3 】

該プロセスは、慣性空力角度の変化率に減衰値を掛け合わせ、慣性空力角度の変化率の寄与度を調整する（動作 1 1 0 4）。その後、該プロセスは終了する。

【 0 0 9 4 】

図示した種々の実施形態でのフローチャート及びブロック図は、例示的な一実施形態における装置及び方法の幾つかの可能な実施形態の構造、機能、及び動作を示している。これに関し、フロー図又はブロック図内の各ブロックは、モジュール、セグメント、機能、又は工程又はステップの一部分のうちの、少なくとも 1 つを表わし得る。例えば、1 以上のブロックは、プログラムコードとしてハードウェア内で、又はプログラムコードとハードウェアの組み合わせとして実行可能である。ハードウェア内で実行された場合、ハードウェアは、例えば、フロー図又はブロック図の 1 以上の工程を実施するように製造又は構成された集積回路の形態を採り得る。プログラムコードとハードウェアの組み合わせとして実装されたときに、この実装はファームウェアの形態を採り得る。フローチャート又はブロック図内の各ブロックは、種々の動作を実行するための特別な目的のハードウェアシステム、又は特別な目的のハードウェアと特別な目的のハードウェアによって実行されるプログラムコードの組み合わせを使用して実装され得る。

【 0 0 9 5 】

例示的な実施形態の幾つかの代替的な実施形態様では、ブロックに記載された 1 以上の機能が、図中に記載の順序を逸脱して実施されることがある。例えば、場合によっては、連続して示されている 2 つのブロックが実質的に同時に実行されること、又は時には含まれる機能によってはブロックが逆順に実施されることもあり得る。また、フローチャート又はブロック図内で示されるブロックに加えて、他のブロックが追加され得る。

【 0 0 9 6 】

本開示の例示的な実施形態は、図 1 2 に示す航空機の製造及び保守方法 1 2 0 0、及び

10

20

30

40

50

図 1 3 に示す航空機 1 3 0 0 に関連して説明され得る。先ず、図 1 2 を参照すると、例示的な一実施形態による、航空機の製造及び保守方法のブロック図が示されている。製造前の段階において、航空機の製造及び保守方法 1 2 0 0 は、航空機 1 3 0 0 の仕様及び設計 1 2 0 2、及び材料の調達 1 2 0 4 を含み得る。

【 0 0 9 7 】

製造段階では、航空機 1 3 0 0 の構成要素及びサブアセンブリの製造 1 2 0 6 と、システムインテグレーション 1 2 0 8 とが行われる。構成要素及びサブアセンブリの製造 1 2 0 6 及びシステムインテグレーション 1 2 0 8 は、図 2 の空力角度検出システム 2 0 2 も含み得る。その後、航空機 1 3 0 0 は認可及び納品 1 2 1 0 を経て運航 1 2 1 2 に供される。別の一実施例では、顧客による運航 1 2 1 2 中、航空機 1 3 0 0 は、定期的な整備及び保守 1 2 1 4 (改造、再構成、改修、及びその他の整備または保守を含み得る) がスケジュールされる。

10

【 0 0 9 8 】

航空機の製造及び保守方法 1 2 0 0 の各プロセスは、システムインテグレータ、第三者、オペレータ、又はこれらの組み合わせによって、実施又は実行され得る。上記の例では、オペレータは顧客であり得る。本明細書の目的では、システムインテグレータは、限定されないが、任意の数の航空機製造業者、及び主要システムの下請業者を含み得、第三者は、限定されないが、任意の数のベンダー、下請業者、及び供給業者を含み得、作業員は、航空会社、リース会社、軍事団体、サービス機関などであり得る。

【 0 0 9 9 】

20

ここで図 1 3 を参照すると、例示的な一実施形態が実装され得る航空機のブロック図が示されている。この例では、航空機 1 3 0 0 は、図 1 2 の航空機の製造及び保守方法 1 2 0 0 によって製造され、且つ、複数のシステム 1 3 0 4 と内装 1 3 0 6 とを有する機体 1 3 0 2 を含み得る。システム 1 3 0 4 の例には、推進システム 1 3 0 8、電気システム 1 3 1 0、油圧システム 1 3 1 2、及び環境システム 1 3 1 4 のうちの 1 以上が含まれる。任意の数の他のシステムが含まれることもある。航空宇宙産業の例を示しているが、種々の例示的な実施形態は、自動車産業などの他の産業にも応用され得る。

【 0 1 0 0 】

本明細書で具現化されている装置及び方法は、図 1 2 の航空機の製造及び保守方法 1 2 0 0 のうちの少なくとも 1 つの段階において採用され得る。例えば、図 2 の空力角度検出システム 2 0 2 は、航空機の構成要素及びサブアセンブリの製造 1 2 0 6 並びにシステムインテグレーション 1 2 0 8 の間に、航空機 1 3 0 0 の部品として製造及び設置され得る。

30

【 0 1 0 1 】

別の例示的な一実施例では、図 1 2 の構成要素及びサブアセンブリの製造 1 2 0 6 で製造される構成要素又はサブアセンブリは、図 1 2 で航空機 1 3 0 0 の運航 1 2 1 2 中に製造される構成要素又はサブアセンブリと同様の方法で、作製又は製造される。更にまた別の一実施例では、1 以上の装置の実施形態、方法の実施形態、又はこれらの組み合わせを、図 1 2 の構成要素及びサブアセンブリの製造 1 2 0 6 並びにシステムインテグレーション 1 2 0 8 などの製造段階で、利用することができる。

40

【 0 1 0 2 】

1 以上の装置の実施形態、方法の実施形態、又はこれらの組み合わせを、航空機 1 3 0 0 が図 1 2 における運航 1 2 1 2、整備及び保守 1 2 1 4 の間、又はその両方の間に利用することができる。例えば、整備及び保守 1 2 1 4 における修正、改修、及び他の整備及び保守は、図 2 の空力角度検出システム 2 0 2 を、航空機 1 3 0 0 に追加することを含み得る。更に、運航 1 2 1 2 中に、空力角度検出システム 2 0 2 が使用されて、航空機 1 3 0 0 を操縦することにおいて使用される空力角度を特定し得る。

【 0 1 0 3 】

したがって、所望されるように素早く且つ正確に、低減された量のノイズを有する空力角度を特定することによって、技術的問題を克服する 1 以上の技術的な解決法が存在する

50

。例えば、センサシステムからのデータ内のノイズが低減された、迎え角及び横滑り角が特定され得る。更に、これらの角度の検出は、現在使用されているフィルタシステムと比較して、より素早く且つ正確に行われ得る。結果として、1以上の技術的な解決法は、ノイズが低減され、空力角度の特定が現在のフィルタシステムと比較してより素早く且つ正確に検出される、という技術的な効果を提供し得る。1以上の技術的な解決法は、慣性空力角度と外的に測定された空力角度を使用し、慣性空力角度の寄与度が調整される。慣性空力角度の変化率の寄与度は、慣性空力角度の変化率と外的に測定された空力角度の変化率との間の差異に基づいて調整される。

【0104】

例示的な実施例の空力角度検出システムを用いて、低減された遅延を有する持続的な突風を反映すると共に、一時的な乱流からのノイズが低減され得る。この処理の結果は、航空機の動作を制御するために使用されるフィルタリングされた空力角度である。例えば、フィルタリングされた空力角度が迎え角であるときに、フィルタリングされた空力角度は、失速の警告を生成するために使用され得る。他の実施例では、フィルタリングされた空力角度が、航空機内の自動操縦及び飛行制御システムなどの、データ処理システムによって使用され得る。

【0105】

上述の様々な例示的な実施形態の説明は、例示及び説明を目的として提示されており、網羅的な説明であること、又はこれらの実施形態を開示された形態に限定することを意図しているのではない。動作及び工程を実施する構成要素が、種々の実施例によって説明される。例示的な一実施形態では、ある構成要素は、説明している動作又は工程を実施するよう構成され得る。例えば、この構成要素は、具体例において構成要素によって実施されると説明されている動作又は工程を実施する能力をこの構成要素に提供する構造物に適した、構成又は設計を有し得る。

【0106】

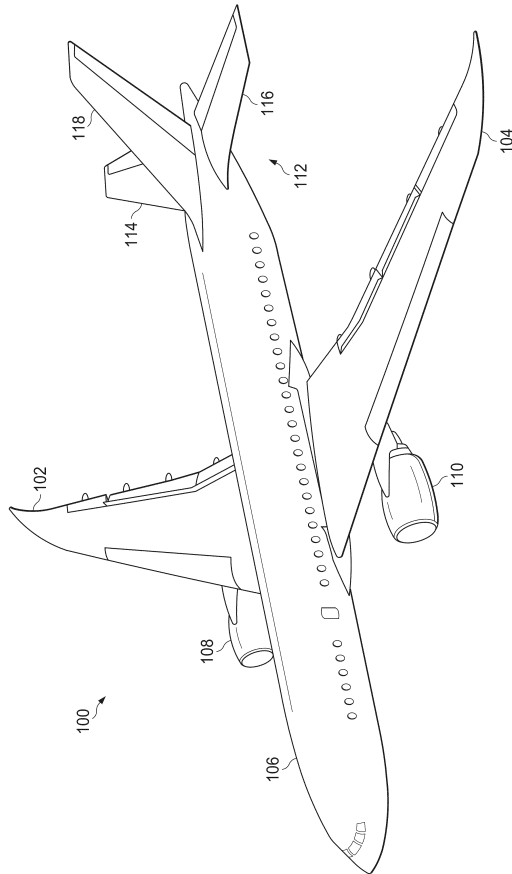
当業者には、多くの修正例及び変形例が自明となろう。更に、種々の例示的な実施形態によって、他の好ましい実施形態と比較して異なる特徴が提供され得る。選択された1または複数の実施形態は、実施形態の原理と実際の用途を最もよく説明するため、及び、考慮される具体的な用途に適した様々な変更例を伴う様々な実施形態に関して、開示の理解を当業者に促すために、選択され記述されている。

10

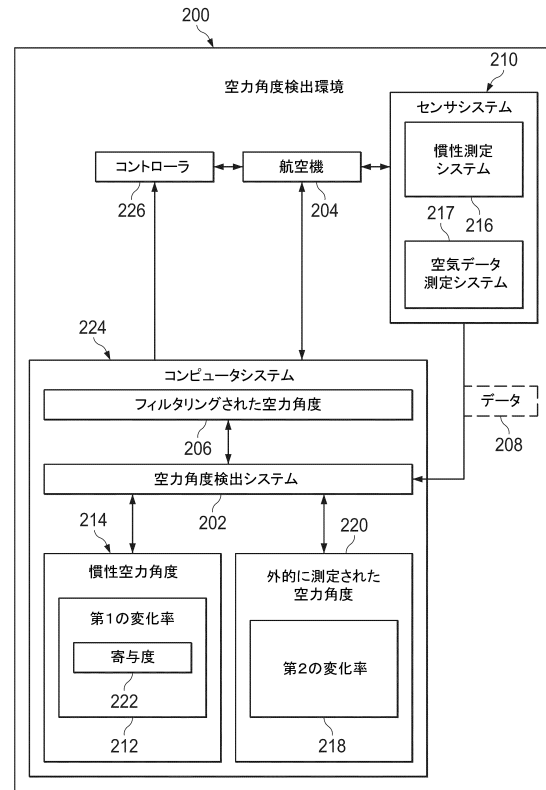
20

30

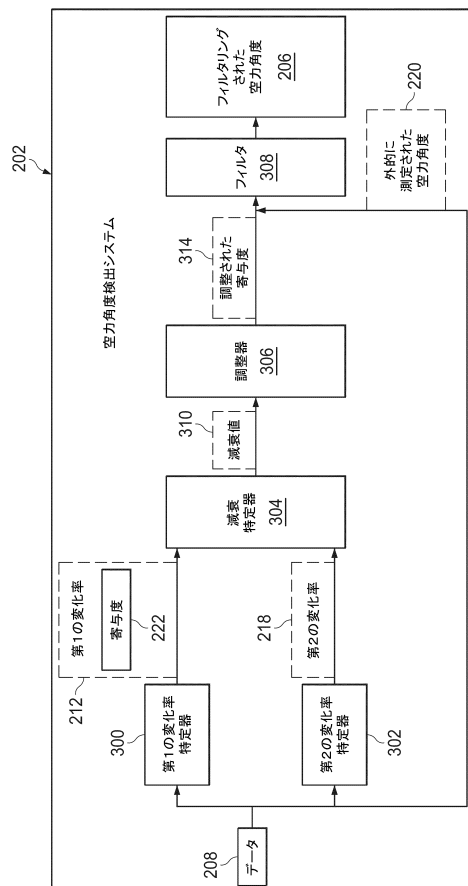
【図 1】



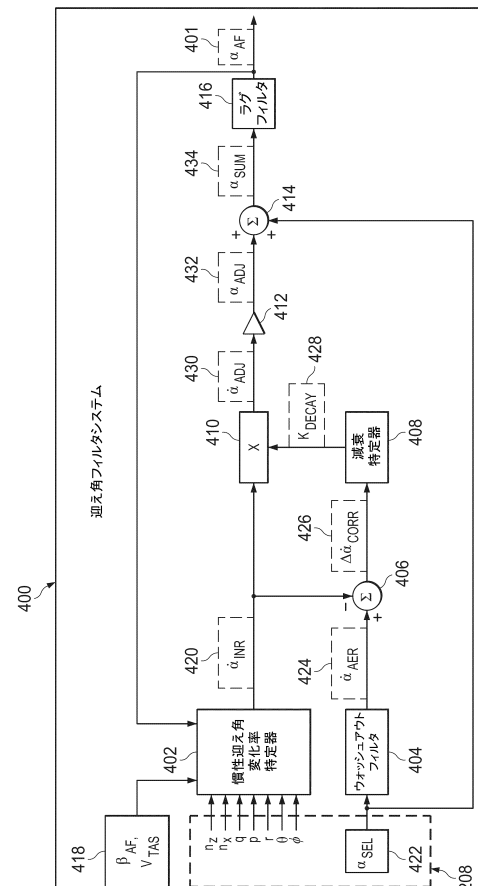
【図 2】



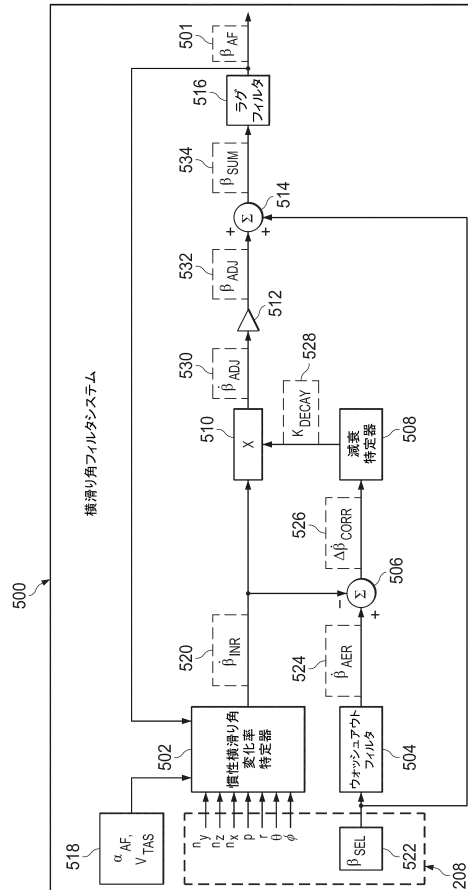
【図 3】



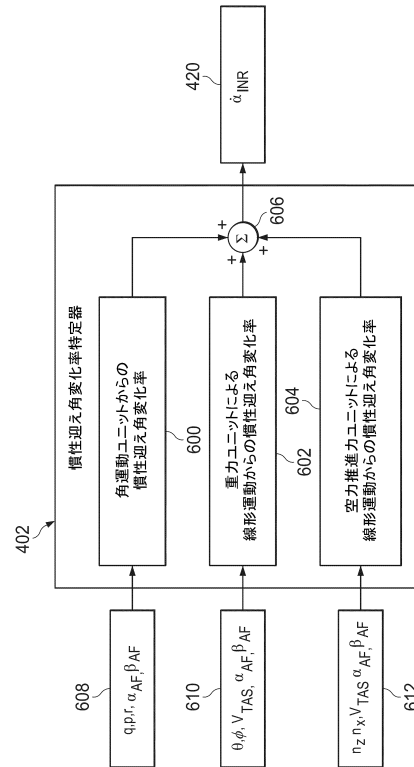
【図 4】



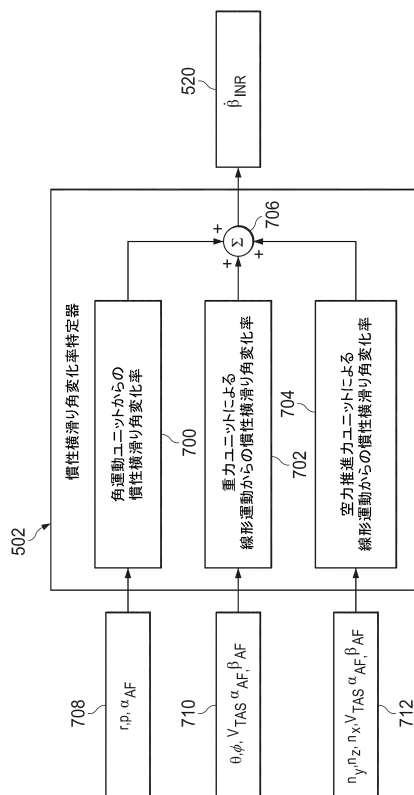
【 図 5 】



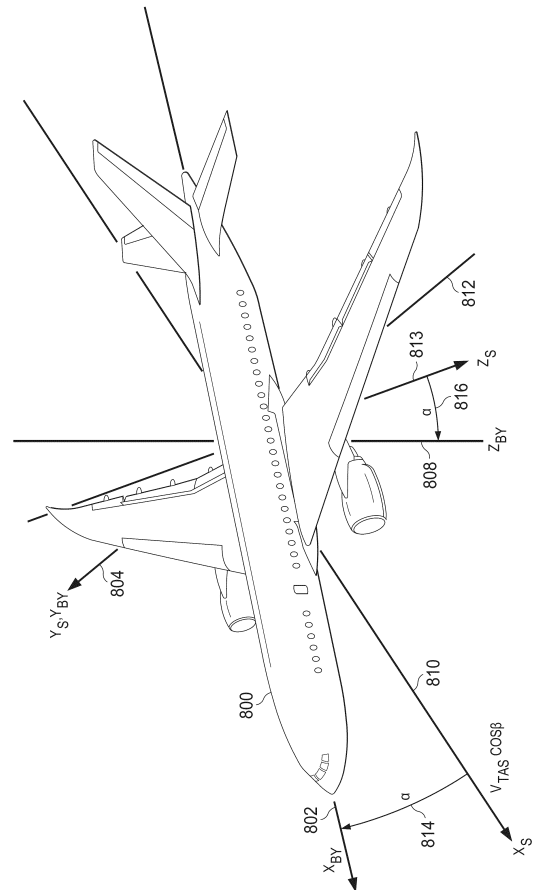
【 図 6 】



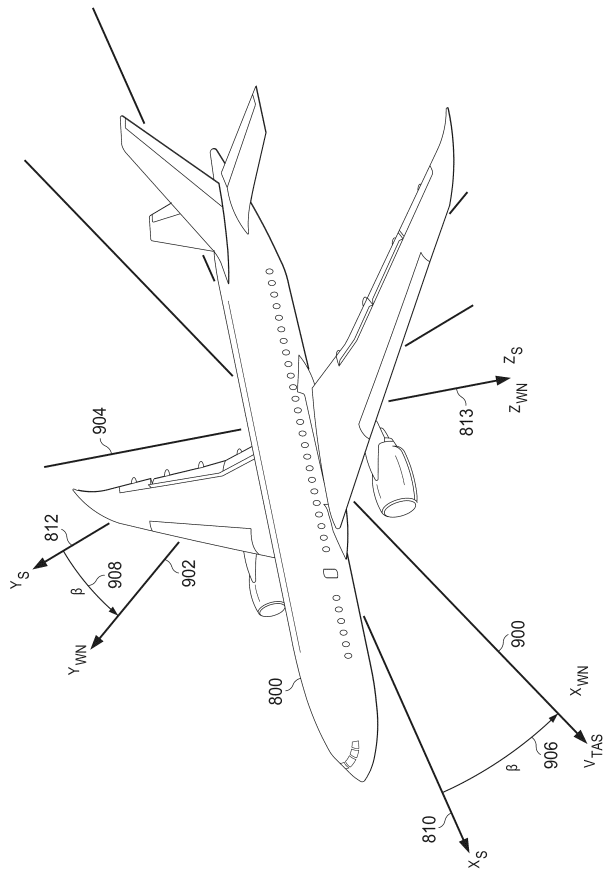
【 圖 7 】



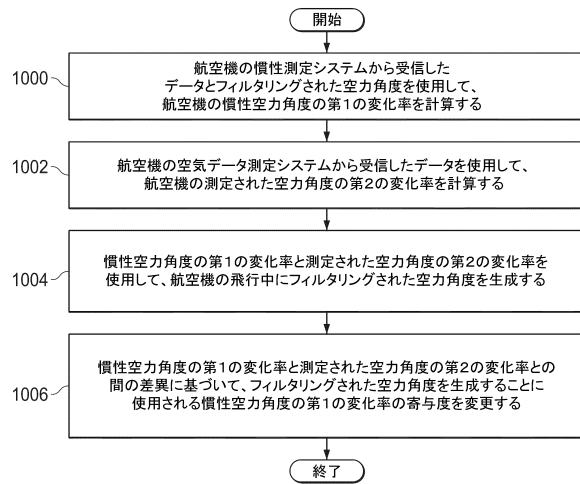
【 図 8 】



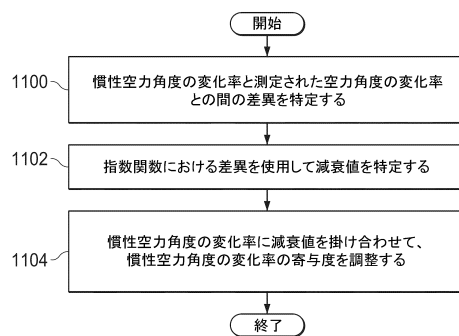
【図 9】



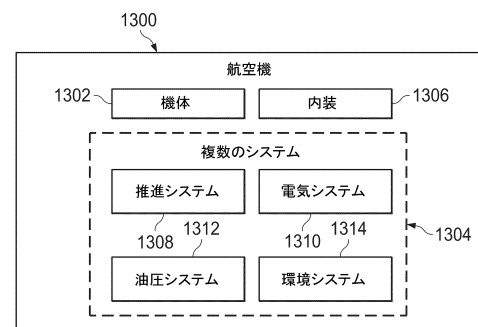
【図 10】



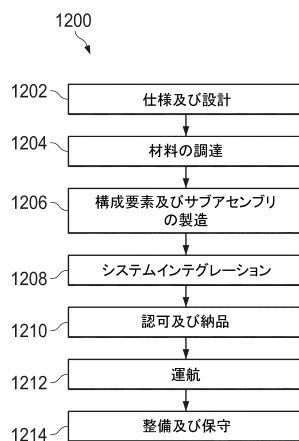
【図 11】



【図 13】



【図 12】



フロントページの続き

(56)参考文献 国際公開第2012/046327(WO, A1)
米国特許出願公開第2007/0096979(US, A1)
米国特許第6273370(US, B1)
欧州特許出願公開第0742142(EP, A2)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
B64D 45/00
B64C 13/16