

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第4804393号  
(P4804393)

(45) 発行日 平成23年11月2日 (2011. 11. 2)

(24) 登録日 平成23年8月19日 (2011. 8. 19)

(51) Int. Cl.

F I

**G O 1 P 5/14 (2006. 01)**  
**B 6 4 C 29/00 (2006. 01)**  
**B 6 4 C 19/00 (2006. 01)**  
**G O 1 P 13/00 (2006. 01)**

G O 1 P 5/14 E  
 B 6 4 C 29/00 A  
 B 6 4 C 19/00  
 G O 1 P 13/00 E

請求項の数 8 外国語出願 (全 13 頁)

(21) 出願番号 特願2007-81643 (P2007-81643)  
 (22) 出願日 平成19年3月27日 (2007. 3. 27)  
 (65) 公開番号 特開2007-263962 (P2007-263962A)  
 (43) 公開日 平成19年10月11日 (2007. 10. 11)  
 審査請求日 平成22年3月23日 (2010. 3. 23)  
 (31) 優先権主張番号 60/786, 625  
 (32) 優先日 平成18年3月27日 (2006. 3. 27)  
 (33) 優先権主張国 米国 (US)  
 (31) 優先権主張番号 11/685, 532  
 (32) 優先日 平成19年3月13日 (2007. 3. 13)  
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(73) 特許権者 500575824  
 ハネウェル・インターナショナル・インコ  
 ーポレーテッド  
 アメリカ合衆国ニュージャージー州079  
 62-2245, モーリスタウン, コロン  
 ビア・ロード 101, ピー・オー・ボッ  
 クス 2245  
 (74) 代理人 100089705  
 弁理士 社本 一夫  
 (74) 代理人 100140109  
 弁理士 小野 新次郎  
 (74) 代理人 100075270  
 弁理士 小林 泰  
 (74) 代理人 100080137  
 弁理士 千葉 昭男

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ダクト付きファン大気データシステム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機用のシステムであって、  
 リップを有する空気路と、  
 前記空気路内に置かれたファンと、  
 圧力データを測定するように動作する、前記空気路の前記リップの回りに置かれた複数の  
 の空気圧センサと、  
 前記複数の空気圧センサから前記圧力データを受け取り、前記複数の空気圧センサによ  
 って測定された前記圧力データに基づいて前記航空機の周囲の気流の速度および方向を計  
 算するように動作するプロセッサと  
 を含むシステム。

【請求項 2】

前記複数の空気圧センサが、同一平面で取り付けられたセンサである、請求項 1 に記載  
 のシステム。

【請求項 3】

前記同一平面で取り付けられたセンサが、前記空気路の前記リップの高速低圧領域で取  
 り付けられる、請求項 2 に記載のシステム。

【請求項 4】

前記空気路の前記リップの回りに置かれた前記複数の空気圧センサが、ダクトリップポ  
 ート内に取り付けられる、請求項 1 に記載のシステム。

## 【請求項 5】

前記複数の空気圧センサが、前記リップの回りに実質的に 180° 離れて置かれた圧力センサの少なくとも 1 つの対を含み、前記プロセッサは圧力センサの各々から圧力の入力を受けるようになっている、請求項 1 に記載のシステム。

## 【請求項 6】

前記プロセッサが、前記航空機の周囲の前記気流の前記速度および方向に基づいて航空機速度を推定するように動作する、請求項 1 に記載のシステム。

## 【請求項 7】

前記プロセッサが、前記航空機の周囲の気流によって生成される前記航空機に作用する力を推定するように動作する、請求項 1 に記載のシステム。

10

## 【請求項 8】

前記航空機に作用する前記力の内の少なくとも 1 つのものの推定が、ダクト付きファン航空機のアビオニクスシステムに送られる、請求項 7 に記載のシステム。

## 【発明の詳細な説明】

## 【技術分野】

## 【0001】

政府の権利

米国政府は、国防総省先端技術研究計画局 (DARPA) によって与えられた契約番号第 MDA 972 - 01 - 9 - 0018 号に従って、本発明においてある種の権利を獲得した。

20

関連出願

本願は、米国特許法 § 119 (e) の下で、2006 年 3 月 27 日に出願された米国仮出願第 60 / 786625 号に対する優先権を主張するものである。米国仮出願第 60 / 786625 号の開示全体が、参照によって本明細書に組み込まれている。

## 【0002】

本発明は、全般的にはダクト付きファン航空機に関し、より具体的には、空気圧を測定し、ダクト付きファン航空機を制御する大気データシステムおよび方法に関する。

## 【背景技術】

## 【0003】

無人航空機 (UAV) などのダクト付きファン航空機で大気データ (たとえば、風速および風向) を測定することは、難しい。この難しさは、部分的にはダクト付きファン航空機の対気速度に起因する。ダクト付きファン航空機の対気速度は、通常の固定翼機よりはるかに遅くなり得る。実際に、ダクト付きファン航空機は、低速飛行の能力を有し、静止ホバリング空力性能についてよく知られている。これらの低い対気速度は、通常の大気データシステムを用いる大気データの測定を困難にする。というのは、ほとんどの大気データセンサが、低速では、信頼できる大気データを入手するのに十分に敏感ではないからである。

30

## 【0004】

大気データシステムは、通常、圧力センサを使用して、大気データ測定を行う。たとえば、大気データシステムは、一般に、航空機の高度、風速、および / または乗物の速度を導出するために、静圧センサおよびピトー管センサを実施する。ピトー管は、一般に、航空機の周囲の静圧、動圧、および温度を測定することによって対気速度および高度情報を提供するのに有効である。しかし、ピトー管は、約 20 m / s 未満の速度で正確さを失うので、ホバリング飛行および低速飛行については限られた価値を有する。したがって、ピトー管は、突風および風のシャーによって引き起こされる気流など、低速飛行およびホバリング飛行でのダクト付きファン航空機を囲む気流を測定する時に、限られた価値を有する。

40

## 【0005】

さらに、ピトー管がすべての方向からの気流を測定できるように、航空機上にピトー管を置くことは、難しい。ピトー管は、空気中を移動する乗物によって引き起こされる擾乱

50

の外に圧力センサを置くのに使用される。ダクト付きファンホバリング状態では、これらのピトー管は、擾乱されていない空気まで達するために、すべての方向に複数のダクト直径だけ延びなければならないはずである。ピトー管は、固定翼機から 17.78 cm (7 インチ) まで外に延びることができる。

#### 【0006】

静圧センサは、航空機のフレームに同一平面で取り付けることができるが、ピトー管と同様に、同一平面で取り付けられた静圧センサを使用する大気データシステムは、約 30.5 m/s 未満の速度で同様に正確さを失う。光データシステムなど、大気データパラメータを測定できる他の方法が存在する。しかし、そのような光データシステムは、UAV または Miniature Air Vehicle (MAV) などの多数のダクト付きファン航空機で使用するには大きすぎる可能性がある。

10

#### 【0007】

ダクト付きファン航空機を囲む大気データを測定する際のもう 1 つの問題は、ダクト付きファン自体が航空機の回りに気流を生成することである。ダクト付きファンの推力は、航空機の回りにそれ自体の生成された環境を作成し、この環境が、航空機の回りで数個の直径だけ気流を擾乱する可能性がある。下向きの消費された空気のうちのかなりの量が、航空機の外側を回って上に戻って再循環し、ダクト入口に戻って返される。この生成された空気環境は、気流の横風成分を入手することを難しくする。さらに、生成された空気環境のこの影響は、伝統的な静的およびピトー管大気データシステムが生成された環境の外の気流擾乱を測定する能力を減らす。その結果、大気データシステムは、これらの擾乱を補償するのが困難になる場合がある。

20

#### 【0008】

周囲の気流を測定する目的は、航空機飛行の安定性を制御することまたは航空機飛行の制御に寄与することである。アビオニクスシステムを、ダクト付きファン航空機の高度、位置決め、および前進速度を制御するのに使用することができる。アビオニクスシステムは、航空機を制御するために、大気データシステムからのセンサ入力の使用から利益を得る場合がある。

#### 【0009】

一般に、地上物体に対する相対的な航空機の空間内の固定位置の保持は、慣性センサまたは GPS センサに依存する。しかし、そのようなセンサは、突風および風のシャワーの擾乱によって引き起こされる変位に反応する。乗物が、個定位置から移動されて、位置に関する制御誤差を生成するので、慣性センサまたは GPS センサを利用する操縦システムによる補償の前に、気流が、航空機のかかなりの移動をもたらす場合がある。

30

#### 【0010】

したがって、ホバリング飛行条件および低速飛行条件で、速度と、方向と、横風、風のシャワー、突風、および時間依存の動的空気力からの乗物への結果の変位力とを正確に測定できる改善された乗物制御用の大気データシステムをダクト付きファン航空機に与えることが、有益であるはずである。

【特許文献 1】米国仮出願第 60 / 786625 号

#### 【発明の開示】

40

#### 【発明が解決しようとする課題】

#### 【0011】

本発明の目的は、ダクト付きファン航空機用の大気データシステムおよび方法を提供することである。

#### 【課題を解決するための手段】

#### 【0012】

この大気データシステムには、ダクト付きファン航空機の空気路が含まれ、複数の空気圧センサが、空気路のリップの回りに置かれる。空気圧センサは、空気圧データを測定することができる。このシステムには、さらに、空気圧センサから空気圧データを受け取り、空気路のリップの全域で空気圧センサによって測定された圧力データに基づいて航空機

50

の周囲の気流の速度および方向を計算するように動作するプロセッサを含めることができる。

【0013】

複数の空気圧センサは、空気路のリップの全域に置かれ、好ましくは同一平面で取り付けられたセンサである。空気圧センサは、航空機の空気路内の高速低圧領域に取り付けられることが好ましい。高速低圧領域は、空気路内の最高速最低圧領域とすることができる。この領域は、通常、ダクト前縁の内側リップ上にある。空気圧センサは、ダクトリップポート内に取り付けることができる。センサに、互いから実質的に180°離れて空気路のリップの回りに置かれた圧力センサの対を含めることもできる。圧力センサに、圧力センサの複数の対が含まれることが好ましく、対の各圧力センサは、互いから実質的に180°離れて置かれる。大気データシステムに、圧力センサの任意の個数の対を含めることができる。たとえば、大気データシステムに、4対の圧力センサを含めることができる。

10

【0014】

このシステムは、ダクト付きファン航空機の周囲の気流の速度および方向を測定する。このシステムは、気流の測定された速度および方向を使用して、突風および風のシャーを判定する。このシステムは、航空機の速度も測定することができる。さらに、この大気データシステムは、航空機に対する、気流によって生成された力を推定するために、気流の測定された速度および方向を使用する能力を提供することができる。乗物安定性制御システムは、大気データシステムによって生成された大気データを使用して、乗物姿勢を調整して、航空機の周囲の気流から生じる可能性がある乗物の空間的並進運動を防ぐことができる。

20

【0015】

航空機の大気データを測定する方法も、説明する。大気データを測定する方法には、空気圧センサに、空気路のリップ上の1つの点と実質的に180°離れたもう1つの点との圧力を測定する空気圧センサの少なくとも1つの対が含まれるように、航空機の空気路のリップ内に複数の空気圧センサを置くことが含まれる。空気圧センサを、プロセッサに接続することができ、このプロセッサは、空気圧測定値に基づいて、航空機の周囲の気流の速度および方向を計算するように動作する。速度に加えた方向の測定は、少なくとも4つの圧力センサを利用することが好ましい。

【0016】

30

さらに、航空機の周囲の気流の速度および方向を計算する方法を説明する。大気データシステムは、航空機の空気路のリップ内の複数の空気圧測定値を入手することができる。次に、大気データシステムは、乗物姿勢について圧力測定値を補償することができる。たとえば、圧力測定値を、航空機のピッチ姿勢およびロール姿勢について補償することができる。

【0017】

大気データシステムは、空気路のリップ全域で複数の圧力差を計算することができる。大気データシステムは、航空機のファンのファン速度によって圧力差を補償することができる。さらに、大気データシステムは、周囲の空気の空気密度によって圧力差を補償することができる。大気データシステムは、補償された圧力差に線形速度曲線あてはめを適用することができ、空気路のリップ全域の複数の個々の速度ベクトルが、この線形速度曲線あてはめに基づいて生成され得る。大気データシステムは、個々の速度ベクトルに基づいて気流の速度および方向を生成することができる。

40

【0018】

上記および他の態様および利点は、適当な場合に添付図面を参照して次の詳細な説明を読むことによって、当業者に明白になるであろう。さらに、この要約が、単に例示であり、請求される発明の範囲を限定することを意図されていないことを理解されたい。

【0019】

現在好ましい実施形態を、添付図面に関して下で説明するが、図面では、類似する符号が、さまざまな図面において類似する要素を指す。

50

## 【発明を実施するための最良の形態】

## 【0020】

図1は、大気データシステム102を含むダクト付きファン航空機100の絵図である。ダクト付きファン航空機100には、リップ108を有する空気路104と、空気路104内に置かれたファン106とが含まれる。大気データシステム102は、空気路104のリップ108内のダクトリップ前縁に置くことができる。

## 【0021】

さらに、ダクト付きファン航空機100は、中央本体110を有することができる。中央本体110は、航空機100の他の構成要素を含むハウジングとすることができる。中央本体110には、航空機100に動力を与えるエンジンを含めることができる。中央本体110には、大気データシステム102用のプロセッサ118およびアビオニクスシステム120など、航空機動作に関する追加構成要素を含めることができる。

10

## 【0022】

ダクト付きファン航空機100には、推力偏向をもたらすために、静翼アセンブリ112および羽根114も含めることができる。静翼アセンブリ112および羽根114は、空気路104内に置かれたファン106の下に置くことができる。静翼アセンブリ112は、空気路104内でファン106の真下に置いて、ファン106によって作られる空気の直線の流れを向けることができる。羽根114も、ファン106の下に置くことができる。たとえば、羽根114を、空気路104の出口セクション116のわずかに下に置くことができる。航空機100に、航空機100の推力偏向を実行するために固定羽根および/または可動羽根114を含めることができる。

20

## 【0023】

図1には、Class II Organic Air Vehicle (OAV)としてのダクト付きファン航空機100が示されている。しかし、大気データシステム102は、Miniature Air Vehicle (MAV)、OAV-I、および他の垂直離着陸(VTOL)乗物など、他のダクト付きファン航空機で 사용할 ことができる。さらに、大気データシステム102を、ダクト付きファン航空機100に関して説明するが、大気データシステム102は、速度および方向などの気流パラメータが測定される必要がある、他の空気路応用例で使用する ことができる。大気データシステムは、空気を空気路に押し込む手段があるすべての応用例で使用する ことができる。たとえば、大気データシステム102を、ダクト内に置かれたヘリコプタ尾部回転翼を有するシステム内で使用する ことができる。さらに、大気データシステム102を、ヘリコプタ主回転翼の上に取り付けられたダクト内など、ダクトの外の手段を有するシステム内で使用する ことができる。空気をダクトに押し込む手段を有し、大気データシステム102を利用できる他の応用例には、タービンエンジンおよび冷却塔が含まれる。

30

## 【0024】

ダクト付きファン航空機100には、アビオニクスシステム120などの追加構成要素を含めることができる。アビオニクスシステム120は、航空機100の中央本体110内に置くことができる。アビオニクスシステム120は、航空機100の高度、位置決め、および前進速度を制御することによって、航空機100を制御することができる。アビオニクスシステム120は、さまざまな入力を使用して飛行機を制御することができる。たとえば、アビオニクスシステム120は、航空機100を制御するために、慣性センサ、GPS、気流速度、および気流方向などの入力を使用することができる。大気データシステム102は、そのような入力をアビオニクスシステム120に供給することができる。

40

## 【0025】

大気データシステム102は、気流が航空機100に対して生成する力を判定することでもでき、これらの力を、飛体100の制御のためにアビオニクスシステム120によって利用することもできる。さらに、アビオニクスシステム120は、GPSセンサおよび/または慣性センサからの入力を利用することができる。

50

## 【0026】

大気データシステム102は、ダクト付きファン航空機100の空気路104のリップ108に一体化することができる。大気データシステム102には、プロセッサ118が含まれることが好ましい。代替案では、大気データシステム102に、複数のプロセッサを含めることができる。プロセッサ118は、通常はソフトウェアアプリケーションからの命令を解釈し、実行するように動作する、ハードウェア、ファームウェア、および/またはソフトウェアの任意の組合せとすることができる。たとえば、プロセッサ118を、マイクロコントローラ、マイクロプロセッサ、または特定用途向け集積回路(ASIC)とすることができる。プロセッサ118は、航空機100の中央本体110内に置くことができる。代替案では、プロセッサ118を、航空機100の空気路104内に置くことができる。

10

## 【0027】

大気データシステム102のプロセッサ118は、航空機100の周囲の大気データを計算するように動作することが好ましい。たとえば、プロセッサ118は、複数の圧力センサから圧力データを受け取り、航空機100の周囲の、突風および風のシヤーなどの気流の方向および大きさを計算するように動作する。大気データシステム102のプロセッサ118は、航空機に対する気流の力を計算するように動作することもできる。

## 【0028】

航空機100内の大気データシステム102の位置は、図2および図3でより明瞭に見ることができる。図2には、圧力センサ202が空気路104のリップ108内に取り付けられている、点AからAまでの、図1の空気路104の側面の断面図が示され、図3は、大気データシステム102の上面図である。

20

## 【0029】

図2に示されているように、圧力センサ202は、ダクトリップポート204内で空気路104の内部に取り付けられる。圧力センサ202は、静圧センサとすることができる。好ましくは、圧力センサ202を、空気路104のリップ108に同一平面で取り付けることができる。さらに、圧力センサ202は、空気路104のリップ108で形成できる高速低圧領域206に取り付けられることが好ましい。たとえば、圧力センサ202を、空気路104のリップ108で形成できる最高速最低圧領域に取り付けることができる。空気路104のリップ108の形状は、横風に非常に敏感であり、圧力センサ202の感度範囲内の圧力を展開する高速低圧領域を生成する。当技術分野で既知の通り、高速低圧領域206は、ベルヌーイの原理に起因して、空気路104のリップ108で形成され得る。

30

## 【0030】

圧力センサ202は、圧力センサ202の感度を高めるために、高速低圧領域206内に置かれることが好ましい。大気データシステム102内の圧力センサ202および他のセンサの配置は、風洞試験で配置を試験することによって決定されることが好ましい。その代わりに、計算による流れの動的なシミュレーションおよび分析を使用して配置を決定することができる。

## 【0031】

40

さらに、圧力センサ202および他のセンサは、圧力センサの配置がリップ流れの剥離によって影響されないように置かれることが好ましい。圧力センサは、広範囲の飛行条件にわたって流れの剥離によって影響されないことが好ましい。当技術分野で既知の通り、空気路104の形状は、空気路104のリップ108全域で圧力を測定する時に生じる可能性がある剥離したリップ流れの問題を最小にする際の重要な要因である。航空機100の空気路104の形状は、そのようなリップ流れの剥離を避けるように設計されることが好ましい。

## 【0032】

図3を参照すると、大気データシステム102には、空気路104のリップ108の回りに配置された複数の圧力センサ202が含まれる。対304および306などの圧力セ

50

ンサの対は、互いに反対に実質的に  $180^\circ$  離れて置かれる。図 3 には、 $45^\circ$  間隔で置かれた 8 個の圧力センサ 202 の代表的な組が示されているが、センサの正確な個数および配置は、大気データパラメータの分解能を高めるために変更することができる。たとえば、大気データシステム 102 に、それぞれが隣接する圧力センサ 202 から実質的に  $36^\circ$  の間隔に置かれた 10 個の圧力センサを含めることができる。他の配置も可能である。

#### 【0033】

圧力センサ 202 を、配線 308 を介して大気データシステム 102 のプロセッサ 118 に接続することができる。その代わりに、圧力センサ 202 とプロセッサ 118 との間の接続を、ワイヤレスとすることができる。圧力センサ 202 は、圧力センサ測定値をプロセッサ 118 に送ることができるものとする。さらに、アビオニクスシステム 120 を、プロセッサ 118 に接続することができる。

10

#### 【0034】

図 4 は、ダクト付きファン航空機 100 の空気路 104 の周囲の気流 402 の絵図である。気流 402 は、この頁に左側から右側に流れるものとして図示されている。もちろん、気流 402 は、ダクト付きファン航空機 100 に関して多数の方向に流れることができる。

#### 【0035】

図 4 に示されているように、空気路 104 の風上側 404 と空気路 104 の風下側 406 で、空気路 104 のリップ 108 に圧力差がある。大気データシステム 102 は、気流情報を供給するために、空気路 104 の風上側 404 と風下側 406 との間のこの圧力差を利用する。

20

#### 【0036】

空気路 104 の側 406 と 406 との間の圧力差は、 $p_{duct} = p_{windward} - p_{leeward}$  として計算することができる。複数の圧力センサ対 304 および 306 が、図 3 に示されているように空気路 104 のリップ 108 の全域に置かれる時に、大気データシステム 102 は、複数の圧力差を測定し、計算することができる。圧力センサ 202 が、圧力を測定し、大気データシステム 102 のプロセッサ 118 が、空気路 104 全域の複数の圧力差を計算することが好ましい。

#### 【0037】

一般に、圧力センサ 202 は、気流 402 の速度に敏感であり、差圧測定値と気流 402 の速度との間には、線形関係がある可能性がある。この空気路 104 全域の圧力測定値と空気路 104 の周囲の気流 402 の速度との間の線形関係は、大気データの計算に有用である。

30

#### 【0038】

図 5 は、ダクト付きファン航空機 100 の大気データシステム 102 による大気データ生成の方法 500 を示す流れ図である。図 5 に示された例には、大気データシステム 102 のプロセッサ 118 によって実行できるステップが示されている。

#### 【0039】

ブロック 502 で、大気データシステム 102 は、大気データを判定するのに使用される入力を受け取ることができる。この入力には、空気密度 ( $p$ )、ダクト付きファン 106 のファン速度 ( $n$ )、乗物ピッチ角、乗物ロール角、および空気路 104 のリップ 108 の全域での圧力センサ 202 の対からの差圧測定値を含めることができる。大気データシステム 102 のプロセッサ 118 は、これらの入力を受け取ることができる。

40

#### 【0040】

ブロック 504 で、大気データシステム 102 は、気流 402 の速度に対する圧力差の較正された線形曲線あてはめを適用することができる。上で述べたように、圧力センサ 202 の対の差圧測定値とダクト付きファン航空機 100 の周囲の気流 402 の速度との間には、線形の関係がある。空気路 104 のリップ 108 全域での圧力差と航空機 100 の周囲の気流 402 の速度との間の線形関係を正確に判定するために、圧力差測定値を、

50

ロック 502 で受け取られた他の入力によって調整することができる。較正された線形曲線あてはめの適用を、さらに、図 6 を参照して説明する。

#### 【0041】

ブロック 506 で、大気データシステム 102 は、気流 402 の速度および方向を判定することができる。大気データシステム 102 は、ブロック 504 で適用された気流 402 の速度に対する圧力差の較正された線形曲線あてはめに基づいて、気流 402 の速度および方向を判定することができる。この判定を、さらに、図 6 を参照して説明する。

#### 【0042】

ブロック 508 で、大気データシステム 102 は、気流 402 が航空機 100 に対して生成する力を推定することができる。大気データシステム 102 は、ブロック 504 で適用された気流 402 の速度に対する圧力差の較正された線形曲線あてはめに基づいて、気流 402 が航空機 100 に対して生成する力を推定することができる。この推定を、さらに、図 6 を参照して説明する。

#### 【0043】

大気データシステム 102 は、大気データを生成するために、航空機 100 の飛行全体を通じて大気データ生成の方法 500 を繰り返すことができる。その代わりに、大気データシステム 102 は、航空機 100 の飛行中に周期的に大気データ生成の方法 500 を繰り返すことができる。

#### 【0044】

図 6 は、ブロック 504 で説明された較正された線形曲線あてはめを適用する計算データフローを示す流れ図 600 である。

ブロック 602 で、プロセッサ 118 は、大気データシステム 102 の圧力センサ 202 から、空気路 104 を通って流れる気流 402 に基づく圧力入力を受け取る。ブロック 604 で、各圧力センサ入力が、ダクト付きファン航空機の姿勢によって変更される。たとえば、各圧力入力は、ダクト付きファン航空機のピッチについて補償するために、 $p$  ピッチ角によって変更される。さらに、各圧力センサ入力は、ダクト付きファン航空機のロール姿勢について補償するために、 $\phi_R$  ロール角によって変更される。さらに、圧力データの相対的な大きさを、姿勢の利得乗数係数 (gain multiplier factor) によって変更することができる。この補償は、地軸と乗物軸との間の座標変換を行う。乗物姿勢は、所望の速度または風に関する補償のいずれかからの相対風速のインジケータである。ピッチ角およびロール角は、航空機のアビオニクスシステム 120 から推定することができる。たとえば、航空機のピッチ角およびロール角を、乗物慣性センサシステムから判定することができる。

#### 【0045】

ブロック 606 で、大気データシステム 102 は、圧力センサ 202 の対の間の圧力差値を計算することができる。上で述べたように、圧力差は、空気路 104 の風上側 404 の圧力センサ 202 と空気路 104 の風下側 406 の実質的に  $180^\circ$  離れた圧力センサ 202 との間で計算することができる。差分センサ対値は、対の第 1 圧力センサで入手された圧力センサ入力を対の第 2 圧力センサで入手された圧力センサ入力から減算することによって得ることができる。

#### 【0046】

たとえば、1つの差測定値を、 $0^\circ$  に置かれた圧力センサ 202 によって測定された圧力と  $180^\circ$  に置かれた圧力センサ 202 によって測定された圧力との間の差とすることができる。図 3 および図 6 に示されたものなどの 8 つの圧力センサ 202 を有する大気データシステム 102 では、4 つの差圧測定値があることが好ましい。圧力センサのそのような配置では、差圧測定値が、 $p(135 - 315)$ 、 $p(180 - 0)$ 、 $p(225 - 45)$ 、および  $p(270 - 90)$  である。代替案では、圧力差を、実質的に  $180^\circ$  で直接にダクト全域にわたるセンサを有する対以外のセンサの対から計算することができる。たとえば、圧力差測定値を、8 つの圧力センサ構成の  $135^\circ$  圧力センサ位置および  $225^\circ$  圧力センサ位置から入手することができる。圧力差測定値に関する他の対

10

20

30

40

50



も、可能である。

【 0 0 4 7 】

ブロック 6 0 8 で、差圧対値を線形化するために、差分圧力センサ対値を、ファン速度  $n$  によって補償することができる。圧力差は、差圧測定値をファン速度によって割ること  $p / n$  によって、ファン速度に対して正規化することができる。

【 0 0 4 8 】

ブロック 6 1 0 で、大気データシステム 1 0 2 は、空気密度入力  $P_c$  から空気密度補償を実行することができる。密度高度は、温度および圧力から計算される。使用される圧力  
10  
の数は、すべてのセンサ圧力の平均値である。次に、密度高度  $DH = 145426 [1 - ((P_0 / P_{SL}) / (T / T_{SL}))^{0.235}]$  (ただし、 $P_0$  は大気圧、 $P_{SL}$  は海面大気圧、 $T$  は雰囲気温度、 $T_{SL}$  は界面雰囲気温度) が、各個々の  $p$  に適用される。

【 0 0 4 9 】

ブロック 6 1 2 で、大気データシステム 1 0 2 は、空気路全域の気流の個々の速度を生成するために、大気データの線形化のために線形速度曲線あてはめを適用することができる。したがって、補償された  $p_{(135-315)}$ 、 $p_{(180-0)}$ 、 $p_{(225-45)}$ 、および  $p_{(270-90)}$  について、大気データシステム 1 0 2 は、空気  
20  
路 1 0 4 全域の気流 4 0 2 の個々の速度を生成するために、圧力差に速度曲線あてはめを適用することができる。図 3 に示された 8 つの圧力センサ 2 0 2 を有する配置では、大気データシステム 1 0 2 は、図 6 で  $V_{(135-315)}$ 、 $V_{(180-0)}$ 、 $V_{(225-45)}$ 、および  $V_{(270-90)}$  と示される 4 つの個々の速度ベクトル  $V_N$  を生成する。圧力差が計算され、正規化された後に、圧力差対気流の速度の関係は、線形であり、線形曲線あてはめの切片値 (intercept value) は、0 に近い。したがって、個々の速度ベクトル  $V_N$  を、圧力センサ 2 0 2 によって測定された圧力データから入手することができる。

【 0 0 5 0 】

たとえば、図 7 に、ほぼ 0 の切片値を有する、所与の乗物ピッチに関する、速度に対してプロットされた補償され正規化された圧力データの線形速度曲線あてはめ 7 0 2 を示す  
30  
グラフ 7 0 0 を示す。速度に対してプロットされた較正され正規化された圧力データの線形速度曲線あてはめ 7 0 2 は、異なる乗物ピッチ角について変化する可能性がある。

【 0 0 5 1 】

図 6 に戻って、ブロック 6 1 4 で、プロセッサ 1 1 8 は、空気路のリップ全域の空気の個々の速度ベクトルに基づいて気流の総速度ベクトル ( $V_T$ ) 6 1 6 を生成するために、  
得られた速度曲線あてはめを処理することができる。プロセッサ 1 1 8 は、個々の速度ベクトル  $V_{(135-315)}$ 、 $V_{(180-0)}$ 、 $V_{(225-45)}$ 、および  $V_{(270-90)}$  を合計することによって  $V_T$  を生成することができる。この総速度ベクトルには、航空機 1 0 0 に関する気流の速度および方向が含まれる。

【 0 0 5 2 】

また、ブロック 6 1 4 で、プロセッサ 1 1 8 は、航空機 1 0 0 に対して気流 4 0 2 によって生成される瞬間力 ( $F_T$ ) 6 1 8 を生成するために、得られた速度曲線あてはめを  
40  
処理することができる。瞬間力 6 1 8 は、アビオニクスシステム 1 2 0 によって、航空機 1 0 0 を制御するのに利用することができる。当技術分野で既知の通り、乗物に対して気流によって生成される力は、乗物に作用する気流の速度および方向から推定することができる。アビオニクスシステム 1 2 0 は、突風および風のシャーなど、航空機 1 0 0 の周囲の気流 4 0 2 から生じる横並進運動を防ぐために乗物姿勢を調整するために、大気データシステム 1 0 2 のプロセッサ 1 1 8 によって生成された推定された力を使用することができる。

【 0 0 5 3 】

さらに、気流の速度および方向と、航空機 1 0 0 に対して気流 4 0 2 によって生成された力とを、内側ループ突風排除制御システム (inner loop gust rej  
50

ection control system)によって使用することができる。このシステムは、結果の横並進運動をすべて防ぐために、加えられる力を予期して、航空機によって計算された風または突風の方向に航空機を傾けることができる。

#### 【0054】

大気データシステム102は、速度と、方向と、横風、風のシャー、突風、および時間依存の動的空気力からの乗物への結果の変位力とを正確に測定できる大気データシステムを航空機100に与えることができる。大気データシステム102は、空気路のリップ全域の空気圧測定値の集合に基づいて大気データを測定する。空気圧測定値のこの集合に基づいて、大気データシステムは、空気路のリップ上の第1点と第1点から実質的に180°離れた第2点との間の差圧を計算する。この測定値を使用して、大気データシステムは、速度、方向、および航空機の周囲の気流から乗物への結果の変位力を判定するように動作することができる。さらに、GPSセンサまたは慣性センサによって供給される誤差に基づいて航空機100の横並進運動を訂正するために乗物姿勢を調整するのではなく、ナビオニクスシステムは、航空機100のそのような横並進運動を防ぐために乗物姿勢を調整するために、大気データシステム102によって供給される情報を利用することができる。

10

#### 【0055】

図示の実施形態が、例にすぎず、本発明の範囲を限定するものと解釈されてはならないことを理解されたい。添付の特許請求の範囲は、その趣旨で述べられていない限り、記述された順序または要素に限定するものと解釈されてはならない。したがって、添付の特許請求の範囲の範囲および趣旨とその同等物とに含まれるすべての実施形態が、本発明として請求される。

20

#### 【図面の簡単な説明】

#### 【0056】

【図1】1つの例による、大気データシステムを含むダクト付きファン航空機を示す絵図である。

【図2】1つの例による、圧力センサが空気路のリップ内に取り付けられている、点AからAまでの、図1の空気路の側面を示す断面図である。

【図3】1つの例による、大気データシステムを示す上面図である。

【図4】1つの例による、空気路の周囲の気流を示す側面絵図である。

30

【図5】1つの例による、大気データ生成の方法を示す流れ図である。

【図6】1つの例による、図5の大気データを生成するための線形曲線あてはめを適用する計算データフローを示す流れ図である。

【図7】1つの例による、補償され正規化された圧力データに対する速度データの線形曲線あてはめを示すグラフである。

#### 【符号の説明】

#### 【0057】

- 100 ダクト付きファン航空機
- 102 大気データシステム
- 104 空気路
- 106 ファン
- 108 リップ
- 110 中央本体
- 112 静翼アセンブリ
- 114 羽根
- 116 出口セクション
- 118 プロセッサ
- 120 ナビオニクスシステム
- 202 圧力センサ
- 204 ダクトリップポート

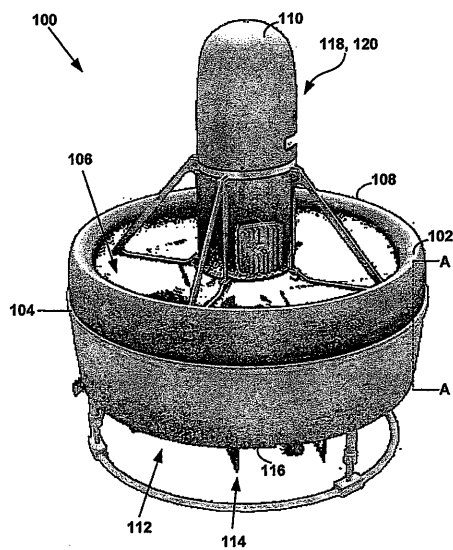
40

50

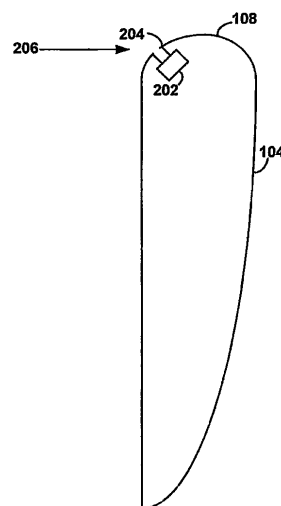
2 0 6 高速低圧領域  
3 0 4 対  
3 0 6 対  
3 0 8 配線  
4 0 2 気流  
4 0 4 風上側  
4 0 6 風下側  
6 1 6 総速度ベクトル ( $V_T$ )  
6 1 8 瞬間力 ( $F_T$ )  
7 0 0 グラフ  
7 0 2 線形速度曲線あてはめ

10

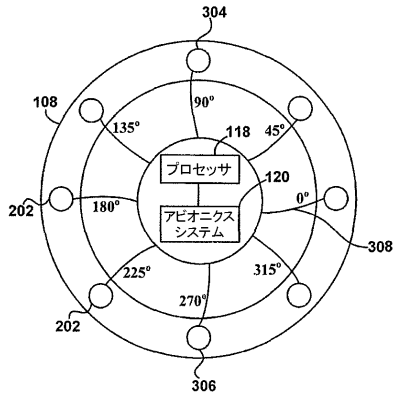
【図 1】



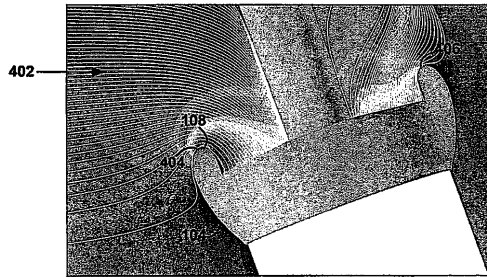
【図 2】



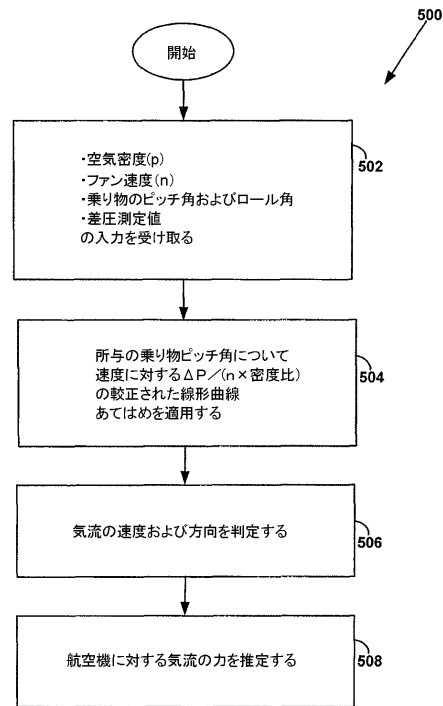
【図 3】



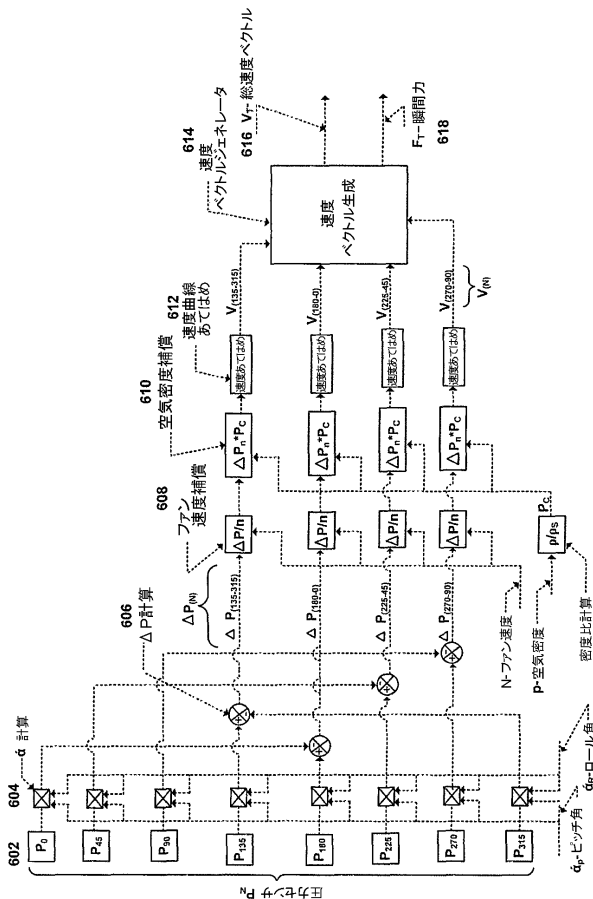
【図 4】



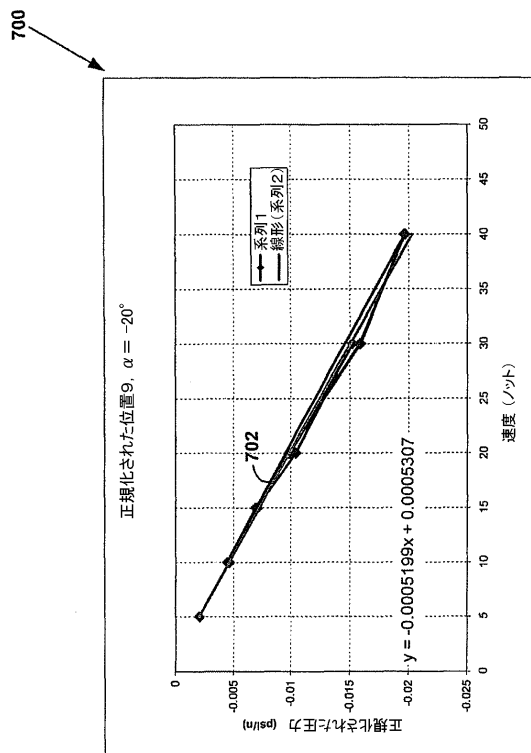
【図 5】



【図 6】



【図 7】



## フロントページの続き

(74)代理人 100096013

弁理士 富田 博行

(74)代理人 100101373

弁理士 竹内 茂雄

(72)発明者 エムレイ・アール・グーセン

アメリカ合衆国ニューメキシコ州 8 7 1 2 3 , アルバカーキー , ランチ・トレイル・サウスイースト 1 6 0 4

(72)発明者 ジョナサン・リー・フレミング

アメリカ合衆国バージニア州 2 4 0 6 0 , ブラックバーク , ウッドバイン・ドライブ 1 0 3

審査官 田邊 英治

(56)参考文献 特開平 1 1 - 2 1 7 0 9 9 ( J P , A )

特開平 8 - 5 8 6 9 7 ( J P , A )

特開 2 0 0 4 - 3 0 6 6 6 8 ( J P , A )

特開平 6 - 2 9 3 2 9 6 ( J P , A )

米国特許出願公開第 2 0 0 6 / 0 0 2 7 7 0 2 ( U S , A 1 )

特開昭 6 2 - 1 8 2 6 7 1 ( J P , A )

特開平 5 - 5 2 8 6 4 ( J P , A )

(58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)

G 0 1 P 5 / 0 0 - 5 / 2 2

G 0 1 P 1 3 / 0 0 - 1 3 / 0 4

B 6 4 C 1 9 / 0 0

B 6 4 C 2 9 / 0 0