

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第5083572号
(P5083572)

(45) 発行日 平成24年11月28日 (2012.11.28)

(24) 登録日 平成24年9月14日 (2012.9.14)

(51) Int. Cl. F I
B 6 4 C 25/08 (2006.01) B 6 4 C 25/08
B 6 4 F 1/10 (2006.01) B 6 4 F 1/10

請求項の数 22 (全 14 頁)

(21) 出願番号	特願2009-502177 (P2009-502177)	(73) 特許権者	510286488
(86) (22) 出願日	平成19年2月23日 (2007.2.23)		エアバス オペレーションズ リミテッド
(65) 公表番号	特表2009-531223 (P2009-531223A)		A I R B U S O P E R A T I O N S L
(43) 公表日	平成21年9月3日 (2009.9.3)		I M I T E D
(86) 国際出願番号	PCT/GB2007/000633		イギリス国 ブリストル ビーエス99
(87) 国際公開番号	W02007/110566		7エイアール ブリストル ニュー フィ
(87) 国際公開日	平成19年10月4日 (2007.10.4)		ルトン ハウス
審査請求日	平成22年2月19日 (2010.2.19)	(74) 代理人	100068618
(31) 優先権主張番号	0606087.5		弁理士 粁 経夫
(32) 優先日	平成18年3月27日 (2006.3.27)	(74) 代理人	100104145
(33) 優先権主張国	英国 (GB)		弁理士 宮崎 嘉夫
		(74) 代理人	100109690
			弁理士 小野塚 薫
		(74) 代理人	100135035
			弁理士 田上 明夫

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機の操向角警報システム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

前脚と、航空機に全体が配置された回転測定ユニットとを含む航空機であって、前記回転測定ユニットは、操向角警報システムの一部を構成するとともに、前脚と航空機の胴体の長手軸との間の操向角に応じた第1信号を警報ユニットに出力するように構成されており、前記警報ユニットは、前記操向角が、超過すると前脚に損傷が発生する重大な危険性がある角度に近いかまたは等しい既定値よりも大きいとき、前記第1信号に応じて警報を発生するように構成されていることを特徴とする航空機。

【請求項 2】

前記回転測定ユニットは、航空機操向システムの一部であることを特徴とする請求項 1 に記載の航空機。 10

【請求項 3】

前記回転測定ユニットは、航空機の前脚に配置されたロータリー可変差動変換器 (Rotary Variable Differential Transducer: R V D T) を含むことを特徴とする請求項 1 または 2 に記載の航空機。

【請求項 4】

前記警報ユニットは、ストロボ灯を含むことを特徴とする請求項 1 から 3 のいずれか 1 項に記載の航空機。

【請求項 5】

前記警報ユニットは、航空機に配置されていることを特徴とする請求項 1 から 4 のいづ 20

れか 1 項に記載の航空機。

【請求項 6】

前記警報ユニットは、航空機を牽引するように構成された牽引車両に配置されていることを特徴とする請求項 1 から 4 のいずれか 1 項に記載の航空機。

【請求項 7】

前記既定値は、航空機の最大許容操向角の 80% と 90% の間であることを特徴とする請求項 1 から 6 のいずれか 1 項に記載の航空機。

【請求項 8】

前記既定値は、55度と65度の間であることを特徴とする請求項 1 から 7 のいずれか 1 項に記載の航空機。

10

【請求項 9】

前記警報ユニットは、前記第 1 信号を受信し、前記第 1 信号に基づいて前記操向角が前記既定値よりも大きいか否かを判別し、この判別に応じて前記警報ユニットに制御信号を出力するように構成された比較ユニットの前記制御信号を受信して、前記制御信号に応じて警報を発生することを特徴とする請求項 1 から 8 のいずれか 1 項に記載の航空機。

【請求項 10】

前記比較ユニットは、電子回路を含むことを特徴とする請求項 9 に記載の航空機。

【請求項 11】

前記比較ユニットは、ソフトウェアモジュールを含むことを特徴とする請求項 9 に記載の航空機。

20

【請求項 12】

操向角に応じた第 1 信号を受信するインターフェースが、該インターフェースからの警報ユニットを使用可能にする信号を前記警報ユニットが受信できるように構成されており、前記警報ユニットは、使用時に、前記操向角が既定値よりも大きいときに警報を発生するように構成されていることを特徴とする請求項 1 から 11 のいずれか 1 項に記載の航空機。

【請求項 13】

前記回転測定ユニットは、パイロットに対して前記操向角の標示を提供するため、使用時に前記操向角に応じた第 2 信号をさらに出力するように構成されていることを特徴とする請求項 12 に記載の航空機。

30

【請求項 14】

前記前脚に配置された前記警報ユニットをさらに含むことを特徴とする請求項 12 または 13 に記載の航空機。

【請求項 15】

前記警報ユニットは、前記前脚に連結された牽引車両に配置されていることを特徴とする請求項 12 または 13 に記載の航空機。

【請求項 16】

前記インターフェースは、使用時に前記第 1 信号が送信される接続部を含み、該接続部には、前記第 1 信号を前記警報ユニットに伝達するためのケーブルが接続可能であることを特徴とする請求項 12 から 15 のいずれか 1 項に記載の航空機。

40

【請求項 17】

前記インターフェースは、前記第 1 信号の前記警報ユニットへの無線通信を可能とするものであることを特徴とする請求項 12 から 15 のいずれか 1 項に記載の航空機。

【請求項 18】

前記回転測定ユニットは、比較ユニットを介して前記第 1 信号を出力するように構成され、前記比較ユニットは、前記第 1 信号に基づいて前記操向角が前記既定値よりも大きいか否かを判別し、この判別に応じて前記警報ユニットに制御信号を出力するように構成されており、前記警報ユニットは、前記制御信号を受信して、前記制御信号に応じて警報を発生するように構成されていることを特徴とする請求項 12 から 17 のいずれか 1 項に記載の航空機。

50

【請求項 19】

航空機の過大な操向角に対して警報を発する方法であって、

- (i) 航空機に全体が配置された回転測定ユニットから、航空機の前脚と航空機の胴体の長手軸との間の操向角に応じた第1信号を出力する段階と、
 - (ii) 前記第1信号に基づいて、前記操向角が、超過すると前脚に損傷が発生する重大な危険性がある角度に近いまたは等しい既定値よりも大きいか否かを判別する段階と、
 - (iii) 前記操向角が前記既定値よりも大きい場合、警報が発生する段階と、
- を含む方法。

【請求項 20】

前記操向角が既定値よりも大きいか否かを判別する段階は、比較ユニットにより実行され、前記判別に応じて前記比較ユニットから制御信号を出力し、該制御信号を警報ユニットで受信し、前記制御信号に応じて前記警報が発生する段階をさらに含むことを特徴とする請求項 19 に記載の方法。

10

【請求項 21】

前記警報は、航空機に配置された警報ユニットにより発生することを特徴とする請求項 19 または 20 に記載の方法。

【請求項 22】

航空機に全体が配置され、航空機の前脚と航空機の胴体の長手軸との間の操向角を測定して前記操向角に応じた第1信号を出力するように構成された回転測定デバイスから、第1信号を受信するように構成された警報ユニットを含み、前記警報ユニットは、航空機の前記操向角が、超過すると前脚に損傷が発生する重大な危険性がある角度に近いまたは等しい既定値よりも大きいとき、前記第1信号に応じて警報が発生するように構成されていることを特徴とする航空機を牽引するための牽引車両。

20

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、操向角警報システム、操向角警報システムを含む航空機及び／又は牽引車両、航空機の過大な操向角に対して警報を発する方法に関する。

【背景技術】

【0002】

30

航空機の地上での移動は、多くの場合、航空機の前脚（機首部着陸装置）に連結された牽引車両によって実施される。牽引車両は、前脚を過大な操向角にまで回転させ、前脚アセンブリーに損傷を与える可能性がある。

【0003】

従来、過大な操向角に対して警報を発するためのいくつかのシステムが知られている。例えば、前脚の回転脚上に色付きのマーキングを施し、かつ、航空機の本体及び／又は前脚の固定部分上に色付きのマーキングを施す場合がある。これらのマーキングは、互いの整列が、前脚の回転角度が過大であることを示す視覚的警報として機能するように配置されている。しかし、このシステムは、視界不良及び運転者の注意散漫等の要因から影響を受けるため、有効に機能しない場合がある。

40

【0004】

警報システムの別の例が、米国特許出願第 10 / 795, 539 号（米国特許出願公開第 2005 / 0196256 号）に記載されている。この警報システムは、牽引車両に取り付けられた 2 つの超音波センサを含んでおり、少なくとも 1 つのセンサは、操向角が比較的小さいときに、センサ上方の航空機構造物の存在を検出し、操向角が比較的大きいときに、航空機構造物を検出しないように構成されている。そして、1 つのセンサが航空機構造物の存在を検出しない場合、システムは、運転者に対して、操向角が過度に大きい可能性があることを警告する。このようなシステムは、専用に設計された牽引車両を要し、著しく複雑であると考えられる。また、このシステムは、航空機構造物から反射される信号の検出に依存しており、検出器の汚れ又は異物によって悪影響を受ける可能性がある。

50

さらに、このシステムは、牽引される航空機の種類に応じて較正する必要がある。

【 0 0 0 5 】

【特許文献 1】米国特許出願公開第 2 0 0 5 / 0 1 9 6 2 5 6 号明細書

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【 0 0 0 6 】

本発明は、上述した欠点の少なくとも 1 つを軽減することを目的とする。本発明の他の目的または追加の目的は、航空機の地上走行の間の過大な操向角に対して警報を発するための、単純性、高信頼性、及び / 又は有効性を備えた手段を提供することである。

【課題を解決するための手段】

10

【 0 0 0 7 】

本発明は、前脚と、航空機に全体が配置された回転測定ユニットとを含む航空機であって、前記回転測定ユニットは、操向角警報システムの一部を構成するとともに、前脚と航空機の胴体の長手軸との間の操向角に応じた第 1 信号を警報ユニットに出力するように構成されており、前記警報ユニットは、前記操向角が、超過すると前脚に損傷が発生する重大な危険性がある角度に近いかまたは等しい既定値よりも大きいとき、前記第 1 信号に応じて警報を発生するように構成されていることを特徴とする航空機を提供する。

【 0 0 0 8 】

本発明に係る操向角警報システムは、回転測定ユニットの全体が航空機に配置されているため、航空機が牽引されている時及び場所の如何にかかわらず使用することが可能であり、また、使用される特定の種類の牽引車両に依存する必要がない。加えて、牽引車両を改装する必要もない。

20

【 0 0 1 0 】

ここで、「操向角 (steering angle)」という用語は、当業者には容易に理解されるものである。但し、この用語に何らかの曖昧さがある場合には、「操向角」という用語は、前脚の車輪の横滑りのない前方回転による移動方向と、航空機の長手軸との間の (上方から見た) 角度を意味するものとする。したがって、0 度の操向角は、前脚が航空機の長手軸に対して平行な方向を向いていることに相当し、6 0 度の操向角は、前脚が、航空機の長手軸に対して 6 0 度の角度で傾いていることに相当する。この角度は、航空機の機首から時計回り又は反時計回りのいずれかの方向に測定される。

30

【 0 0 1 1 】

本発明に係る操向角警報システムの特定の要素は、本発明に係る操向角警報システムが航空機に取り付けられていない場合でも、その航空機上に存在するものであってもよい。このような要素は、例えば、本発明に係る操向角警報システムにおけるその要素の機能とは異なる任意の機能を実行するために備えられるものであってもよい。本発明に係る操向角警報システムの特定の要素は、航空機のシステムと統合されていてもよい。操向角警報システムの組み込みに関連する本発明の実施形態では、このような要素は、航空機に既に配備されているものである。本発明に係る操向角警報システムの特定の要素は、操向角警報システムに関連する機能を実行し、さらに、操向角警報システム以外のシステムに関連する機能を実行するように構成されるものであってもよい。

40

【 0 0 1 2 】

回転測定ユニットは、航空機操向システムの一部であってもよい。回転測定ユニットは、操向角に応じた第 2 信号を出力するように構成され、航空機操向システムは、パイロットに対して、第 2 信号に応じて操向角の標示を提供するように構成されているものであってもよい。本発明の特定の実施形態では、第 1 及び第 2 信号は共通の 1 つの信号である。例えば、回転測定ユニットは、操向角に応じた第 1 信号を出力するように構成され、この信号が、航空機操向システムと操向角警報システムの両方で使用されるものであってもよい。

【 0 0 1 3 】

操向角警報システムの要素が、航空機の別のシステムの一部であるか、又は、別のシス

50

テムと統合されている構成は、これによって、操向角警報システムを比較的単純なものにすることが可能となり、例えば操向角警報システムを組み込むとときに、既存の航空機に比較的僅かな改装を要するのみであり、及び／又は、将来の航空機の設計に比較的僅かな変更を要するのみである点で、特に有利なものである。加えて、既存の航空機システムは、通常、厳しい試験に合格した非常に信頼性の高いものである。

【 0 0 1 4 】

典型的な航空機は、前脚に装着された少なくとも１つのロータリー可変差動変換器 (Rotary Variable Differential Transducer: R V D T) を有している。この R V D T は、前脚の操向角に応じて、典型的には操向角に比例する出力信号 (通常は電圧) を供給し、典型的には、航空機操向システムの油圧系統に結合されている。本発明の一実施形態における回転測定ユニットは、ロータリー可変差動変換器 (R V D T) を含むものであってもよく、複数の R V D T を含むものであってもよい。回転測定ユニットは、前脚に配置されるものであってもよい。

10

【 0 0 1 5 】

警報は、可聴警報であってもよい。それに替えて、あるいは、それに加えて、警報を可視警報としてもよい。警報は、例えば、光であってもよい。この光を、色光とすることもできる。警報は、ストロボ光 (strobe light) であってもよい。ストロボ光は、大抵の条件下で非常に見え易いため、警報として特に有効であると考えられる。

【 0 0 1 6 】

警報ユニットは、好ましくは、通常の牽引作業中の地上牽引作業員に近接する位置に配置される。警報ユニットは、航空機に配置されるものであってもよい。例えば、警報ユニットは、航空機の前脚に配置されるものであってもよい。警報ユニットは、操向角に応じて変化しない位置に配置されるものであってもよい。例えば、警報ユニットは、全牽引角度に亘って牽引車両の運転者に見えるように、前脚のメインフィッティングに配置されるものであってもよい。

20

【 0 0 1 7 】

警報ユニットは、航空機を牽引するように構成された牽引車両に配置されるものであってもよい。このような構成は、例えば、牽引車両の運転席から前脚が見えない場合に、特に有効なものである。

【 0 0 1 8 】

本発明に係る操向角警報システムは、操向角が既定値よりも大きいときに警報を発生するように構成された複数の警報ユニット (例えば、航空機に配置された一次警報ユニットと、牽引車両に配置された二次警報ユニット) を含むものであってもよい。本明細書で言及される「警報ユニット」は、勿論、複数の警報ユニットのうちの１つ又は複数の警報ユニットに同等に適用されるものである。複数の警報ユニットを備える場合、これらの警報ユニットの構成は、それぞれ異なるものであってもよい。例えば、１つの警報ユニットは、可聴警報を発生するように構成され、一方、他の警報ユニットは、可視警報を発生するように構成されるものであってもよい。

30

【 0 0 1 9 】

警報ユニットは、好ましくは、操向角が最大許容操向角に近づいたとき、及び／又は、最大許容操向角を超えたときに、警報を発生するように構成される。したがって、既定値は、最大許容操向角に近いか又は等しい値であることが好ましい。最大許容操向角は、典型的には、その角度を超えると前脚に損傷が発生する重大な危険性がある角度である。既定値は、航空機の最大許容操向角の 60 % と 100 % の間の値であってもよい。既定値は、航空機の最大許容操向角の 70 % と 95 % の間の値であってもよい。既定値は、航空機の最大許容操向角の 80 % と 90 % の間の値であってもよい。

40

【 0 0 2 0 】

既定値は、40 度と 70 度の間の値であってもよい。既定値は、55 度と 65 度の間の値であってもよい。

【 0 0 2 1 】

50

ここで、警報ユニットにおける警報の発生とは、単に、警報ユニットの状態が警報状態から非警報状態に変化することを意味するものである。例えば、本発明には、操向角が特定の値よりも小さいときに音／光等を放射し、操向角がその特定の値よりも大きくなったときに音／光等の放射を停止する警報ユニットの概念が含まれる。この場合、警報という用語は、バックグラウンド状態の変化（例えば、有音状態から無音状態への変化）を含むものである。

【 0 0 2 2 】

警報ユニットは、特定の他のパラメータ（操向角が既定値よりも大きいというパラメータ以外のパラメータ）が適合したとき、好ましくはそのときのみに、警報を発生するように構成されていてもよい。他のパラメータにはユーザ入力が含まれる。例えば、警報ユニットは、牽引キーが掛けられているときにのみ警報を発生するように構成されていてもよい。これによって、航空機が牽引されていないときの警報の誤発生を防止することができる。警報ユニットは、牽引キーが掛けられた後に短期間だけ警報を発生させるように構成されていてもよい。この構成によって、ユーザは、システムが機能していることを確かめることができる。

10

【 0 0 2 3 】

本発明に係る操向角警報システムは、操向角が既定値よりも大きいかな否かを判別するための比較ユニットを含むものであってもよい。操向角警報システムは、第 1 信号を受信し、第 1 信号に基づいて操向角が既定値よりも大きいかな否かを判別し、この判別に応じて警報ユニットに制御信号を出力するように構成された比較ユニットをさらに含み、警報ユニットは、制御信号を受信して制御信号に応じて警報を発生するものであってもよい。比較ユニットは、電子回路を含むものであってもよく、例えば単純な分圧器またはホイートストンブリッジを含むものであってもよい。この電子回路は、航空機などの電子回路と統合されてもよい。比較ユニットは、ダイオードを含むものであってもよい。比較ユニットは、ロジック回路構成を含むものであってもよい。

20

【 0 0 2 4 】

比較ユニットは、ソフトウェアモジュールを含むものであってもよい。このソフトウェアモジュールは、航空機などのソフトウェアシステムと統合されているものであってもよい。ソフトウェアモジュールを含む比較ユニットは、ソフトウェアが比較的廉価に組み込むことができ、保守が容易であるため、特に有用である。

30

【 0 0 2 5 】

比較ユニットは、操向角が特定の閾値（典型的には、最大許容操向角の直下の値）を超えたかな否かを判別するように構成されていてもよい。例えば、比較ユニットは、第 1 信号と閾値とを比較し、この比較に基づいて制御信号を出力するように構成されていてもよい。比較ユニットは、操向角が最大許容操向角に近づいているかな否かを判別するように構成されていてもよい。例えば、比較ユニットは、操向角の変動率を判定し、（比較的短い）既定時間内に最大許容操向角を超過するかな否かを判別するものであってもよい。比較ユニットは、操向角が超過する可能性が高い場合に制御信号を出力するものであってもよい。この場合、制御信号は、操向角が既定値を超えない段階で出力される。このような構成は、警報を早期に発生させることを可能とし、それによって、操向角が最大許容操向角に近づくときの操向角の変動率が大きい場合に、重大な損傷の発生を防止できるため、有利なものである。

40

【 0 0 2 6 】

本発明の実施形態で使用される信号、例えば第 1 信号、第 2 信号、及び／又は制御信号は、典型的には（及び、好ましくは）、例えば電圧のような電気信号であるが、本発明において、これらの信号は、ギア又はレバーの動作のような機械的信号であってもよい。加えて、「信号」の状態には、物理的信号が存在しないゼロ状態が含まれるものである。例えば、電気信号の状態は、0 ボルトを含むものであってもよい。

【 0 0 2 7 】

勿論、制御信号は、第 1 信号と実質的に同一のものであってもよい。例えば、比較ユニ

50

ットは、操向角が既定値を超えた場合に単に第 1 信号を警報ユニットに中継するものであってもよい。

【 0 0 2 8 】

本発明の別の態様では、操向角に応じた第 1 信号を受信するインターフェースが、該インターフェースからの警報ユニットを使用可能にする信号を前記警報ユニットが受信できるように構成されており、前記警報ユニットは、使用時に、前記操向角が既定値よりも大きいときに警報を発生することを特徴とする航空機が提供される。インターフェースは、好ましくは、パイロットに対して操向角の標示を提供するように構成される手段とは別個に構成される。好ましくは、回転測定ユニットは、パイロットに対して操向角の標示を提供するため、使用時に操向角に応じた第 2 信号をさらに出力するように構成される。

10

【 0 0 2 9 】

警報ユニットは、好ましくは、航空機（例えば、前脚）に配置されるが、必ずしもそうである必要はない。したがって、本発明に係る航空機は、警報ユニットを含む場合もあり、含まない場合もある。航空機は、例えば、前脚に連結される牽引車両に関連し、警報ユニットは、牽引車両に配置されるものであってもよい。この構成は、操向角警報システムが複数の警報ユニットを含むような本発明の実施形態において、特に有用であると考えられる。それは、この場合、少なくとも 1 つの警報ユニットを航空機に配置し、少なくとも 1 つの警報ユニットを牽引車両に配置することができるためである。

【 0 0 3 0 】

同様に、インターフェースも、好ましくは、航空機に配置されるが、必ずしもそうである必要はない。インターフェースの少なくとも一部は、航空機に配置されるものであってもよい。インターフェースの少なくとも一部は、牽引車両に配置されるものであってもよい。インターフェースの少なくとも一部は、警報ユニットとともに配置されるものであってもよい。例えば、警報ユニットが牽引車両に配置されているような本発明の一実施形態において、インターフェースも牽引車両に配置されるものであってもよい。

20

【 0 0 3 1 】

インターフェースは、例えばソケットのような、使用時に第 1 信号又は第 1 信号に応じた信号が送信される接続部を含み、接続部には、その信号を警報ユニットに伝達するためのケーブルが接続可能であってもよい。インターフェースは、ケーブルを含むものであってもよい。ケーブルは、例えば、第 1 信号を伝送するために回転測定ユニットと警報ユニットとを直接接続するものである。インターフェースは、航空機と牽引車両を接続するものであってもよい。インターフェースは、例えば第 1 信号の警報ユニットへの無線通信のような、無線通信を可能とするように構成されていてもよい。

30

【 0 0 3 2 】

回転測定ユニットは、比較ユニットを介して第 1 信号を出力するように構成され、比較ユニットは、第 1 信号に基づいて操向角が既定値よりも大きいか否かを判別し、この判別に応じて警報ユニットに制御信号を出力するように構成されており、警報ユニットは、制御信号を受信して、制御信号に応じて警報を発生するように構成されているものであってもよい。

【 0 0 3 3 】

比較ユニットは、航空機に配置されていてもよい。比較ユニットは、牽引車両に配置されていてもよい。インターフェースは、警報ユニットが制御信号を受信できるように構成されていてもよい。

40

【 0 0 3 4 】

本発明のさらに別の態様では、前脚と該前脚の操向角を測定するための回転測定ユニットを含む航空機であって、前記回転測定ユニットは、使用時に、警報ユニットに対して前記操向角に応じた第 1 信号を出力するように構成され、前記警報ユニットは、前記操向角が既定値よりも大きいとき、前記第 1 信号に応じて警報を発生するように構成されている航空機が提供される。この航空機は、航空機操向システムをさらに含み、回転測定ユニットは、操向角に応じて第 2 信号を出力するように構成され、航空機操向システムは、パ

50

イロットに対して、第 2 信号に応じて操向角の標示を提供するように構成されているものであってもよい。警報ユニットは、航空機に配置されるものであってもよい。

【 0 0 3 5 】

本発明のさらに別の態様では、航空機の過大な操向角に対して警報を発する方法であって、(i) 航空機に全体が配置された回転測定ユニットから、航空機の前脚と航空機の胴体の長手軸との間の操向角に応じた第 1 信号を出力する段階と、(ii) 前記第 1 信号に基づいて、前記操向角が、超過すると前脚に損傷が発生する重大な危険性がある角度に近いかまたは等しい既定値よりも大きいか否かを判別する段階と、(iii) 前記操向角が前記既定値よりも大きい場合、警報を発生する段階と、を含む方法が提供される。操向角が既定値よりも大きいか否かを判別する段階は、比較ユニットにより実行され、前記判別に応じて比較ユニットから制御信号を出力し、この制御信号を警報ユニットで受信し、制御信号に応じて警報を発生する段階をさらに含むものであってもよい。

10

【 0 0 3 6 】

本発明のさらに別の態様では、警報ユニットと該警報ユニットが回転測定デバイスからの第 1 信号を受信できるようにするインターフェースとを含み、航空機を本発明に係る航空機に改装するために適している部品キットが提供される。このように、本発明によって、操向角警報システムを航空機に組み込むために適した部品キットが提供される。

【 0 0 3 7 】

部品キットは、操向角が既定値よりも大きいか否かを判別するための比較ユニットをさらに含むものであってもよい。

20

【 0 0 3 8 】

本発明のさらに別の態様では、航空機に全体が配置され、航空機の前脚と航空機の胴体の長手軸との間の操向角を測定して前記操向角に応じた第 1 信号を出力するように構成された回転測定デバイスから、第 1 信号を受信するように構成された警報ユニットを含み、前記警報ユニットは、航空機の前記操向角が、超過すると前脚に損傷が発生する重大な危険性がある角度に近いかまたは等しい既定値よりも大きいとき、前記第 1 信号に応じて警報を発生するように構成されていることを特徴とする航空機を牽引するための牽引車両が提供される。

【 0 0 3 9 】

本発明の 1 つの態様に関連して記載された特徴は、本発明の他の態様に同等に適用可能なものである。例えば、牽引車両は、さらに、上述した比較ユニットを含むものであってもよい。

30

【発明を実施するための最良の形態】

【 0 0 4 0 】

以下、添付図面を例示のための参考として使用して、本発明の様々な実施形態について説明する。

【 0 0 4 1 】

図 1 a 及び図 1 b は、本発明の第 1 実施形態における航空機 6 (図 1 c 参照) の前脚 1 を示す図である。前脚は、中央軸 5 の両側に配置された車輪 3 を含む。中央軸 5 は、脚 7 の端部に取り付けられている。前脚 1 は、その操向角が 0 度の状態で図示されており、中央軸 5 は、航空機の長手軸 9 に対して垂直である。この前脚の最大許容操向角は 6 0 度であり、この角度を超えると前脚に損傷が発生するおそれがある。

40

【 0 0 4 2 】

図 1 c に示すように、地上走行の間、前脚 1 には牽引車両 2 が連結される。従来と同様に、操向切断パネル (図示は省略する) に牽引キーを挿入することにより、前脚の油圧系統の特定の部分を切り離すことができる。これらの油圧部分が切り離されると、前脚は、牽引車両の作用によって、ある程度自由に回転する。したがって、牽引車両 2 が前脚 1 を過大に回転させ、その機械的限界を超えて、前脚 1 及び場合によってはその周囲の構造物に大きな損傷が生じる可能性がある。

【 0 0 4 3 】

50

このような状況を防止するため、前脚 1 は、従来技術と同様の構成により、メインフィッティング 2 1 と前脚 1 の下側部分のそれぞれにマーカー 8 a、8 b を有している。マーカーの整列は、最大許容操向角に到達したことを示す。このような警報システムは、視界不良により制限される、及び、運転者の注意散漫の影響を受け易いという問題があることが知られている。本発明の第 1 実施形態における航空機 6 は、図 2 を参照して後述する操向角警報システム 2 をさらに含むものである。

【 0 0 4 4 】

図 2 は、本発明の第 1 実施形態における操向角警報システム 4 を示す模式図である。操向角警報システム 4 は、その全体が航空機に組み込まれて配置されている。操向角警報システム 4 は、回転測定ユニット 1 1、2 つの比較ユニット 1 3 a、1 3 b、及び警報ユニット 1 9 を含む。回転測定ユニット 1 1 及び警報ユニット 1 9 は、航空機の前脚に配置され、比較ユニット 1 3 a、1 3 b は、航空機の本体に配置される。その際、接続装置 1 2 によって、比較ユニットと回転可能に取り付けられた前脚 1 上の回転測定ユニット及び警報ユニットとの電氣的接続が達成される。

10

【 0 0 4 5 】

操向角警報システム 4 の要素を詳細に説明すると、次の通りである。

【 0 0 4 6 】

回転測定ユニットは、ロータリー可変差動変換器 (R V D T) 1 1 である。R V D T 1 1 は、前脚中の様々な油圧ラムの伸張に応じた、したがって、航空機の操向角に応じた第 1 信号を (電圧信号として) 出力する。

20

【 0 0 4 7 】

R V D T からの第 1 信号は、使用時に、インターフェースに出力される。本発明の第 1 実施形態において、インターフェースは、単にケーブル 1 4 及び接続装置 1 2 の適切な部分であり、これらによって、操向角システムの各要素が直接接続される。

【 0 0 4 8 】

R V D T 1 1 は、航空機操向システム (図示は省略する) の一部でもある。操向システムは、航空機がエンジン出力によって地上走行するときに使用され、また、パイロットに対して操向角の標示を提供する。R V D T は、操向システムの一部として、操向システムで使用するための第 2 信号 (図示は省略する) を出力するように構成されている。第 2 信号は、操向角に対応し、本発明の第 1 実施形態において、第 1 信号と実質的に同一のものである。したがって、第 2 信号も、接続装置 1 2 に送信され、そこから操向システムの一部に送信される。これによって、コックピット内に操向角が表示される。

30

【 0 0 4 9 】

比較ユニット 1 3 a、1 3 b は、R V D T 1 1 からインターフェース 1 4 を介して第 1 信号を受信するように構成されている。

【 0 0 5 0 】

本実施形態では、2 つの比較ユニットを備えており、第 2 ユニット 1 3 b は、第 1 ユニットが故障するまで / 故障しない限り、予備として備えるものである。比較ユニットは、航空機のコア処理入出力モジュール (Core Processing Input/Output Module (C P I O M)) に統合されている。C P I O M は、多くの処理ユニット及びソフトウェアモジュールを含み、航空機の多くのセンサからのデータを処理するために使用される。

40

【 0 0 5 1 】

操向角警報システムの一次比較ユニット 1 3 a は、R V D T から受信した第 1 信号に応じて、操向角が既定値よりも大きいのか否かを判別するように構成されている。本発明の第 1 実施形態では、一次比較ユニット 1 3 a は、ツェナーダイオード (図示は省略する) を含む。ツェナーダイオードは、使用時に、操向角が 6 0 度よりも小さいとき (対応する R V D T の出力電圧が閾値電圧よりも小さいとき) に比較ユニットが出力を生成しないように構成されている。しかし、ツェナーダイオードは、操向角が 6 0 度よりも大きくなると (対応する R V D T の出力電圧が閾値電圧よりも大きくなると)、直ちに比較ユニットが二次分電センター (Secondary Electrical Power Distribution Centre (S E P D C))

50

15に制御信号を出力するように構成されている。

【0052】

SEPD C15は、警報ユニット19に接続されている。制御信号がSEPD C15により受信されると、SEPD Cは、(電源17を介して)さらなる信号を警報ユニット19に送信する。

【0053】

警報ユニット19は、赤色ストロボ灯であり、ストロボ19に適切な電力を供給するように構成された電源17に接続されている。インターフェース14を介してSEPD Cからの信号を受信すると、ストロボのスイッチが入り、直ちに、高速かつ強力なストロボ光の警報が発生する。

10

【0054】

操向角が60度を下回る角度に戻ると、比較ユニット13aは、SEPD C15への制御信号の送信を停止し、ストロボは非警報状態に復帰する。

【0055】

図1a、図1b、図1cを参照すると、ストロボ19は、脚7のメインフィッティング21に取り付けられている。ストロボは、広角の光分布を有しており、警報の発生時には、航空機の長手軸に対して垂直方向の前脚の高さの位置から視認可能である。したがって、ストロボ光は、牽引車両2と前脚付近にいる地上勤務員(図示は省略する)との両方により、容易に視認することができる。

【0056】

20

本発明の第1実施形態における操向角警報システムは、操向角が60度を越えたときに、牽引車両の地上勤務員及び航空機の近辺にいる他の地上勤務員に対して有効な警報を提供する。加えて、RVDT11は、航空機操向システムで既に使用されている標準部品であり、比較ユニット13a、13bは、航空機のCPIOMに統合された単純なダイオードデバイスであるため、この警報システムは、特に単純かつ信頼性の高いものである。

【0057】

図3a及び図3bは、航空機の前脚を示す透視図であり、この前脚は、本発明の第2実施形態における操向角警報システムを含んでいる。図3bは、図3aの破線で囲まれた領域の拡大図である。

【0058】

30

この操向角警報システムの主要な部分は、以下に記載された相違点を除いて、第1実施形態を参照して説明したものと同様である。

【0059】

回転測定ユニットからの第1信号は、(A/Dコンバータを介して)ソフトウェアモジュール(図示は省略する)によって受信される。ソフトウェアモジュールは、航空機の主ソフトウェアシステムの一部をなし、第1信号に応じて、操向角が55度よりも大きいか否かを判別するように構成されている。ソフトウェアモジュールは、操向角が55度よりも大きいと判別した場合、警報ユニット119に制御信号を出力するように構成されている。

【0060】

40

制御信号を受信すると、前脚上のストロボ灯119により警報が発生する。このように、操向角が60度に近づくと(警報は、角度が55度を越えると発生する)、警報が発生せられる。

【0061】

本発明の第2実施形態における操向角警報システムは、2つの警報ユニットを含む。第1警報ユニットは、(上述したように)前脚に配置されたストロボ灯119であり、第2警報ユニットは、牽引車両に配置されたブザー(図示は省略する)である。

【0062】

ソフトウェアモジュールは、操向角が60度に近づくと、ブザーへの制御信号も出力する。

50

【 0 0 6 3 】

ソフトウェアモジュールから牽引車両のブザーへの制御信号の伝達を容易にするために、航空機及び牽引車両には、インターフェースが含まれている。インターフェースは、航空機の操向切断パネルに配置された第 1 接続部と、牽引車両のダッシュボードに配置された対応する第 2 接続部からなる。これらの接続部は、使用時に、地上勤務員によって差し込まれたケーブルによって接続される。

【 0 0 6 4 】

ソフトウェアモジュールは、使用時に、第 1 接続部に制御信号を出力し、この制御信号は、ケーブルによって第 2 接続部を介してブザーに伝達される。このように、航空機のインターフェースは、使用時に、牽引車両上のブザーを、制御信号を受信できるようにするものであり、制御信号が、牽引車両上のブザーを、操向角が 5 5 度よりも大きいときに警報を発生することができるようにする。

10

【 0 0 6 5 】

牽引車両の運転者にストロボ灯 1 1 9 が見えない可能性は低いものではあるが、この警報システムは、そのような状況に備えて二重の警報を備えるものである。

【 0 0 6 6 】

本発明の第 2 実施形態におけるソフトウェアモジュールは、多くの他の機能も実行するように構成されている。特に、ソフトウェアモジュールは、牽引キーが操向切断パネルに挿入されていないときに警報が発生することを防止する。これによって、警報の誤発生が防止される。加えて、ソフトウェアモジュールは、牽引キーが操向切断パネルに挿入された後に 5 秒間だけ警報を発生させる。これは、航空機を牽引する度に、システムが機能していることを確かめるために使用できる。

20

【 0 0 6 7 】

本発明の第 2 実施形態における航空機の前脚は、操向角を示すためのマーカー 8 a、8 b を有していない。

【 0 0 6 8 】

以上、本発明を特定の実施形態に関連させて説明及び図示したが、本発明が、本明細書に記載されていない多様な変形に適することは、当業者には明らかである。例えば、比較ユニットは、単に分圧器のような電気回路であってもよい。回転測定ユニットは、R V D T である必要はない。ソフトウェアモジュールは、牽引車両に組み込むこともできる。警報システムは、1 組の送信機及び受信機であるインターフェースを含み、それによって、第 1 信号の警報ユニットへの無線通信を可能にするものであってもよい。システムは、唯 1 つの警報ユニットを含み、この警報ユニットは牽引車両に配置されるものであってもよい。

30

【 0 0 6 9 】

上述した説明には、既知の、明白な、または予測可能な均等物を有する要素が記載されており、このような均等物は、それらが個別に記載されたものとして本明細書に含まれる。本発明の真の範囲は、任意の均等物を包含するものとして解釈するべきであり、本発明の真の範囲を判別するためには、請求項を参照しなければならない。また、好適な、有利な、または便利な、等々として記載された本発明の要素または特徴は、任意に選択可能なものであり、独立請求項の範囲を限定するものではないことも明らかである。

40

【図面の簡単な説明】

【 0 0 7 0 】

【図 1 a】図 1 a は、本発明の第 1 実施形態における操向角警報システムを含む航空機の前脚を示す図である。

【図 1 b】図 1 b は、本発明の第 1 実施形態における操向角警報システムを含む航空機の前脚を示す図である。

【図 1 c】図 1 c は、本発明の第 1 実施形態において、牽引車両によって牽引される航空機を示した図である。

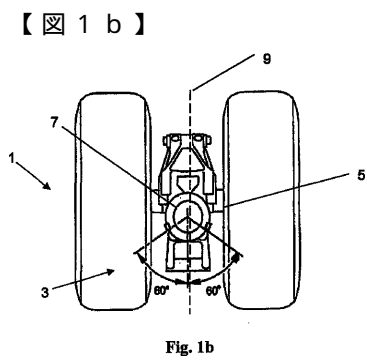
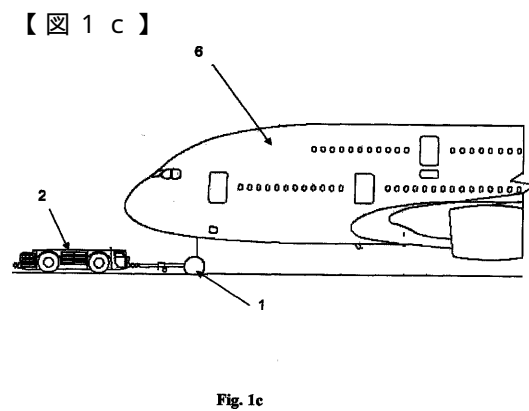
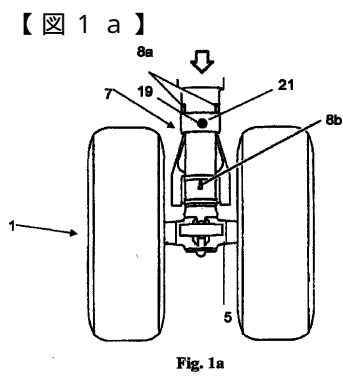
【図 2】図 2 は、本発明の第 1 実施形態における操向角警報システムを模式的に示す図で

50

ある。

【図 3 a】図 3 a は、本発明の第 2 実施形態における操向角警報システムを含む航空機の前脚を示す透視図である。

【図 3 b】図 3 b は、本発明の第 2 実施形態における操向角警報システムを含む航空機の前脚を示す透視図である。



【図 2】

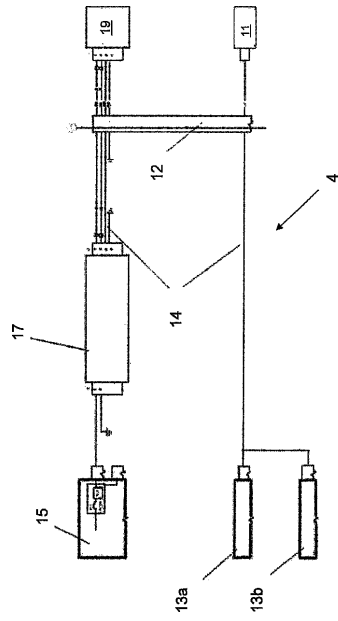


Fig. 2

【図 3 a - b】

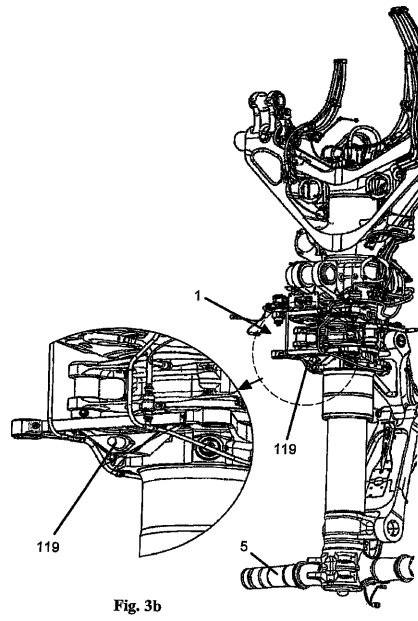


Fig. 3b

Fig. 3a

フロントページの続き

- (74)代理人 100131266
弁理士 ▲高▼ 昌宏
- (74)代理人 100104385
弁理士 加藤 勉
- (74)代理人 100156889
弁理士 小山 京子
- (74)代理人 100146237
弁理士 森 則雄
- (74)代理人 100153475
弁理士 山田 清治
- (72)発明者 ジョージ テリー リード
イギリス国 ピーエス 3 4 5 エイチユー ブリストル パッチウェイ ワーシング ロード 8
9
- (72)発明者 アンドレアス イアスミ
イギリス国 ピーエス 1 5 1 ビーエックス ブリストル ブロックハースト ガーデنز 7
- (72)発明者 ジョージ デビッド スティンチカム
イギリス国 ピーエス 4 9 4 アールジー ヤットン ホーソン クレセント 8 3
- (72)発明者 デビッド アンドリュー サドラー
イギリス国 ピーエス 3 2 8 ディーキュー ブリストル ブラッドリー ストーク ザ ワーシ
ーズ 1 0 8
- (72)発明者 ロバート アレックス ピドック
イギリス国 エスエヌ 1 3 9 イージー ウィルシャー コーシャム ソーヤーズ クレセント
1

審査官 北村 亮

- (56)参考文献 特開 2 0 0 0 - 2 0 3 4 9 8 (J P , A)
米国特許第 0 6 9 2 8 3 6 3 (U S , B 2)
米国特許第 0 6 6 4 1 0 8 5 (U S , B 1)
スウェーデン国特許発明第 0 0 5 0 1 7 8 8 (S E , C 2)
米国特許出願公開第 2 0 0 5 / 0 1 9 6 2 5 6 (U S , A 1)
特開 2 0 0 1 - 3 1 0 7 9 9 (J P , A)
特開平 0 6 - 2 9 8 1 9 4 (J P , A)

(58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)

B64C 25/08

B64F 1/10