

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号
特許第4246155号
(P4246155)

(45) 発行日 平成21年4月2日(2009.4.2)

(24) 登録日 平成21年1月16日(2009.1.16)

(51) Int.Cl.
B 6 4 D 43/00 (2006.01)

F I
B 6 4 D 43/00

請求項の数 25 (全 24 頁)

(21) 出願番号	特願2004-540400 (P2004-540400)	(73) 特許権者	505122036 マリンヴェント コーポレイション カナダ、ケベック J 3 V 2 A 5、サン ーブルーノ、スイート 2 3、シュマン ドゥ ラ ラバスタリエール エスト、5 O
(86) (22) 出願日	平成15年9月26日 (2003. 9. 26)	(74) 代理人	100086380 弁理士 吉田 稔
(65) 公表番号	特表2006-501097 (P2006-501097A)	(74) 代理人	100103078 弁理士 田中 達也
(43) 公表日	平成18年1月12日 (2006. 1. 12)	(74) 代理人	100115369 弁理士 仙波 司
(86) 国際出願番号	PCT/CA2003/001424	(74) 代理人	100117167 弁理士 塩谷 隆嗣
(87) 国際公開番号	W02004/031833		
(87) 国際公開日	平成16年4月15日 (2004. 4. 15)		
審査請求日	平成17年9月26日 (2005. 9. 26)		
(31) 優先権主張番号	60/415, 807		
(32) 優先日	平成14年10月4日 (2002. 10. 4)		
(33) 優先権主張国	米国 (US)		

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 電子非線形航空機動的パラメータディスプレイ

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機の動的パラメータを表示するための装置であって、
選択された表示アルゴリズム信号および前記動的パラメータの読みを受け取り、さらに表示信号を決定する処理装置と、
前記表示信号を受け取り、目盛端を有する目盛を表示し、前記目盛が最小動的パラメータ値および最大動的パラメータ値と共に前記選択された表示アルゴリズムに従って変化するように構成され、さらに前記選択された表示アルゴリズムが絶えずかつ厳密に前記読みならびに前記最小および最大動的パラメータ値を前記目盛に適合させるように、前記動的パラメータの前記読みに従って前記目盛を指し示すポインタを表示し、それによって前記最小および前記最大動的パラメータ値が絶えずそれぞれの目盛端に見えるように維持しながら、前記動的パラメータの前記読みの範囲の分解能を上げるように構成された表示ユニットと、を備えた装置。

【請求項 2】

前記目盛が前記表示ユニットによって垂直に表示される垂直部分を含む、請求項 1 に記載の装置。

【請求項 3】

前記動的パラメータが前記航空機の速度を含む、請求項 1 または 2 に記載の装置。

【請求項 4】

前記表示ユニットが前記ポインタを前記航空機の速度と共に表示する、請求項 3 に記載

の装置。

【請求項 5】

前記目盛を構成している複数のマークに対応する複数の速度値が前記表示ユニットによって前記目盛に隣接して表示される、請求項 3 または 4 に記載の装置。

【請求項 6】

前記選択された表示アルゴリズム信号を提供するユーザインタフェースをさらに含む、請求項 1 ないし 5 のいずれか一項に記載の装置。

【請求項 7】

前記表示ユニットがさらに前記目盛に隣接する棒を表示し、前記隣接棒が航空機の前記速度に対応する第一端と、前記速度の現在の変動が予め定められた時間、維持される場合に前記航空機が到達する将来速度に対応する前記目盛上の可変端とを含む、請求項 4 に記載の装置。

10

【請求項 8】

前記表示ユニットがさらに前記速度の前記変動を示す値を表示する、請求項 7 に記載の装置。

【請求項 9】

前記予め定められた時間が 10 秒である、請求項 7 または 8 に記載の装置。

【請求項 10】

前記動的パラメータが前記航空機の高度を含み、さらに高度基準信号が前記処理装置に提供され、さらに前記処理装置が前記高度基準信号を使用して前記表示信号を決定する、請求項 2 に記載の装置。

20

【請求項 11】

前記表示ユニットが前記ポイントを前記航空機の前記高度と共に表示する、請求項 10 に記載の装置。

【請求項 12】

前記目盛を構成している複数のマークに対応する複数の高度値が前記表示ユニットによって前記目盛に隣接して表示される、請求項 10 ないし 11 のいずれか一項に記載の装置。

【請求項 13】

前記選択された表示アルゴリズム信号および前記高度基準信号を提供するユーザインタフェースをさらに含む、請求項 10 ないし 12 のいずれか一項に記載の装置。

30

【請求項 14】

前記表示ユニットがさらに前記目盛に隣接する棒を表示し、前記隣接棒が前記航空機の前記高度に対応する第一端と、前記高度の現在の変動が予め定められた時間、維持される場合に前記航空機が到達する将来高度に対応する前記目盛上の可変端とを含む、請求項 10 ないし 13 のいずれか一項に記載の装置。

【請求項 15】

前記表示ユニットがさらに前記高度の前記変動を示す値を表示する、請求項 14 に記載の装置。

【請求項 16】

前記予め定められた時間が 60 秒である、請求項 14 または 15 に記載の装置。

40

【請求項 17】

前記目盛を構成している複数のマークに対応する複数の動的パラメータ値が前記表示ユニットによって前記目盛に隣接して表示される、請求項 1 に記載の装置。

【請求項 18】

航空機の動的パラメータを表示するための方法であって、

前記動的パラメータの読みを提供するステップと、

目盛端を有する目盛であって、前記動的パラメータの前記提供された読みおよび選択された表示アルゴリズム信号を最小動的パラメータ値および最大動的パラメータ値と共に使用して変化する目盛と、前記航空機の前記動的パラメータの前記読みに従って前記目盛を

50

指し示すポイントとを生成するステップと、

前記選択された表示アルゴリズムが絶えずかつ厳密に前記読みならびに前記最小および最大動的パラメータ値を前記目盛に適合させるように、前記目盛、前記最小動的パラメータ値、および前記最大動的パラメータ値を表示し、それによって前記最小および前記最大動的パラメータ値が絶えずそれぞれの目盛端に見えるように維持しながら、前記動的パラメータの前記読みの範囲の分解能を上げるステップと、を含む方法。

【請求項 19】

前記目盛に対応する複数の対応する動的パラメータ値を生成するステップをさらに含み、前記複数の対応する動的パラメータ値を前記目盛に隣接して表示するステップをさらに含む、請求項 18 に記載の方法。

10

【請求項 20】

前記選択表示アルゴリズム信号を複数の非線形表示アルゴリズムから選択するステップをさらに含む、請求項 18 または 19 に記載の方法。

【請求項 21】

前記複数の非線形表示アルゴリズムが幾何学に基づくアルゴリズム、指数に基づくアルゴリズム、または対数に基づくアルゴリズム、を含む、請求項 20 に記載の方法。

【請求項 22】

前記目盛を生成するステップが、前記動的パラメータの前記提供された読みと二つ以上の選択された表示アルゴリズム信号とを使用して実行され、前記二つ以上の選択された表示アルゴリズム信号の各々が前記目盛の対応する部分を生成するために使用される、請求項 18 ないし 21 のいずれか一項に記載の方法。

20

【請求項 23】

隣接棒を生成するステップをさらに含み、前記隣接棒が前記航空機の前記動的パラメータに対応する第一端と、前記動的パラメータの現在の変動が予め定められた時間、維持される場合に前記航空機の将来の動的パラメータ値に対応する可変端とを含み、前記隣接棒を前記目盛に隣接して表示するステップをさらに含む、請求項 18 ないし 22 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 24】

前記隣接棒を表示する前記ステップが、前記動的パラメータの前記現在の変動の値を表示するステップをさらに含む、請求項 23 に記載の方法。

30

【請求項 25】

前記動的パラメータが高度、速度、毎分回転数 (RPM)、油圧、油温、エンジン温度、燃料流量、タコメータ、および燃料残量の少なくとも一つを含む、請求項 18 ないし 24 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】

本発明は、航空計器の分野に関する。さらに詳しくは、本発明は航空機の動的パラメータディスプレイに関する。

【背景技術】

40

【0002】

航空機の動的パラメータの測定および表示は、航空機の位置および速度を適切に制御し、管理し、かつ検証するための重要な問題である。

【0003】

航空機の高度および垂直速度の気圧計および他の手段による測定は、高度計および垂直速度計 (VSI) の最初の利用以来比較的变化していない原理に基づいて築かれた、成熟した技術であることが知られている。

【0004】

対照的に、「現代」の高度計ディスプレイは、四回の明確な変革を経て発展してきた。

【0005】

50

初期の現代の変異型つまりスリーポインタは、共通尺度で読み取られる三つの同心ポインタを収容する円形アナログディスプレイから構成される。ポインタは、図 1 a に示すように 100、1,000、および 10,000 ft の各々の表示専用で作られている。この形式は、特に動的な状況では解釈しにくい。この技術の使用は小さい 10,000 ft のポインタが大きいポインタによって不明瞭になりやすく、10,000 ft の倍数の解釈の誤りを導くので、数件の航空機事故を招く結果となった。この傾向はジェット航空機の登場により受け入れられなくなり、その高い上昇および下降速度のため、スリーポインタ高度計は事実上役に立たなくなった。スリーポインタ高度計は低性能の一般航空機では依然として幅広く使用されていることを、当業者は理解されるであろう。

【0006】

10

第二世代の機械的高度計つまり「カウンタポインタ」高度計は、「スリーポインタ」高度計の改良版であり、図 1 b に示すように計器の正面のドラムまたはカウンタに提示される高度の追加的デジタル表示を伴う、円形目盛上を移動する単一の 100 フィートポインタを含む。

【0007】

その最小デジタル高度増分など、デジタル表示の詳細は様々な実施形態の間で異なるが、原理は変わっていない。「カウンタポインタ」高度計の主な利点は、その解釈の容易さおよび 10,000 フィートの解釈の誤りの可能性の排除を含む。

【0008】

第三世代の高度計は、図 2 に示すように、中央の静止ポインタに対して読み取られる移動する垂直高度テープを含む。該計器は一般的に、テープディスプレイに隣接して、航空機高度のデジタル読出し値を含む。このシステムの改良版は、高度目盛に隣接して垂直速度ディスプレイの装備を含み、それはパイロットが最小限の目の動きで、高度および垂直速度を同時に監視することを可能にする。

20

【0009】

現世代の高度計は、機械的計器から電子飛行機器システム (EFIS) およびヘッドアップディスプレイ (HUD) への移行を反映している。そのようなシステムは、高度表示計器を「物理的な」高度計器から分離することを可能にし、それにより、新しいディスプレイ形式を組み込むことが可能になった。

【0010】

30

上記近代の高度計の形式は幾つかの重要な不利点を有する。

【0011】

非常に低い高度を除き、一般的に平均海水位 (MSL) である高度基準データより上の航空機の高度のアナログ表現が無い。これは、高い高度ではカウンタポインタおよびテープ高度計のどちらも、適切な分解能と適切な範囲との間のスケージングの妥協のため、零高度データを示すことができないからである。言い換えると、これらの高度計のアナログ部は、航空機の現在の高度を中心とする比較的狭い高度帯しか表示できず、それは一般的に零点を含まない。人間はデジタルデータよりアナログデータ (つまりポインタ) の変化率を評価する方がずっと得意であり、零データおよび基準データの同時表示は、特に非常に動的な状況では不可欠であると考えられているので、これは重要な欠点である。伝統的な実現は、零データおよび現在の高度の両方を同時に表示しながら、好適なアナログ方式で高度情報を表示することができなかった。

40

【0012】

さらに、たとえ飛行動作が異なる状況に対して異なる解像度を必要としても、機械的高度計の解像度は一般的に全ての高度で固定されており、(例えば、対地高度計が最も重要な低い高度では、より高い解像度が望ましい)。

【0013】

航空機の実気速度に関しては、ピトー静圧手段による航空機の実気速度の測定もまた、最初の実気速度計 (ASI) の開発以来大きく変わっていない原理に基づいて築かれた、非常に成熟した技術として知られていることが知られている。近代の実気速度計は二つの

50

形態、つまり時にはデジタルカウンタが補足されたダイヤル／ポインタディスプレイ、および図3に示すように電子飛行計器システム（EFIS）およびヘッドアップディスプレイ（HUD）に一般的に組み込まれた固定ポインタ／移動テープディスプレイのうちの一つを取る。これらの形式は両方とも重要な不利点を共有し、それらは解像度と目盛範囲との間のトレードオフを必要とする固定目盛を使用している。言い換えると、大きい目盛は読み易いが、表示範囲が比較的小さくなる一方、小さい目盛は優れた範囲を達成するが、読み易さが低下する。

【0014】

したがって、上で明らかにした欠点を克服する方法および装置が必要である。

【発明の開示】

10

【0015】

本発明の目的は、柔軟な動的パラメータ目盛を使用して、航空機の動的パラメータを表示するための装置を提供することである。

【0016】

本発明の別の目的は、柔軟な動的パラメータ目盛を使用して、航空機の動的パラメータを表示するための方法を提供することである。

【0017】

本発明のさらに別の目的は、航空機の測定高度信号を柔軟な高度目盛と一緒に表示するための装置を提供することである。

【0018】

20

本発明のさらに別の目的は、航空機の測定対気速度信号を柔軟な速度目盛と一緒に表示するための装置を提供することである。

【0019】

本発明のさらに別の目的は、航空機の垂直対気速度値を表示するための装置を提供することである。

【0020】

本発明の第一の態様では、航空機の動的パラメータを表示するための装置であって、選択表示アルゴリズム信号および動的パラメータの読みを受け取り、表示信号を決定する処理装置と、表示信号を受け取り、選択表示アルゴリズムに従って動的にかつ非線形的に変化する目盛を表示する表示ユニットとを備え、表示ユニットがさらに動的パラメータの読みに従って目盛を指すポインタを表示し、それによって動的パラメータの読みの範囲を強調して成る、装置を提供する。

30

【0021】

本発明の別の態様では、航空機の動的パラメータを表示するための方法であって、動的パラメータの読みを提供するステップと、動的パラメータの提供された読みおよび選択表示アルゴリズム信号を使用して動的にかつ非線形的に変化する目盛、ならびに航空機の動的パラメータの読みに従って目盛を指すポインタを生成するステップと、目盛とポインタを表示し、それによって動的パラメータの読みの範囲を強調するステップとを含む方法を提供する。

【0022】

40

本発明の別の態様では、航空機の動的パラメータを表示するための装置であって、表示信号を受け取り、選択表示アルゴリズムに従って動的にかつ非線形的に変化する目盛を表示する表示ユニットを含み、表示ユニットがさらに動的パラメータの読みに従って目盛を指すポインタを表示し、それによって動的パラメータの読みの範囲を強調して成る、装置を提供する。

【0023】

本発明のさらなる特長および利点は、添付の図面と併せて取り上げる以下の詳細な説明から、明らかになるであろう。

【0024】

添付の図面全体を通して、同様の特長は同様の参照番号で識別されることに留意された

50

い。

【発明を実施するための最良の形態】

【0025】

今、図4を参照すると、電子非線形航空機動的パラメータディスプレイ5の好適な実施形態が示されている。

【0026】

電子非線形航空機動的パラメータディスプレイ5は処理装置8および表示ユニット10を含む。本発明の好適な実施形態では、処理装置8はデジタルコンピュータまたはマイクロプロセッサであり、表示ユニット10は、電子飛行計器システム(EFIS)、多機能ディスプレイ(MFD)、またはヘッドアップディスプレイ(HUD)のいずれかであり、それらは全て当業熟練者には周知である。

10

【0027】

処理装置8は、ユーザインタフェース6によって提供される選択表示アルゴリズム信号、および動的パラメータ測定装置12によって提供される測定動的パラメータ信号を受け取る。

【0028】

処理装置8は、動的パラメータ表示信号を表示ユニット10に提供する。

【0029】

今、図5を参照すると、電子非線形航空機動的パラメータディスプレイ5が本発明の好適な実施形態でいかに動作するかが示されている。

20

【0030】

ステップ20では、表示アルゴリズムがユーザインタフェース6を使用して選択される。選択表示アルゴリズム信号はユーザインタフェース6によって処理装置8に提供される。一実施形態では、表示アルゴリズムは航空機のパイロットによって選択され、本発明の別の実施形態では、表示アルゴリズムはエアデータまたはディスプレイコンピュータまたは類似物によって選択される。単純な実施形態の場合、表示アルゴリズムはユーザ選択可能ではなく、固定アルゴリズムとすることができる。

【0031】

ステップ22では、測定動的パラメータ信号を処理装置8に提供する動的パラメータ測定装置12を使用して、動的パラメータ信号が測定される。

30

【0032】

ステップ24では、動的パラメータテーブルを表示ユニット10に表示するためのデータを含む動的パラメータ表示信号が、表示ユニット10上に提供される。動的パラメータテーブルを表示する前に、処理装置8は最初に、測定動的パラメータ信号および選択表示アルゴリズム信号を使用して動的パラメータ表示信号を決定し、生成された動的パラメータ表示信号を表示ユニット10に提供する。

【0033】

今、図6を参照すると、電子非線形航空機動的パラメータディスプレイ10に設けられた動的パラメータテーブル30の第一実施例が示されている。

【0034】

動的パラメータテーブル30は、動的非線形動的パラメータ目盛34、対応する非線形動的パラメータ値目盛32、およびポインタ36を含む。

40

【0035】

慣例により、動的非線形動的パラメータ目盛34および対応する非線形動的パラメータ値目盛32は、垂直に表示される。代替的实施形態では、動的非線形動的パラメータ目盛34および対応する非線形動的パラメータ値目盛32は水平に、または任意の他の角度で斜めに表示することができる。

【0036】

動的非線形動的パラメータ目盛34は、第一動的パラメータ目盛端38と第二動的パラメータ目盛端40との間に提供される動的パラメータ目盛である。

50

【 0 0 3 7 】

対応する非線形動的パラメータ値目盛 3 2 は複数の対応する動的パラメータ値を含み、第一動的パラメータ目盛端 3 8 に対応する第一動的パラメータ値 4 2 と、第二動的パラメータ目盛端 4 0 に対応する第二動的パラメータ値 4 4 との間に提供される。

【 0 0 3 8 】

ポイント 3 6 は、動的非線形動的パラメータ目盛 3 4 の端 3 8 と端 4 0 との間の等距離位置に実質的に配置される。ポイント 3 6 は測定動的パラメータ信号の表示を含む。

【 0 0 3 9 】

動的非線形動的パラメータ目盛 3 4 は選択表示アルゴリズム信号に従って適応されることは理解されるであろう。以下で説明するように、一実施形態では、選択表示アルゴリズム信号は指数因子であり、本発明の別の実施形態では、選択表示アルゴリズム信号は対数因子である。代替的に、選択表示アルゴリズム信号は幾何学的因子である。

10

【 0 0 4 0 】

さらに、動的非線形動的パラメータ目盛 3 4 の第一部分、例えばポイント 3 6 より上の部分は、第一選択表示アルゴリズム信号に従って適応され、動的非線形動的パラメータ目盛 3 4 の第二部分、例えばポイント 3 6 より下の部分は、第二選択表示アルゴリズム信号に従って適応することができることは、理解されるであろう。

【 0 0 4 1 】

一実施形態では、第一動的パラメータ目盛端 3 8 に対応する第一動的パラメータ値 4 2 、および第二動的パラメータ目盛端 4 0 に対応する第二動的パラメータ値 4 4 は、ユーザインタフェース 6 によって提供され、別の実施形態では第一動的パラメータ値 4 2 および第二動的パラメータ値 4 4 は自動的に選択される。

20

【 0 0 4 2 】

今、図 7 を参照すると、電子非線形航空機動的パラメータディスプレイ上に設けられた動的パラメータテープ 5 0 の第二実施例が示されている。

【 0 0 4 3 】

動的パラメータテープ 5 0 は動的非線形動的パラメータ目盛 5 2 、対応する非線形動的パラメータ値目盛 5 4 、ポイント 5 6 、および隣接垂直棒 6 6 を含む。

【 0 0 4 4 】

慣例により、動的非線形動的パラメータ目盛 5 2 および対応する非線形動的パラメータ値目盛 5 4 は垂直に表示される。代替実施形態では、動的非線形動的パラメータ目盛 5 2 および対応する非線形動的パラメータ値目盛 5 4 は水平に表示することができる。

30

【 0 0 4 5 】

動的非線形動的パラメータ目盛 5 2 は、第一動的パラメータ目盛端 5 8 と第二動的パラメータ目盛端 6 0 との間に提供される動的パラメータ目盛を含む。

【 0 0 4 6 】

対応する非線形動的パラメータ値目盛 5 4 は複数の対応する動的パラメータ値を含み、第一動的パラメータ目盛端 5 8 に対応する第一動的パラメータ値 6 2 と、第二動的パラメータ目盛端 6 0 に対応する第二動的パラメータ値 6 4 との間に提供される。

【 0 0 4 7 】

ポイント 5 6 は、動的非線形動的パラメータ目盛 5 2 の端 5 8 と端 6 0 との間の等距離位置に実質的に配置される。ポイント 5 6 は測定動的パラメータ信号の表示を含む。

40

【 0 0 4 8 】

隣接垂直棒 6 6 は、対応する非線形動的パラメータ値目盛 5 4 に隣接して配置される。代替的に、隣接垂直棒 6 6 は、動的非線形動的パラメータ目盛 5 2 に隣接して配置される。

【 0 0 4 9 】

隣接垂直棒 6 6 は、対応する将来の動的パラメータ値 5 3 に隣接する可変端 6 8 を含む。したがって、隣接垂直棒 6 6 は、動的パラメータの現在の変動が予め定められた時間、維持される場合、将来の動的パラメータ値の表示を提供する。

50

【 0 0 5 0 】

対応する将来の動的パラメータ値 5 3 は、航空機のパイロットが可変端 6 8 を見ることによって容易に見ることができることを、当業熟練者は理解されるであろう。

【 0 0 5 1 】

動的非線形動的パラメータ目盛 5 2 は選択表示アルゴリズム信号に従って適応されることは理解されるであろう。以下で説明するように、一実施形態では、選択表示アルゴリズム信号は指数因子であり、本発明の別の実施形態では選択表示アルゴリズム信号は対数因子である。代替的に、選択表示アルゴリズム信号は幾何学的因子である。

【 0 0 5 2 】

さらに、動的非線形動的パラメータ目盛 5 2 の第一部分、例えばポイント 5 6 より上の部分は、第一選択表示アルゴリズム信号に従って適応され、動的非線形動的パラメータ目盛 5 2 の第二部分、例えばポイント 5 6 より下の部分は、第二選択表示アルゴリズム信号に従って適応することができることは、理解されるであろう。

10

【 0 0 5 3 】

一実施形態では、第一動的パラメータ目盛端 5 8 に対応する第一動的パラメータ値 6 2、および第二動的パラメータ目盛端 6 0 に対応する第二動的パラメータ値 6 4 は、ユーザインタフェース 6 によって提供され、別の実施形態では第一動的パラメータ値 6 2 および第二動的パラメータ値 6 4 は自動的に選択される。実際には、動的非線形動的パラメータ目盛 5 2 は、第一動的パラメータ値 6 2 および第二動的パラメータ値 6 4 からポイント 5 6 に向かって拡大することは理解されるであろう。

20

【 0 0 5 4 】

今、図 8 を参照すると、電子非線形航空機動的パラメータディスプレイ上に設けられた動的パラメータテープ 8 0 の第三実施例が示されている。

【 0 0 5 5 】

動的パラメータテープ 8 0 は動的非線形動的パラメータ目盛 8 2、対応する非線形動的パラメータ値目盛 8 4、ポイント 8 6、隣接垂直棒 9 6、および予め定められた時間に対する動的パラメータ変動の表示 1 0 0 を含む。

【 0 0 5 6 】

慣例により、動的非線形動的パラメータ目盛 8 2 および対応する非線形動的パラメータ値目盛 8 4 は垂直に表示される。代替実施形態では、動的非線形動的パラメータ目盛 8 2 および対応する非線形動的パラメータ値目盛 8 4 は水平に表示される。

30

【 0 0 5 7 】

動的非線形動的パラメータ目盛 8 2 は、第一動的パラメータ目盛端 8 8 と第二動的パラメータ目盛端 9 0 との間に提供される動的パラメータ目盛を含む。

【 0 0 5 8 】

対応する非線形動的パラメータ値目盛 8 4 は複数の対応する動的パラメータ値を含み、第一動的パラメータ目盛端 8 8 に対応する第一動的パラメータ値 9 2 と、第二動的パラメータ目盛端 9 0 に対応する第二動的パラメータ値 9 3 との間に提供される。

【 0 0 5 9 】

ポイント 8 6 は、動的非線形動的パラメータ目盛 8 2 の真ん中に実質的に配置される。ポイント 8 6 は測定動的パラメータ信号の表示を含む。

40

【 0 0 6 0 】

隣接垂直棒 9 6 は、対応する非線形動的パラメータ値目盛 8 4 に隣接して配置される。代替的に、隣接垂直棒 9 6 は、動的非線形動的パラメータ目盛 8 2 に隣接して配置される。

【 0 0 6 1 】

隣接垂直棒 9 6 は、対応する将来の動的パラメータ値 1 0 1 に隣接する可変端 9 8 を含む。したがって、隣接垂直棒 9 6 は、動的パラメータの現在の変動が予め定められた時間、維持される場合、将来の動的パラメータ値の表示を提供する。隣接垂直棒 9 6 は、予め定められた時間に対する動的パラメータ変動の表示 1 0 0 をさらに含む。

50

【 0 0 6 2 】

対応する将来の動的パラメータ値 1 0 1 は、航空機のパイロットが可変端 9 8 を見ることに
よって容易に見ることができることを、当業熟練者は理解されるであろう。

【 0 0 6 3 】

動的非線形動的パラメータ目盛 8 2 は選択表示アルゴリズム信号に従って適応されるこ
とは理解されるであろう。以下で説明するように、一実施形態では、選択表示アルゴリ
ズム信号は指数因子であり、本発明の別の実施形態では、選択表示アルゴリズム信号は対数
因子である。代替的に、選択表示アルゴリズム信号は幾何学的因子である。

【 0 0 6 4 】

さらに、動的非線形動的パラメータ目盛 8 2 の第一部分は、第一選択表示アルゴリズム
信号に従って適応され、動的非線形動的パラメータ目盛 8 2 の第二部分は、第二選択表示
アルゴリズム信号に従って適応することができることは、理解されるであろう。

【 0 0 6 5 】

今、図 9 を参照すると、電子非線形航空機動的パラメータディスプレイが電子非線形航
空機高度ディスプレイ 1 1 8 である、本発明の第一実施形態を示すブロック図が示されて
いる。

【 0 0 6 6 】

電子非線形航空機高度ディスプレイ 1 1 8 は処理装置 1 1 2 および表示ユニット 1 1 4
を含む。

【 0 0 6 7 】

依然として本発明のこの第一実施形態では、処理装置 1 1 2 は当業熟練者には周知のエ
アデータコンピュータであり、表示ユニット 1 1 4 は、電子飛行計器システム (E F I S)
、多機能ディスプレイ (M F D) 、またはヘッドアップディスプレイ (H U D) のいず
れかであり、それらは全て当業熟練者には公知である。

【 0 0 6 8 】

処理装置 1 1 2 は、ユーザインタフェース 1 1 0 によって提供される選択表示アルゴリ
ズム信号および高度基準信号、ならびに高度測定装置 1 1 6 によって提供される測定高度
信号を受け取る。

【 0 0 6 9 】

処理装置 1 1 2 は高度表示信号を表示ユニット 1 1 4 に提供する。

【 0 0 7 0 】

今、図 1 0 を参照すると、電子非線形航空機高度ディスプレイ 1 1 8 が本発明の好適な
実施形態でいかに動作するかが示されている。

【 0 0 7 1 】

ステップ 1 2 0 では、表示アルゴリズムがユーザインタフェース 1 1 0 を使用して選択
される。選択表示アルゴリズム信号はユーザインタフェース 1 1 0 によって処理装置 1 1
2 に提供される。一実施形態では、表示アルゴリズムは航空機のパイロットによって選択
され、本発明の別の実施形態では、表示アルゴリズムはエアデータまたはディスプレイコ
ンピュータまたは類似物によって選択される。単純な実施形態の場合、表示アルゴリズム
はユーザ選択可能ではなく、固定アルゴリズムとすることができる。

【 0 0 7 2 】

ステップ 1 2 2 では、ユーザインタフェース 1 1 0 を使用して高度基準信号が選択され
る。選択高度基準信号はユーザインタフェース 1 1 0 によって処理装置 1 1 2 に提供され
る。一実施形態では、高度基準信号は航空機のパイロットによって選択され、本発明の別
の好適な実施形態では、高度基準信号はエアデータコンピュータまたは類似物によって提
供される。高度基準信号は一般的に、ミリバール、水銀柱の高さ、またはフィートもしくは
メートル単位の高度値として表現される高度計データム設定を表わす。

【 0 0 7 3 】

ステップ 1 2 4 では、測定高度信号を処理装置 1 1 2 に提供する高度測定装置 1 1 6 を
使用して、高度信号が測定される。

10

20

30

40

50

【 0 0 7 4 】

ステップ 1 2 6 では、高度テーブルを含む高度ディスプレイ信号が表示ユニット 1 1 4 に提供される。高度テーブルは、最初に測定高度信号、選択高度基準信号、および選択表示アルゴリズム信号を使用して高度表示信号を決定し、生成された高度表示信号を表示ユニット 1 1 4 に提供することによって提供される。

【 0 0 7 5 】

今、図 1 1 を参照すると、電子非線形航空機高度ディスプレイに設けられた高度テーブル 1 3 0 の第一実施例が示されている。

【 0 0 7 6 】

高度テーブル 1 3 0 は動的な非線形高度目盛 1 3 4、対応する非線形高度値目盛 1 3 2、ポイント 1 4 4、隣接垂直棒 1 4 6、および予め定められた時間に対する高度変動の表示 1 5 0 を含む。

10

【 0 0 7 7 】

慣例によって、動的な非線形高度目盛 1 3 4 および対応する非線形高度値目盛 1 3 2 は垂直に表示される。代替的实施形態では、動的な非線形高度目盛 1 3 4 および対応する非線形高度値目盛 1 3 2 は水平に表示される。

【 0 0 7 8 】

動的な非線形高度目盛 1 3 4 は、第一高度目盛端 1 3 6 と第二高度目盛端 1 3 8 との間に提供される高度目盛を含む。

【 0 0 7 9 】

20

対応する非線形高度値目盛 1 3 2 は複数の対応する高度値を含み、第一高度目盛端 1 3 6 に対応する第一高度値 1 4 0 と、第二高度目盛端 1 3 8 に対応する第二高度値 1 4 2 との間に提供される。

【 0 0 8 0 】

ポイント 1 4 4 は、動的な非線形高度目盛 1 3 4 の真ん中に実質的に配置される。ポイント 1 4 4 は測定高度信号の表示を含む。この例では、測定高度信号は 5 0 0 0 フィートである。

【 0 0 8 1 】

隣接垂直棒 1 4 6 は、対応する非線形高度値目盛 1 3 2 に隣接して配置される。代替的に、隣接垂直棒 1 4 6 は、動的な非線形高度目盛 1 3 4 に隣接して配置される。

30

【 0 0 8 2 】

隣接垂直棒 1 4 6 は、対応する将来高度値 1 5 2 に隣接する可変端 1 4 8 を含む。隣接垂直棒 1 4 6 は、測定高度信号と可変端 1 4 8 との間で拡大可能である。したがって、隣接垂直棒 1 4 6 は、高度の現在の変動が予め定められた時間、維持される場合、将来高度値の表示を提供する。隣接垂直棒 1 4 6 は、予め定められた時間に対する高度変動の表示 1 5 0 をさらに含む。

【 0 0 8 3 】

好適な実施形態では、予め定められた時間は 1 分である。この例では、予め定められた時間に対する高度変動の表示 1 5 0 は 1 0 0 0 フィート / 分である。依然としてこの例では、対応する将来高度値 1 5 2 は 6 0 0 0 フィートである。

40

【 0 0 8 4 】

対応する将来高度値 1 5 2 は、航空機のパイロットが可変端 1 4 8 を見ることによって容易に見ることができることを、当業熟練者は理解されるであろう。

【 0 0 8 5 】

動的な非線形高度目盛 1 3 4 は選択表示アルゴリズム信号に従って適応されることは理解されるであろう。

【 0 0 8 6 】

実際、動的な非線形高度目盛 1 3 4 は、以下に詳述する様々な原理に従って、絶えず適応される。

【 0 0 8 7 】

50

第一の原理は、動的非線形高度目盛 1 3 4 が実質的に測定高度信号を中心に行っているという事実である。この第一の原理が航空機のパイロットへの高度情報に適切な提示を可能に行っていることを、当業者は理解されるであろう。

【0088】

第二の原理は、第一高度値 1 4 0 が好ましくは高度計設定データムを表わすという事実である。高度計設定データムは、一実施形態では平均海水位とすることができる。別の実施形態では、高度計設定データムは、標準圧力データム（水銀柱 2 9 . 9 2 インチ）とすることができる。別の実施形態では、高度計データムは、高度測定装置 1 1 8 がレーダー高度計または無線高度計測装置である場合、表面自体とすることができる。高度計設定データムは手動的に設定するか、あるいはエアデータコンピュータまたはレーダー高度計から入手することができる。

10

【0089】

第三の原理は、動的非線形高度目盛 1 3 4 が、測定高度信号および高度計設定データム 1 4 0 の両方を利用可能な表示空間に収めるために、選択表示アルゴリズム信号を使用して尺度構成されることに関係する。

【0090】

一実施形態では、選択表示アルゴリズム信号は指数因子である。本発明の別の実施形態では、選択表示アルゴリズム信号は対数因子である。別の代替実施形態では、選択表示アルゴリズム信号は幾何学的因子である。好適な実施形態では、選択表示アルゴリズム信号は、動的非線形高度信号目盛 1 3 4 が現在の高度から発散するにつれて縮小するように設定される。つまり、動的非線形高度目盛 1 3 4 の最高分解能は、航空機の測定高度信号に直接隣接部で観察される。

20

【0091】

幾何学的因子、対数因子、指数因子、またはいずれかの他の非線形選択表示アルゴリズム信号の選択は、所望の用途および所望の高度表示範囲に依存する。

【0092】

第四の原理は、測定高度信号より上では、動的非線形高度目盛 1 3 4 が、第二高度値 1 4 2 まで同様の幾何学的因子、対数因子、指数因子、またはいずれかの他の非線形選択表示アルゴリズム信号によって尺度構成されることに関係する。航空機より下の高度が相対的により大きい意義を持つので、測定高度信号より上の部分が測定高度信号より下の部分より小さい高度尺度を示すように、上部の尺度構成因子を適応させることが可能である。第三の原理に従って選択表示アルゴリズム信号は自動的に変化させることもできる。

30

【0093】

当業者は、例えば航空管制官（ATC）の許可に従うために、正確な高度を維持することが最も重要な場合には、高い分解能が配置されることを理解されるであろう。また、同時に、第一高度値 1 4 0 に対する航空機の関係の明瞭なグラフィック表示が提供される。

【0094】

上記の通り、動的非線形高度目盛 1 3 4 の第一部分、例えばポインタ 1 4 4 より上の部分は、第一選択表示アルゴリズム信号に従って適応され、動的非線形高度目盛 1 3 4 の第二部分、例えばポインタ 1 4 4 より下の部分は、第二選択表示アルゴリズム信号に従って適応することができることは、理解されるであろう。

40

【0095】

今、図 1 2 を参照すると、電子非線形航空機高度ディスプレイに設けられた高度テーブル 1 3 0 の第二実施例が示されている。

【0096】

この例では、ポインタ 1 4 4 は 5 0 0 0 フィートの測定高度信号を表示している。

【0097】

依然としてこの例で、予め定められた時間に対する高度変動の表示 1 5 0 は 3 0 0 0 フィート/分であり、対応する将来高度値 1 5 2 は、航空機がその降下速度を維持するならば 2 0 0 0 フィートであろう。

50

【 0 0 9 8 】

さらに、動的非線形高度目盛 1 3 4 が、一高度範囲を強調するために、表示アルゴリズム信号に従って絶えず適応されることは、理解されるであろう。そのような不断の適応は、航空機のパイロットが航空機の動力学をよく理解することを可能にする。もっと正確に言うと、降下の場合、利用可能な表示領域内に「収める」ために、高度が低くなるにつれて、動的非線形速度目盛 1 3 4 が増えることを、当業者熟練者は理解されるであろう。この結果、低い高度でそれが最も必要な場合に、分解能が高くなる。

【 0 0 9 9 】

必然的な帰結として、任意の上昇または下降速度に対し、動的非線形速度目盛 1 3 4 は、低い高度では高い高度より急速に変化する。前者の場合の方が、目盛係数が大きいためである。これは、低い高度により大きい顕著性を与えることによって、低い高度で高い降下速度を強調する有利な効果を有する。

10

【 0 1 0 0 】

隣接垂直棒は既存の垂直速度計 (V S I) に類似していると主張されるかもしれないが、先行技術の垂直速度計は、正常に動作するための適切な分解能を維持しながら、非常に高い変化率を示すことができないことは理解されるであろう。したがって、現代の垂直速度計が特に高速降下中に「固定された状態」になるので、パイロットには、特に高性能航空機の場合、実際の降下率および現在高度とのその関係が分からないことが珍しくない。これは残念ながら、デジタル読出しを組み込んだ先行技術の垂直速度計ディスプレイの場合でも、「衝撃までの時間」の決定には依然として、垂直速度計を瞬時に読み取ることに

20

【 0 1 0 1 】

暗算による除算は通常、高作業負荷を持つ動的条件下では不可能な作業である。

【 0 1 0 2 】

本発明では、垂直速度計が「固定された状態」になるのは、着地衝撃前 1 分未満になったときだけであるので、そのような欠点は考えられないことを当業熟練者は理解されるであろう。

【 0 1 0 3 】

そのような場合、切迫した衝撃が明瞭になり、デジタル読出し 1 5 0 は依然として必要な速度情報をパイロットに提供する。

30

【 0 1 0 4 】

さらに、高度テーブル 1 3 0 のそのような実施形態のさらなる利点は、パイロットが単に可変端 5 8 を所望のレベルオフ高度に固定するように上昇または下降速度を調整することによって、所望の高度での理想的な漸近レベルオフを容易に達成できることであることは、理解されるであろう。この方法で使用する動的非線形速度目盛 1 3 4 の不断の適応は、必要な高度信号と現在の測定高度信号との間の差が小さくなるにつれて、上昇または下降速度を徐々に零に低減する効果を有する。

【 0 1 0 5 】

今、図 1 3 を参照すると、電子非線形航空機動的パラメータディスプレイが電子非線形航空機速度ディスプレイ 1 6 2 である場合の本発明の第二実施形態を示すブロック図が示されている。

40

【 0 1 0 6 】

電子非線形航空機速度ディスプレイ 1 6 2 は処理装置 1 6 4 および表示ユニット 1 6 6 を含む。

【 0 1 0 7 】

依然として本発明のこの第一実施形態では、処理装置 1 6 4 は当業熟練者には周知のエアデータコンピュータであり、表示ユニット 1 6 6 は、電子飛行計器システム (E F I S)、多機能ディスプレイ (M F D)、またはヘッドアップディスプレイ (H U D) の対気速度ディスプレイであり、それらは全て当業熟練者には公知である。

50

【 0 1 0 8 】

処理装置 1 6 4 は、ユーザインタフェース 1 6 0 によって提供される選択表示アルゴリズム信号、および速度測定装置 1 6 8 によって提供される測定速度信号を受け取る。

【 0 1 0 9 】

処理装置 1 6 4 は速度表示信号を表示ユニット 1 6 6 に提供する。

【 0 1 1 0 】

今、図 1 4 を参照すると、電子非線形航空機速度ディスプレイ 1 6 2 が本発明の好適な実施形態でいかに動作するかが示されている。

【 0 1 1 1 】

ステップ 1 8 0 では、表示アルゴリズムがユーザインタフェース 1 6 0 を使用して選択される。選択表示アルゴリズム信号はユーザインタフェース 1 6 0 によって処理装置 1 6 4 に提供される。一実施形態では、表示アルゴリズムは航空機のパイロットによって選択され、本発明の別の実施形態では、表示アルゴリズムはエアデータコンピュータまたは類似物によって選択される。

10

【 0 1 1 2 】

ステップ 1 8 2 では、測定された速度信号を処理装置 1 6 4 に提供する速度測定装置 1 6 8 を使用して、速度信号が測定される。

【 0 1 1 3 】

ステップ 1 8 4 では、速度テープを含む速度表示信号が表示ユニット 1 6 6 に提供される。速度テープは、最初に測定された速度信号、および選択された表示アルゴリズム信号を使用して速度表示信号を決定し、生成された速度表示信号を表示ユニット 1 6 6 に提供することによって提供される。

20

【 0 1 1 4 】

今、図 1 5 を参照すると、電子非線形航空機動的パラメータディスプレイに設けられた速度テープ 1 9 0 の第一実施例が示されている。

【 0 1 1 5 】

速度テープ 1 9 0 は、動的な非線形速度目盛 1 9 2、対応する非線形速度値目盛 1 9 4、ポイント 2 1 2、および隣接垂直棒 2 1 4 を含む。

【 0 1 1 6 】

動的な非線形速度目盛 1 9 2 および対応する非線形速度値目盛 1 9 4 は垂直に表示することが好ましい。

30

【 0 1 1 7 】

動的な非線形速度目盛 1 9 2 は、第一速度目盛端 1 9 6 と第二速度目盛端 1 9 8 との間に提供される高度目盛を含む。

【 0 1 1 8 】

対応する非線形速度値目盛 1 9 4 は複数の対応する速度値を含み、第一速度目盛端 1 9 6 に対応する第一速度値 2 0 0 と、第二速度目盛端 2 1 0 に対応する第二速度値 2 1 0 との間に提供される。

【 0 1 1 9 】

ポイント 2 1 2 は、動的な非線形速度目盛 1 9 2 の真ん中に実質的に配置される。ポイント 2 1 2 は測定された速度信号の表示を含む。

40

【 0 1 2 0 】

隣接垂直棒 2 1 4 は、対応する非線形速度値目盛 1 9 4 に隣接して配置される。代替的に、隣接垂直棒 2 1 4 は、動的な非線形速度目盛 1 9 2 に隣接して配置される。

【 0 1 2 1 】

隣接垂直棒 2 1 4 は、対応する将来速度値 2 1 8 に隣接する可変端 2 1 6 を含む。したがって隣接垂直棒 2 1 4 は、速度の現在の変動が予め定められた時間、維持される場合、将来速度値の表示を提供する。好適な実施形態では、予め定められた時間は 1 0 秒である。

【 0 1 2 2 】

50

対応する将来速度値 218 は、航空機のパイロットが可変端 216 を見ることによって容易に見ることができることを、当業熟練者は理解されるであろう。

【0123】

動的非線形速度目盛 192 が選択表示アルゴリズム信号に従って絶えず適応されることは、理解されるであろう。一実施形態では、選択表示アルゴリズム信号は指数因子であり、本発明の別の実施形態では、選択表示アルゴリズム信号は対数因子である。別の代替実施形態では、選択表示アルゴリズム信号は幾何学的因子である。

【0124】

実際には、選択アルゴリズムは、最高分解能が測定速度信号の直接隣接部で観察されるように設定される。

10

【0125】

さらに、動的非線形速度目盛 192 の第一部分が第一選択表示アルゴリズム信号に従って適応され、動的非線形速度目盛 192 の第二部分が第二選択表示アルゴリズム信号に従って適応することができることは、理解されるであろう。

【0126】

一実施形態では、第一速度目盛端 196 に対応する第一速度値 200 および第二速度目盛端 198 に対応する第二速度値 210 は、ユーザインタフェース 160 によって提供され、好適な実施形態では、第一速度値 200 および第二速度値 210 はエアデータコンピュータによって自動的に選択される。第一速度値 200 および第二速度値 210 は航空機の設計に従って選択することができることは、理解されるであろう。

20

【0127】

この例では、測定速度信号は 205 kt である。

【0128】

代替的に、速度テープ 190 が、 V_{fe} 、 V_{Ne} 、 V_g 、 V_l 、 V_r 等のような航空機の特性速度の表示を含むことは理解されるであろう。

【0129】

さらに、「黄色弧線」、「緑色弧線」、および「白色弧線」のような速度ゾーンを速度テープ 190 に加えることができる。「白色弧線」191 が、図 15 に開示された速度テープ 190 に示されていることを、当業熟練者は理解されるであろう。

【0130】

30

該実施形態は動的非線形速度目盛 192 の尺度を測定速度信号の近傍で最大にすることが可能であることを、当業者は理解されるであろう。

【0131】

さらに、対応する第一速度値 200 および対応する第二速度値 210 は、速度テープ 190 に常に表示される。

【0132】

さらに、航空機が大変な限界に直面する低または高対気速度に近づくにつれて、動的非線形速度目盛 192 は、これらの臨界体勢で読み取りやすさを確実にする。

【0133】

動的パラメータが高度である実施形態と同様に、隣接垂直棒 214 が、利用可能なディスプレイを超えることなく、非常に高い変化率を示すのに非常に有利であることは、理解されるであろう。

40

【0134】

先行技術のトレンドベクトルは「固定状態」になることがあるが、ここで開示する実施形態はそのような短所を克服し、それは軍用機の場合に非常に有利である。

【0135】

動的パラメータが速度および高度の一方とすることができることを開示したが、動的パラメータは代替的に毎分回転数 (RPM)、油圧、油温、燃料流量、タコメータ、燃料残量、または類似物の一つとすることができることを当業者は理解されるであろう。

【0136】

50

上記発明の実施形態は単なる模範例として意図されたものである。したがって、本発明の範囲は、請求の範囲の記載によってのみ限定される。

【図面の簡単な説明】

【0137】

【図1a】先行技術の「スリーポインタ」高度計の正面図である。三つのポインタの示度を理路整然とした高度に合成するためには努力が要ることが明らかであろう。さらに、小さい10,000フィートのポインタは大きいポインタによってさえぎられることが分かる。

【図1b】先行技術の「カウンタポインタ」高度計の正面図である。

【図2】テープ高度計の先行技術の実施形態の正面図である。目盛の制約のため目に見える仮定的「テープ」の部分が小さいことによる平均海水位、または地表面基準データの欠如を当業者は理解されるであろう。

10

【図3】一般的に電子飛行計器システム(EFIS)およびヘッドアップディスプレイ(HUD)に組み込まれた先行技術の固定ポインタ/移動テープディスプレイの正面図である。

【図4】本発明の好適な実施形態に係る処理装置および表示ユニットを備えた電子非線形航空機動的パラメータディスプレイのブロック図である。

【図5】電子非線形航空機動的パラメータディスプレイが本発明の好適な実施形態に従っていかに動作するかを示すフローチャートの図である。

【図6】電子非線形航空機動的パラメータディスプレイ上に提供される動的パラメータテープの第一実施例を示す図である。

20

【図7】電子非線形航空機動的パラメータディスプレイ上に提供される動的パラメータテープの第二実施例を示す図である。

【図8】電子非線形航空機動的パラメータディスプレイ上に提供される動的パラメータテープの第三実施例を示す図である。

【図9】動的パラメータが高度である電子非線形航空機動的パラメータディスプレイの第一実施形態を示すブロック図である。

【図10】動的パラメータが高度である本発明の第一実施形態で、電子非線形航空機動的パラメータディスプレイがいかに動作するかを示すフローチャートの図である。

【図11】動的パラメータが高度である本発明の第一実施形態の電子非線形航空機動的パラメータディスプレイの第一実施例を示す写真の図である。

30

【図12】動的パラメータが高度である本発明の第一実施形態の電子非線形航空機動的パラメータディスプレイの第二実施例を示す写真の図である。

【図13】動的パラメータが速度である電子非線形航空機動的パラメータディスプレイの第二実施形態を示すブロック図である。

【図14】動的パラメータが速度である本発明の第二実施形態で、電子非線形航空機動的パラメータディスプレイがいかに動作するかを示すフローチャートの図である。

【図15】動的パラメータが速度である本発明の第二実施形態の電子非線形航空機動的パラメータディスプレイの一実施例を示す写真の図である。

【図 4】

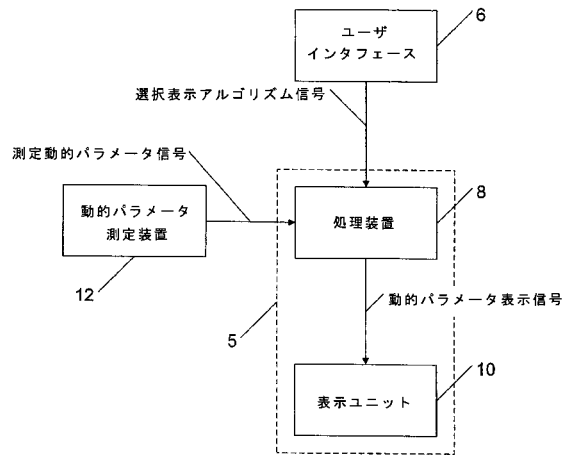


FIGURE 4

【図 5】

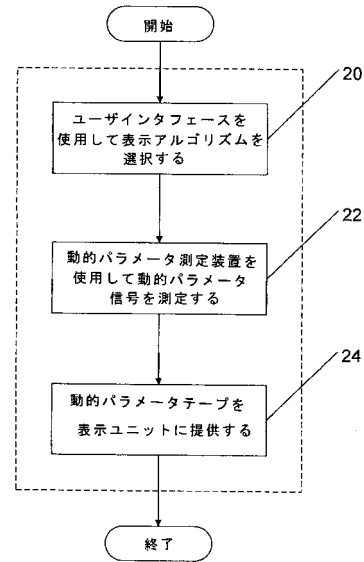


FIGURE 5

【図 6】

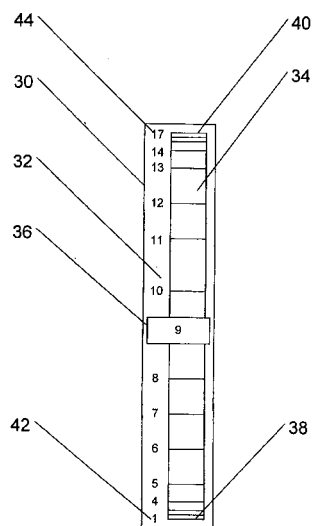


FIGURE 6

【図 7】

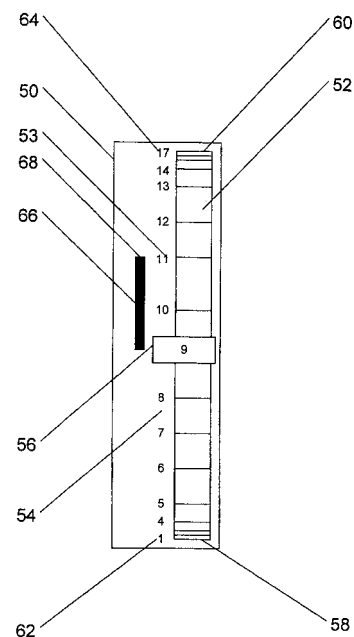


FIGURE 7

【図 8】

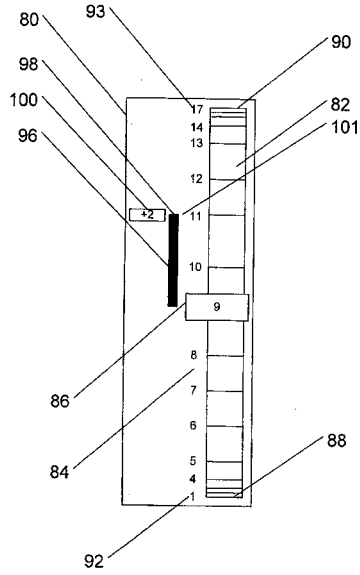


FIGURE 8

【図 9】

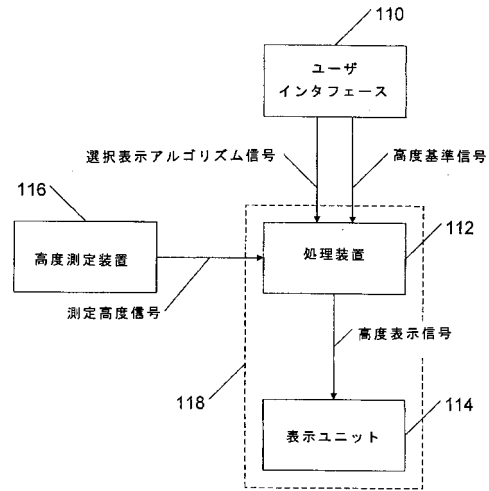


FIGURE 9

【図 10】

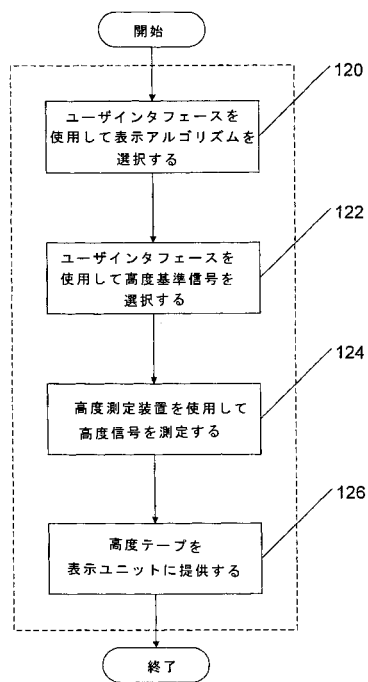


FIGURE 10

【図 13】

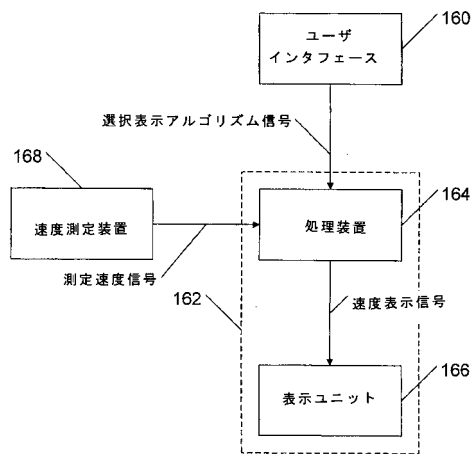


FIGURE 13

【図 14】

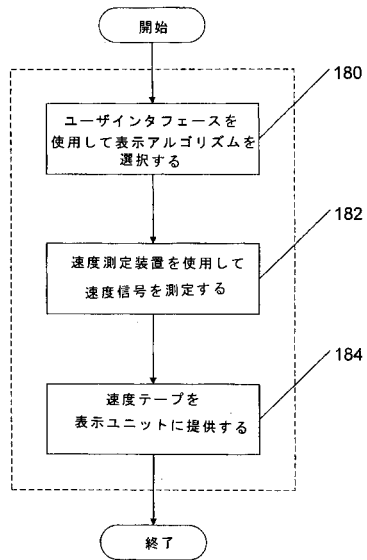


FIGURE 14

【図 1 a】

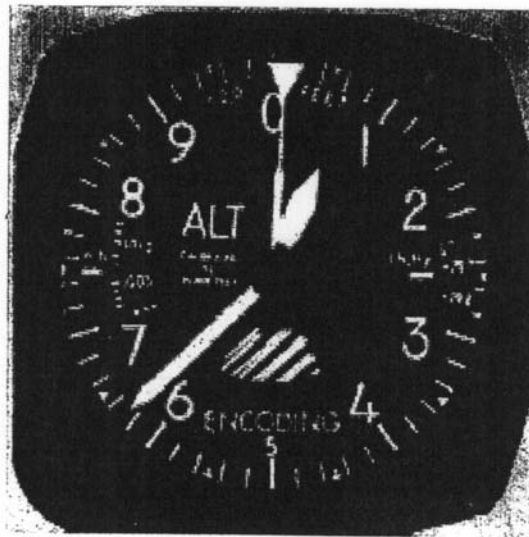


FIGURE 1A (従来技術)

【図 1 b】

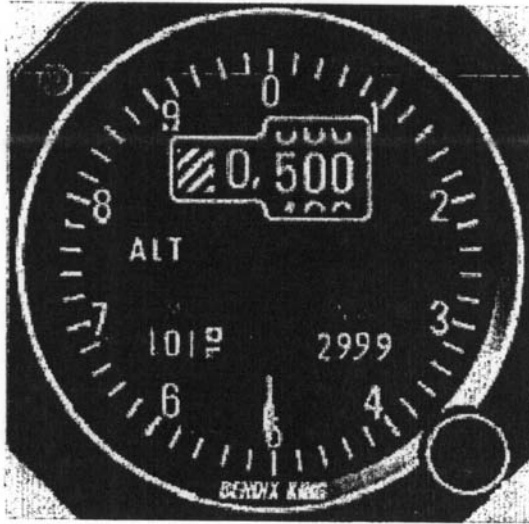


FIGURE 1B (従来技術)

【図 2】

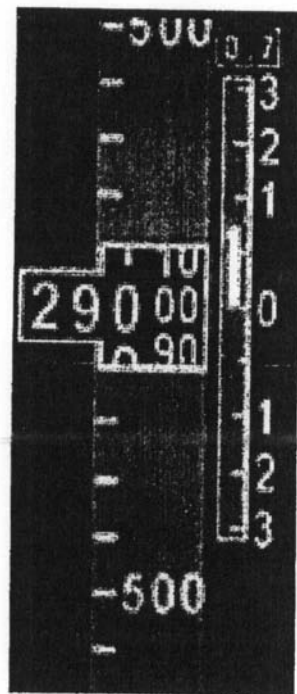


FIGURE 2 (従来技術)

【図 3】



FIGURE 3 (従来技術)

【図 11】

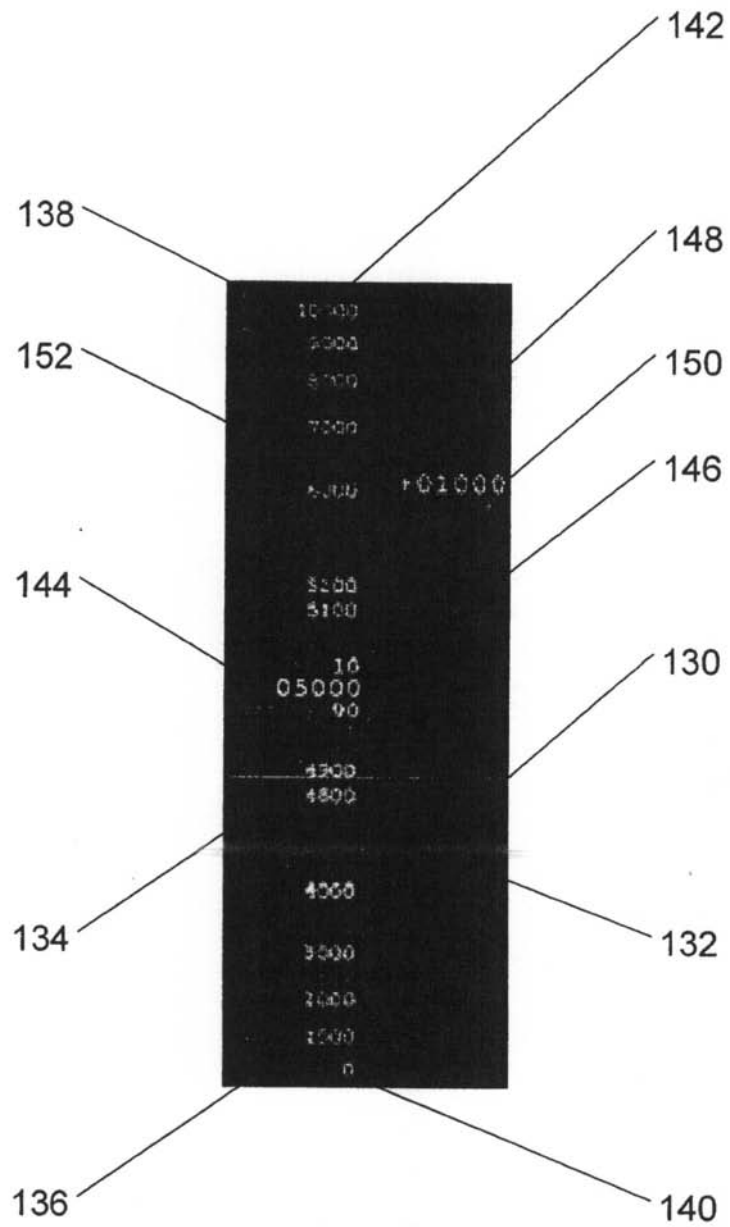


FIGURE 11

【図 12】

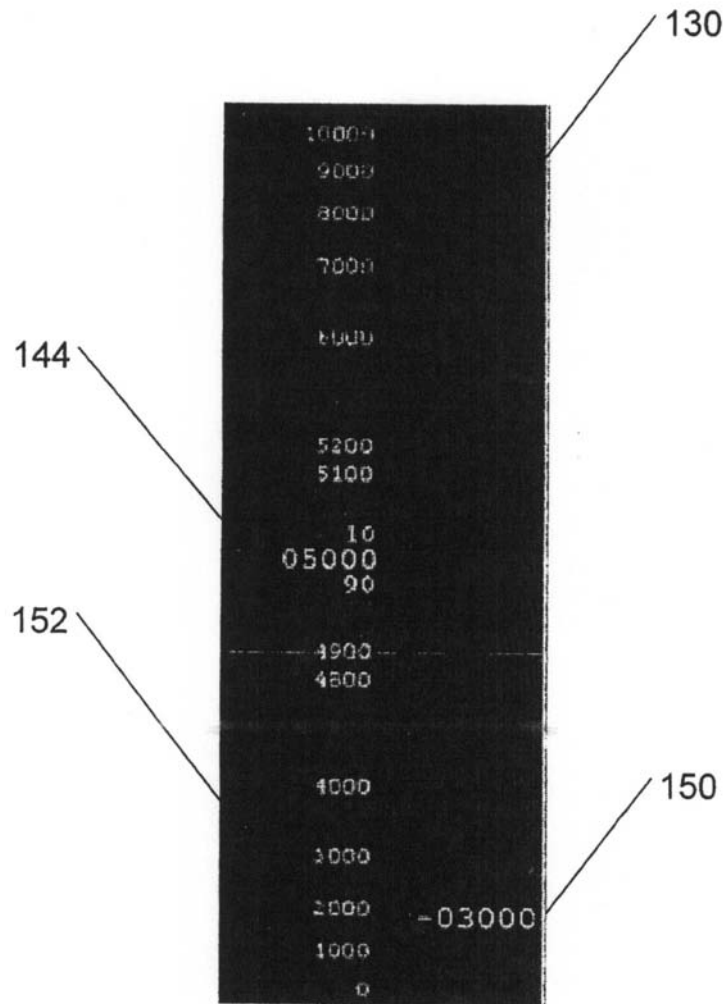


FIGURE 12

【図 15】

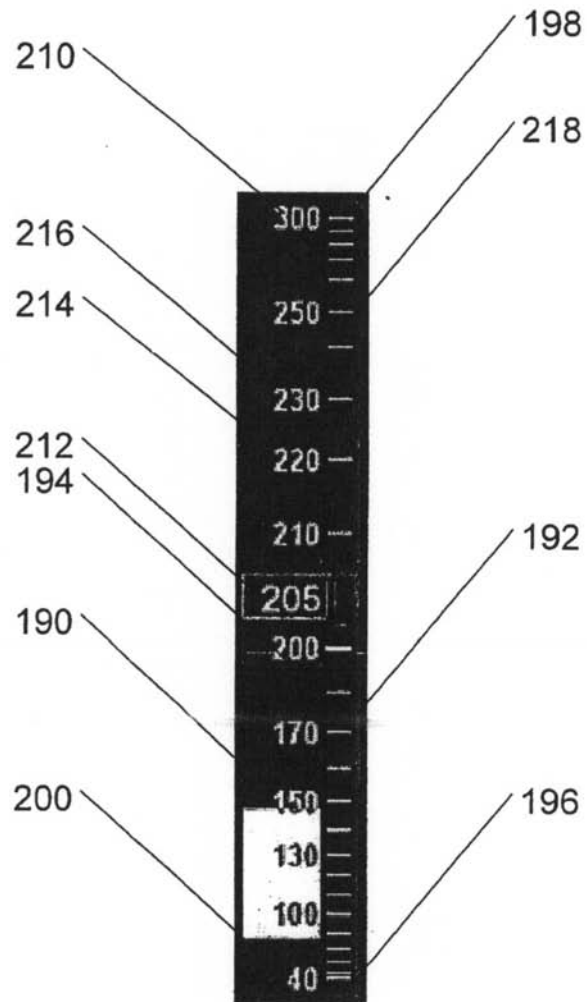


FIGURE 15

フロントページの続き

(74)代理人 100117178

弁理士 古澤 寛

(74)代理人 100130650

弁理士 鈴木 泰光

(72)発明者 マリス、ジョン

カナダ、ケベック J 3 V 2 A 5、サン - ブルーノ、スイート 2 3、シュマン ドゥ ラ
バスタリエール エスト、5 0

審査官 杉山 悟史

(56)参考文献 米国特許第 0 6 4 0 0 2 8 3 (U S , B 1)

米国特許第 0 6 2 3 2 8 9 0 (U S , B 1)

米国特許第 0 6 1 5 4 1 5 1 (U S , A)

米国特許第 0 6 1 1 2 1 4 1 (U S , A)

米国特許第 0 5 6 1 4 8 9 7 (U S , A)

米国特許第 0 5 2 8 9 1 8 5 (U S , A)

西独国特許第 0 2 7 2 4 8 6 0 (D E , B)

国際公開第 0 2 / 0 0 7 0 9 4 (W O , A 2)

(58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)

B64D 43/00

G01C 23/00

G02B 27/00