

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第4124575号
(P4124575)

(45) 発行日 平成20年7月23日 (2008. 7. 23)

(24) 登録日 平成20年5月16日 (2008. 5. 16)

(51) Int. Cl.

F I

G O 1 S 13/93 (2006. 01)

G O 1 S 13/93 P

B 6 3 B 49/00 (2006. 01)

G O 1 S 13/93 S

B 6 4 D 45/00 (2006. 01)

B 6 3 B 49/00 Z

G O 8 G 3/02 (2006. 01)

B 6 4 D 45/00

G O 8 G 5/04 (2006. 01)

G O 8 G 3/02 A

請求項の数 14 (全 13 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2000-601462 (P2000-601462)
 (86) (22) 出願日 平成12年2月23日 (2000. 2. 23)
 (65) 公表番号 特表2002-538437 (P2002-538437A)
 (43) 公表日 平成14年11月12日 (2002. 11. 12)
 (86) 国際出願番号 PCT/US2000/004456
 (87) 国際公開番号 W02000/050920
 (87) 国際公開日 平成12年8月31日 (2000. 8. 31)
 審査請求日 平成17年6月23日 (2005. 6. 23)
 (31) 優先権主張番号 09/255, 269
 (32) 優先日 平成11年2月23日 (1999. 2. 23)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(73) 特許権者 500185977
 フライト・セイフティー・テクノロジーズ
 ・インコーポレーテッド
 アメリカ合衆国コネチカット州06355
 , ミスティック, コットレル・ストリート
 28
 (74) 代理人 100089705
 弁理士 社本 一夫
 (74) 代理人 100071124
 弁理士 今井 庄亮
 (74) 代理人 100076691
 弁理士 増井 忠式
 (74) 代理人 100075270
 弁理士 小林 泰

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機で使用するための衝突回避システム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

車両で使用するための衝突回避システムであって、
複数のセクターにより形成された球の少なくとも一部分として形成された誘電アンテナ
 と、

L - バンドのマイクロ波送信機と、

複数の送受信スイッチであって、該スイッチの各々1つが前記セクターの各々1つと連
 係されている、前記送受信スイッチと、

前記スイッチが送信モードにあるとき、複数のL - バンドのマイクロ波信号が、前記ア
 ンテナの回りの全方位に前記セクターから同時に送信されるように、前記送信機を前記ス
 イッチに接続する手段と、

複数のL - バンドのマイクロ波検出器であって、該検出器の各々1つは、前記スイッチ
 が受信モードにあるとき、前記車両を取り囲む領域内の障害物から反射された戻りマイク
 ロ波信号を検出するため、前記セクターの各々1つと連係される、前記マイクロ波検出器
 と、

前記障害物に関する情報を含む出力信号を提供するように戻りマイクロ波信号を処理す
 るための回路手段と、

前記車両のオペレータが前記障害物との衝突を回避する上で適切な処置を取ることを可
 能とするように該車両のオペレータに当該情報を表示するため前記回路手段に接続された
 表示手段と、

10

20

を備える、衝突回避システム。

【請求項 2】

前記車両は、航空機であり、前記アンテナは該航空機の頂部に取り付けられた誘電球体である、請求項 1 に記載の衝突回避システム。

【請求項 3】

前記車両は、航空機であり、前記アンテナは上側及び下側半球に形成され、該半球の各々は複数のセクターを備え、該上側半球は該航空機の頂部に取り付けられ、該下側半球は該航空機の底部に取り付けられる、請求項 1 に記載の衝突回避システム。

【請求項 4】

前記車両は、航空機であり、前記セクターは、航空力学的引きずりを最小にするため該航空機の断面の回りに分布されている、請求項 1 に記載の衝突回避システム。

【請求項 5】

前記車両は、海洋船であり、前記アンテナは、該船の頂部に取り付けられた誘電半球体である、請求項 1 に記載の衝突回避システム。

【請求項 6】

前記 L - バンドのマイクロ波信号は、前記車両の回りの約 3 . 7 k m 乃至約 9 . 3 k m (約 2 乃至約 5 海里) の半径を有する安全球を提供するための強度で送信される、請求項 1 に記載の衝突回避システム。

【請求項 7】

前記表示手段は、前記アンテナ内のセクターと同じ数の複数の表示セクターにより形成された透明球体であり、該表示セクターの各々は、該表示セクターを観察する前記車両のオペレータが前記障害物の方位位置を自動的に知らされるように、対応する夫々のアンテナセクターとはほぼ同一に配置、方位付けられている、請求項 1 に記載の衝突回避システム。

【請求項 8】

航空機で使用するための衝突回避システムであって、

複数の等しいサイズのウェッジセクターにより形成された球の少なくとも一部分として形成された中空の誘電アンテナであって、各セクターは外側球表面及び該球の中心に向かって径方向内側に延在する 3 つの平坦表面を有する、前記誘電アンテナと、

L - バンドのマイクロ波送信機と、

前記アンテナ内部に取り付けられた複数の送受信スイッチであって、該スイッチの各々 1 つが前記セクターの各々 1 つと連係されている、前記送受信スイッチと、

前記スイッチが送信モードにあるとき、複数の L - バンドのマイクロ波信号が、前記アンテナの回りの全方位に前記セクターから同時に送信されるように、前記送信機を前記スイッチに接続する手段と、

前記アンテナ内に取り付けられた複数の L - バンドのマイクロ波検出器であって、該検出器の各々 1 つは、前記スイッチが受信モードにあるとき、前記航空機を取り囲む領域内の障害物から反射され、且つ、その夫々のセクターにより受信される戻りマイクロ波信号を検出するため、前記セクターの各々 1 つと連係されており、前記セクターの平坦側部は、戻り信号をその連係する検出器にセクターを通して案内するため導電材料で被覆されている、前記マイクロ波検出器と、

前記障害物に関する情報を含む出力信号を提供するように戻りマイクロ波信号を処理するための回路手段と、

前記航空機のオペレータが前記障害物との衝突を回避する上で適切な処置を取ることを可能とするように該航空機のオペレータに当該情報を表示するため前記回路手段に接続された表示手段と、

を備える、衝突回避システム。

【請求項 9】

前記アンテナは、前記航空機に取り付けられた誘電球体である、請求項 8 に記載の衝突回避システム。

【請求項 1 0】

前記アンテナは上側及び下側半球に形成され、該半球の各々は複数のセクターを備え、該上側半球は前記航空機の頂部に取り付けられ、該下側半球は該航空機の底部に取り付けられる、請求項 8 に記載の衝突回避システム。

【請求項 1 1】

前記セクターは、航空力学的引きずりを最小にするため前記航空機の断面の回りに分布されている、請求項 8 に記載の衝突回避システム。

【請求項 1 2】

前記 L - バンドのマイクロ波信号は、前記航空機の回りの約 3 . 7 k m 乃至約 9 . 3 k m (約 2 乃至約 5 海里) の半径を有する安全球を提供するための強度で送信される、請求項 8 に記載の衝突回避システム。

10

【請求項 1 3】

前記表示手段は、前記アンテナ内のセクターと同じ数の複数の表示セクターにより形成された透明球体であり、該表示セクターの各々は、該表示セクターを観察する前記航空機のパイロットが前記障害物の方位位置を自動的に知らされるように、対応する夫々のアンテナセクターとほぼ同一に配置、方位付けられている、請求項 8 に記載の衝突回避システム。

【請求項 1 4】

前記障害物は、脅威となっている航空機、前方地形又は地面である、請求項 8 に記載の衝突回避システム。

20

【発明の詳細な説明】**【 0 0 0 1】****【発明の属する技術分野】**

本発明は、概して航空機のための衝突回避システムに係り、より詳しくは、特に小型自家用機で役立つ、手頃な価格の、新規で低コスト、包括的な衝突防止及びニアミス減少システムに関する。

【 0 0 0 2】**【従来技術】**

混雑する航空機の交通領域及び / 又は視界の悪い条件では、一つの航空機のパイロットは、壊滅的な衝突を避けるため航空機を巧みに操縦することができるように、その近傍にある航空機の存在が警告されることが必要となる。T C A S として知られているシステム (交通警告及び衝突回避システム) は、市販のジェット航空機に取り付けられている質問機及びそれが遭遇しそうである各航空機に搭載されている応答機を利用する。このようにして、T C A S を搭載した航空機と、その近傍にある、脅威となっているより小さい航空機との間でレーダーにより質問が送受信される。これは、民間パイロットが衝突を回避することを可能にするように増幅されたレーダー信号がジェット航空機に送り返されるようにしてなされる。応答機は、送り返されたレーダー信号を、それが設置されている脅威となっている航空機に独自の情報で符号化する。G P S 受信機は、ジェット航空機の位置に対する脅威の航空機の位置に関する情報を符号化するため、再指令される。T C A S を用いた場合、警告信号が受信されるとき衝突を回避するため民間ジェットパイロットに負担がかかる。

30

40

【 0 0 0 3】

しかし、これらのシステムは、非常に複雑で、非常にコストがかかり、主要には民間サイズの航空機で使用される。これらのシステムは、高いコストのため、悪い天候及び交通状態、即ちしばしば不可避の衝突へと導く条件の下で、しばしばパイロットが盲目的に飛行する、より小さい私的所有の航空機には、まれにしか搭載されない。一般的な航空機産業のパイロットも、応答機を設置するコストを招くことを気乗りせず、衝突を回避して自立的な制御を得ることをしない。

【 0 0 0 4】**【発明が解決しようとする課題】**

50

かくして、航空機交通産業内の飛行安全条件を強化するため、特に小さい自家用航空機に有用である、低いコスト、高信頼性の警告及び衝突回避システムに対する必要性が存在する。以下に述べるUNICORNTMシステムは、その必要性を満たすものである。

【0005】

【課題を解決するための手段】

従って、本発明の主要な目的は、低コストで高信頼性の、包括的な全方位検出システムを提供することである。この検出システムは、航空機のパイロットに、該航空機を取り囲む空気圏内の近傍にある別の航空機の存在を早期警報し、かくして、該パイロットが、近傍にある他の航空機との衝突を回避するために必要となる如何なる操縦処置をも取ることを可能にするため該航空機に取り付け可能である。

10

【0006】

本発明の別の目的は、単一の航空機から自主的に作動し、且つ、近傍にある他の航空機からの応答を必要とせず、即ち、該他の航空機に合致されたシステムが搭載されている必要性の無い、上記に特定されるシステムを提供することである。

【0007】

本発明の更に別の目的は、複数のオレンジウェッジセクター、例えば、8つの異なる送信機/受信機の方向パターン(上/下、左舷/右舷、前方/後方)を覆う8つのセクターに切り出された誘電球体により形成される全方位のL-バンドのマイクロ波アンテナを備える、上述した検出システムを提供することにある。L-バンドのマイクロ波信号は、航空機の回りの検出球をカバーする全方位送信を提供するため8つの誘電区分全てから同時に送信される。更に加えて、同じ8つの誘電セクターは、近傍にある他の航空機から後方反射されたマイクロ波信号を受信するための適切な受信機回路と共に用いられる。これらのセクターは、8つのビデオチャンネルを提供し、これによって、航空機のパイロットは、大惨事を回避するため適切な回避操作を実行することができるよう、近傍の航空機

20

の方向、近接さ及び接近率(rate of closure)に関する情報を受信する。

【0008】

本発明の更なる目的は、それ自身の内部に自立性を持ち、近傍の航空機と協働する応答機構を必要としないが、TCA S型式の応答機と適合性があり、それと共に使用することができる上述したシステムにある。

【0009】

本発明の他の目的及び利点は、添付図面を参照して本発明の以下の詳細な説明を読むことにより明らかとなる。

30

【0010】

【発明の実施の形態】

より小さい自家用機12で主に使用される、本発明の新規なUNICORNTMシステム10は、例えばポリスチレン又はルサイトなどの誘電材料から構成された中空出し球形アンテナ14(図1A)を備える。アンテナ14は、直径にして約0.3m(12インチ)であり、航空機のコックピットの上方にある航空機の上隆起部の位置18に固定された、保護的流線形状のユニコーン形透明レーダードーム16内に取り付けられる。ドーム16は、アンテナ14の作動に干渉しない材料から構成される。

40

【0011】

図1Bの破断図に示されたように、アンテナ14は、複数の等しいオレンジウェッジ(orange-wedge)のセクター、例えば8つの等しいオクタント14a、14b、14c、14d、14e、14f、14g及び14hへと、中空出し球形アンテナを削り出すことによって形成される。各々のオクタントは、これらのオクタントが、図1Aに示されるように一緒に固定されるとき、中央のキャビティが、信号送受信構成要素アセンブリ22をその内部に包含して形成されるように、えぐり出された内側エッジ20を有する。図3に関して詳細に説明されるように、アセンブリ22は、8つの送受信(T/R)ダイオードスイッチ24を備え、これらのスイッチにL-バンドのマイクロ波信号が供給され、該T/Rスイッチは、送信モードにおいて、8つのセクター即ちオクタントホーン全てを位相的に

50

同時に駆動し、アンテナ 1 4 の回りの全方位に亘って 8 つのマイクロ波信号を送信するように作動する。

【 0 0 1 2 】

アセンブリ 2 2 は、8 つの低パワー、低ノイズの L - バンドのマイクロ波から可視光までの検出ダイオード 2 6 も備えており、各オクタントに連係された一つのダイオードは、T / R スイッチ 2 4 が受信モードにあるとき近傍の航空機から反射して戻ってきた戻り信号を受信するために設けられる。

【 0 0 1 3 】

各オクタントでは、平坦表面 3 0、3 2 及び 3 4 は、金属スパッタリング又は蒸着プロセスにより塗布される例えば銀又は銅などの導電金属コーティング 3 6 で被覆されている。各オクタントの外側湾曲表面 3 8 は、被覆されない状態のままにされ、誘電電磁放射及び受信面として機能する。各オクタントの被覆表面 3 0、3 2 及び 3 4 は、その連係する検出ダイオード 2 6 に直ちに隣接して配置されたエッジ即ちコーナー 4 0 の内側に、外側表面 3 8 により受信された反射波を案内し即ち送り込む。

【 0 0 1 4 】

球形アンテナ 1 4 は、各オクタントの被覆表面 3 0、3 2 及び 3 4 にセメント又は接着剤を塗布することによって組み立てられ、中央中空キャビティ内の構成アセンブリ 2 2 と共にオクタントを押す。セメントは、コーティング 3 6 即ちアセンブリ 2 2 の構成要素に損傷を与えない溶媒により解かすことができる型式であるべきである。かくして、アンテナに修復をなすことができ、不調アンテナを廃棄する必要がなくなる。

【 0 0 1 5 】

アンテナ 1 4 は、セクター 1 4 d が左舷上方 / 前方方向に、セクター 1 4 a が右舷の上方 / 前方、セクター 1 4 c が左舷 / 上方 / 後方に、セクター 1 4 b が左舷 / 下方 / 前方に、セクター 1 4 e が右舷 / 下方 / 前方に、セクター 1 4 g が左舷 / 下方 / 後方に、セグメント 1 4 f が右舷 / 下方 / 後方に、各々面するように、航空機 1 2 に取り付けることができる。このようにして、アンテナ 1 4 は、航空機回りの包括的な全方位をカバーする。

【 0 0 1 6 】

同軸パワーケーブル 4 3 が、アンテナ 1 4 から外側に延在しており、アセンブリ 2 2 を、図 3 の回路を介して、パイロットの目線レベルの前方且つ僅か上方に、コックピット内に直接取り付けられた視角インジケータディスプレイユニット 4 2 に接続する。かくして、パイロットは、彼の通常の前方視野を妨害されることなく、ユニット 4 2 を容易に見ることができる。

【 0 0 1 7 】

ディスプレイユニット 4 2 は、アンテナ 1 4 のセクター 1 4 a ~ 1 4 h に各々対応する 8 つのオレンジ - ウェッジセクター 4 2 a ~ 4 2 h に切削された透明中空球形部分である。8 つの異なる色の表示ライト 4 4 a ~ 4 4 h のクラスターは、球内部に取り付けられ、この状態で、各ライト 4 4 a ~ 4 4 h が、その夫々対応するセクター 4 2 a ~ 4 2 h に隣接して配置されている。セクター 4 2 a ~ 4 2 h は、例えば該セクターの平坦表面上に取り付けられた透明ベルクロコネクタ 4 6 によって、一緒に取り外し可能に固定され、それにより、必要時に、ライトを迅速且つ容易に変更することができる。ディスプレイユニット 4 2 は、パイロットが照明されたセクター 4 2 a ~ 4 2 h を観察したとき、迅速に近傍の航空機の位置を知ることができるように、セクター 4 2 a ~ 4 2 h の各々が配置され、且つ、その対応するセクター 1 4 a ~ 1 4 h と整列される態様で、コックピット内に取り付けられている。例えば、セクター 4 2 a は、右舷 / 上方 / 前方位置を示し、或いは、セクター 4 2 e は、左舷 / 下方 / 後方を示す。パイロットは、迅速に必要な回避処置を取ることができる。

【 0 0 1 8 】

航空機 1 2 に取り付けられた本発明の UNICORNTM システム 1 0 は、シングアラウンド (sing-around) フィードバック 5 2 内の中心エレメントである、デジタルクロック、カウンター / シンセサイザー 5 0 によって制御される。その静止モードでは、クロック 5

10

20

30

40

50

0 は、航空機 1 2 の回りの安全な大気の所望半径と一致する最小パルス繰り返し範囲 (P R F) でパルスモジュレータ 5 4 に、タイミングパルスを供給する。次に、モジュレータ 5 4 からのパルスは、F C C により許されるある一定の L - バンドマイクロ波周波数の一つに調整されるパワー増幅器 / 発信器 5 6 に供給される。パワー増幅器 / 発信器 5 6 は、ガンダイオード (Gunn-diode) 型式又はインパットダイオード (Impatt diode type) 型式であってもよい。ガンダイオード型式が使用されるとき、航空機回りの安全な球半径は、約 3 . 7 k m (2 海里) である。より高価でより高度な究極のインパットダイオードのパワー増幅発信器を使用した場合、安全球半径は、約 9 . 3 k m (約 5 海里) にまで拡大され、明らかに、当該安全球内にある、例えば航空機 T A などの他の脅威となる航空機との衝突に対して、パイロット即ち航空機 1 2 への早期警告時間を改善する。

10

【 0 0 1 9 】

パワー増幅器 / 発信器は、8 つの送信 / 受信 (T / R) スイッチ 2 4 のクラスターを供給し、これらのスイッチの各々は、誘電球形アンテナ 1 4 の 8 つのセクター 1 4 a ~ 1 4 h の一つに結合される。送信モードにあるとき、スイッチ 2 4 は、8 つのセクター 1 4 a ~ 1 4 h の全てを位相的に同時に駆動するように作動し、これによって、8 つのマイクロ波レーダービームを、アンテナ 1 4 及び航空機 1 2 の回りの全方位に送信する。

【 0 0 2 0 】

スイッチ 2 4 が受信モードにあるとき、脅威となる航空機 T A、前方地形 6 0、或いは、地面 G から反射され、及び、セクター 1 4 a ~ 1 4 h の対応する一つの誘電表面 3 0 に戻ってそこを通過する波は、当該セクターと連係された 8 つの L - バンドマイクロ波ダイオード検出器 2 6 のクラスターの一つにより検出される。上述したように、平坦表面 3 0、3 2 及び 3 4 上の導電コーティング 3 6 は、検出器 2 6 へ反射戻り波を案内し、即ち送り込み、これによって、システムの検出容量を強化するアパーチャゲインを提供する。

20

【 0 0 2 1 】

戻ってきた L - バンドのレーダーエコーは、当該セグメントの受信機ビームパターンの最大応答軸 (M R A) に近接した受信機セクター 1 4 a ~ 1 4 h の一つに到達する戻りエネルギーを提供する。L - バンド付近の周波数、例えば約 1 ギガヘルツでは、マイクロ波放射は、 $約 3 \times 10^8 \text{ m/s} / 10^9 \text{ Hz} = 0.3 \text{ m} = 30 \text{ cm} = 1 \text{ フィート}$ のおおよその波長を持っている。誘電波ガイドアンテナ 1 4 の大量の電磁波 (e m) は、自由空間のものに選択された誘電率の平方根の逆数の比率によって、 $3 \times 10^8 \text{ m/s}$ (自由空間の光速) 以下に減少された位相波速度で移動する。かくして、誘電球 1 4 は、0 . 3 m (1 フィート) より僅かに小さい直径を持ち得る。

30

【 0 0 2 2 】

検出ダイオード 2 6 の各々は、航空機衝突ピークセクター及びチャンネルインジケータ 6 4 に、一定方向のパルス化整流信号 6 2 を提供する。これらのダイオード 2 6 は、信号 6 2 を生成するため、受動ビデオ合致フィルター (passive video matched filter)、即ち、ビデオ合致されたフィルター処理の活性形態を達成するように抵抗 / コンデンサフィードバック回路を備えたトランジスタービデオ増幅器を備える。

【 0 0 2 3 】

各セクター 1 4 a ~ 1 4 h からの 8 つのビデオ増幅 / ビデオフィルター処理信号 6 2、並びに、その連係する検出器 2 6 は、セクター 6 4 によって、8 つのダイオードチャンネルピーク選択プロセスを受ける。このセクターは、8 つの信号 6 2 のうち最大のものを選択し、当該信号のみが出力信号 6 6 としてチャンネルインジケータゲート 6 8 へと通過する。その受信ビームパターン M R A がエコー到着方向により近いセクターが、セクター 6 4 内のチャンネル表示ロジックを通して選択される一つとなる。出力信号 6 6 は、セクター 1 4 a ~ 1 4 h のうちどの一つがピーク信号を受信するかを表示し、かくして、脅威となる航空機 T A 又は他の障害物の位置に対応する、当該ピーク信号が受信される方向を指し示す。高い目標選択として、セクター 6 4 は、方位角及び仰角の精度を向上させるため、左舷 - 右舷及び上 - 下の受信機 - ビームチャンネルの間の対態様の相違化によって、受信ビームの改変を容易にするため、例えばバックバイアス (back-biased) された

40

50

ツェナーソリッドステートダイオードを使用した対数増幅器を各々備えてもよい。

【 0 0 2 4 】

チャンネルインジケータゲート 6 0 は、信号 7 0 を、可聴警報及びライトフリッカー／ライト生成器 7 2 に通過させる。可聴警報及びライトフリッカー／ライト生成器 7 2 は、可聴警報信号 7 4 を拡声器ホーン 7 6 に、及び、ライト生成信号 7 8 を透明ディスプレイ球 4 2 に送る。拡声器ホーン及び透明ディスプレイ球は、両方ともコックピット内に取り付けられている。信号 7 8 は、脅威となっている航空機 T A の位置即ち方向、脅威の航空機の範囲及び航空機の接近率に関する情報を持っている。その結果、ライト 4 4 a ~ 4 4 h の一つ及びそれと連係する透明セクター 4 2 a ~ 4 4 h の一つは、一つの受信機区分 1 4 a ~ 1 4 h 及びそのピーク戻り信号を検出したその検出器 2 6 に対応し、ライトアップ、明滅して、パイロットに当該情報を提供する。同様に、エイシングアラウンド (Asing-around) 作用の故に、発信音及びホーン 7 6 の発信率は、脅威となる航空機 T A の距離又は範囲並びに接近率に関する情報を提供する。十分に早い警報時間を提供するこの情報を用いた場合、航空機 1 2 のパイロットは、彼の飛行機を巧みに操作して航空機 T A との衝突を回避することができる。

10

【 0 0 2 5 】

ピーク信号 8 0 が、セクター／インジケータ 6 4 から航空機衝突スレッシュールド装置 8 2 に送られ、S N R で決定された検出確率に応じた安全範囲球への接触スパンに従って、許容可能なフォールス警報 (false alarm) / 接触率 (contact rate) を確立する。

【 0 0 2 6 】

20

フォールス接触率 (例えば、クラッター又は他のエコー) は、その夫々のスレッシュールドを超えたビデオ信号が、早い及び遅いゲート範囲の間にまたがっているときを示すスプリットレンジゲート (split range gate) 8 4 の使用によって更に減少される。これは、その面積が短期間の積分を通して得られ、且つ、早期対遅い範囲のゲートに落ちる、ビデオパルス X の部分の面積を差別化することによって表示される。相違の表示がゼロを通過するとき、ビデオパルスの中心が配置される。ロジック 8 6 は、第 1 の接触が通常通り選択されることを確保するため設けられる。

【 0 0 2 7 】

セクター及びチャンネルインジケータ 6 4 は、地面接近警報を容易にするためプラグインモジュール 9 0 を、前方地形衝突及び角度方向回避インジケータを容易にするためプラグインモジュール 9 2 を提供することによって更新することができる。モジュール 9 0 は、ピークとして選択された信号を導出するため、セクター 1 4 e (右舷／下方／前方) 及び 1 4 h (左舷／下方／前方) から情報を受け取る。ユニット 6 4 からのピーク出力信号 8 0 に関して、モジュール 9 0 からのピーク出力信号 9 4 は、スレッシュールド回路 9 6 及びスプリットレンジゲート回路 9 8 に委ねられ、次に、ロジック回路 8 6 に送られる。同様にして、モジュール 1 0 0 からのピーク出力信号 1 0 0 は、スレッシュールド回路 1 0 2 及びスプリットレンジゲート回路 1 0 4 に委ねられ、次に、ロジック回路 8 6 に送られる。

30

【 0 0 2 8 】

セクター 1 4 a ~ 1 4 h の一つが脅威の航空機 T A を検出し、セクター 6 4 がスレッシュールド装置 8 2 及びレンジゲート 8 4 を通して処理される信号 8 0 を最終的に提供し、次にロジック回路 8 6 に送られるとき、その第 1 の脅威の接触は、該回路によって選択され、対応する優先出力信号 1 0 6 がシングアラウンドフィードバックループ 5 2 により捕捉される。信号 1 0 6 は、通常の着陸滑空スロープ下降率の状況の間に、地面接近警報が鳴らず、表示されないことを確実にするシングアラウンド率 (sing-around rate) カウンタスレッシュールド回路 1 0 8 に送られる。信号 1 1 0 は、次のシングアラウンドフィードバックループサイクルを作動させるため回路 1 0 8 からクロック 5 0 に送られる。

40

【 0 0 2 9 】

モジュール 9 0 及び 9 2 からの信号 9 4 及び 1 0 0 の各々は、出力信号 1 0 6 が最高の優先的脅威を代表するように、ロジック 8 6 内のオーバーライド決定回路を経由して第 1 の

50

脅威となる接触信号 80 を無効にしてもよい。例えば、地面エコーがセクター 14 e ~ 14 h の 4 チャンネルのうち一つのチャンネルに到達した場合、ロジック 86 により選択されたピーク信号は、出力信号 100 から導き出される。

【 0 0 3 0 】

ロジック 86 からの別の出力信号 112 は、チャンネルインジケータゲート 68 及び遅延されたシュミットトリガー 113 の両方に供給される。ゲート 68 に供給されるような信号 112 は、選択されたチャンネルに関する情報を乗せているだけではなく、選択された接触オブショングループ内のチャンネルに関する情報、例えば、モジュール 92 により検出されるような前方地形衝突警報又はモジュール 90 により検出されるような地面接近警報に係る情報を乗せている。この情報は、様々に異なって同定する、ホーン 76 における可聴警報及び表示球 42 上のライト明滅 / 色ライト信号を選択的に生成するように生成器 72 を作動させるためチャンネルインジケータゲート 68 を条件付ける。これらの警報信号から、航空機 12 のパイロットは、衝突を回避するため迅速に巧みな処置を取ることができる。

10

【 0 0 3 1 】

遅延されたシュミットトリガー 114 は、スレッショールドビデオ信号 112 をカウンタ 108 に供給されたデジタルトリガー出力 116 に転換する。トリガー 114 により生じられた遅延は、回路の詳細設計の設定時間を、戻ってきた脅威信号が受信された後で、次のシングアラウンドフィードバックグループサイクルが作動される前に設定することを可能にする。

20

【 0 0 3 2 】

シングアラウンド率の制御 / スレッショールド 108 は、既に説明された。放射範囲の情報がシングアラウンドフィードバックグループサイクルの間の時間内に内在されるのとは別に、これらのサイクルの P R F の変化は、相対的な放射範囲の接近率上に情報を乗せることに着目されたい。この後者の量は、衝突の切迫を評価する際の重要な測度である。しかし、幾つかの低い接近率状況の下では（例えば、通常の滑空スロープ着陸の間の地面に接近するときの下降率）、可聴警報又は視角警告表示は、逸らされ得る。勿論、手動のオーバーライドを適用することができるが、パイロットに部分的な予測を必要とする。カウンタ 108 の目的は、シングアラウンドフィードバックグループ 52 を、好都合な状況の間に時期尚早にトリガーされることから下検分するため、半径範囲の接近率情報へのスレ

30

【 0 0 3 3 】

チャンネルインジケータゲート 58 は、既に説明された。モジュール 90 及び 92 無しの基本となる U N I C O R NTM システムの場合には、その唯一の機能は、回路 82 及び 84 を通して有効とされるように、信号 80 のチャンネル表示を取ることである。このとき、半径範囲、半径範囲の接近率及びオクタントセクター接触情報を迅速であるがパイロットに識別可能且つ一義的に伝達することを如何に実行すべきかを可聴警報及びライト明滅色ライトで指令するための手段としてロジック 86 により第 1 の接触選択 (contact selection) が実行される。

40

【 0 0 3 4 】

可聴警報及びライト明滅 / 色ライト生成器は、簡潔な情報と共に迅速、一義的で明瞭な表示をパイロットに提供して衝突状況を防止するため、可聴警報として拡声器ホーン 76、及び、オクタントのヘッズアップ (heads-up) ディスプレイ 42 を駆動する信号を生成するため使用される。この簡潔な情報は、迅速で自主的な衝突回避操作を可能にし、即ち、十分早期な警報を可能にし、衝突を回避するだけではなく、ニアミスを減少することをも容易にする。

【 0 0 3 5 】

50

拡声器 76 は、様々な可聴警報トーンのシーケンスを再生成するため使用される。その音の内容は、即ち、急速に反応する必要に関して緊急の意味合いを伝達する、ビービー　　ビー　　ビー - ビー - ビーという、これら発信音シーケンスの P R F を変化させることにより、半径範囲及び半径範囲接近率を伝達する一方で衝突又はニアミスが差し迫ってくるタイプを同定する。

【 0 0 3 6 】

透明ディスプレイ球 42 では、異なる色に符号化されたライトが、8つの危機的コライダー (corridor)、即ち、左舷 / 上方 / 前方、左舷 / 上方 / 後方、左舷 / 下方 / 前方、左舷 / 下方 / 後方、右舷 / 下方 / 前方、右舷 / 下方 / 後方、右舷 / 下方 / 前方、及び、右舷 / 下方 / 後方を同定する。更には、異なる色の符号化は、地面接近警報、前方地形衝突警報及び回避表示を示すため使用される。(可聴警報に類似した)色識別ライトの光明滅は、差し迫る衝突又はニアミスに応答する際の緊急度を伝達するために使用される。

【 0 0 3 7 】

頭上空間が制限される非常に小さいコックピットでは、球形ディスプレイユニット 42 を、インストルメントパネルに取り付けられた一対の前方及び後方平坦スクリーンディスプレイに代替することが望ましい。

【 0 0 3 8 】

前述したように、U N I C O R NTMシステムを、より小さい航空機に対する T C A S の要求と両立させることが希求されている。このより小さい航空機は、航空機の型式、G P S 位置 (利用可能である場合) 及び衝突の可能性を迅速に判断する際に役立つ他の情報で符号化された応答信号を用いて T C A S を設置した航空機から放射された質問に応答する上で強力なレーダー断面 (R C S) が欠けている。この応答モードのため必要とされる複合化及び符号化機能は、エレメント 64、50 及び 54 内に収容された、適切な G P S 受信機の能力の設置と共に更新されたオプションとして容易に適合することができる。T C A S に対して U N I C O R NTMシステム (特にガンダイオードのオプションの下で) と連係されたより低いマイクロ波パワーレベルでは遥かに劣勢となる、相互の干渉に関する懸念事項と取り組む際には、ホイisper (whisper) 及びシャウト (shout) モードを、更なる更新オプションとして用いることができる。これは、一旦、警告サイクルが開始された場合、フルパワーで用いられるよりも静止モードの間により低いパワーを放射するように P A / O S C モジュール 56 をパルス出力する工程を含む。

【 0 0 3 9 】

U N I C O R NTMシステムが T C A S により取り組まれた問題に直面しないことに言及することは価値がある。T C A S の設計では、大きい民間のエアーライナーがより小さい航空機と衝突し即ちその上に下降するという設計上の問題を持っている。これらのより小さい航空機は、遥かに小さい R C S を持ち、概して、エアーライナーの大気中速度の性能を持っていないが、それにも拘わらず、極度の回避処理をより良く取ることができる。より小さい R C S は、パルス応答機により提供されるようなレーダーエコー戻り強化機能を必要とする。これは、勿論、例えば G P S 受信機などの他の有用な情報及び他のデータを、より小さい航空機による符号化応答機の戻り信号に追加することを可能にする。これとは反対に、U N I C O R NTMシステムは、より小さい航空機への応用を描いており、脅威となる可能性のある航空機の一つとしてより大きい R C S を持つエアーライナーを、想定している。他のより低い R C S の小さい航空機 (それらの低い大気中速度のため) は、急速には接近せず、これによって、減少された早期警報時間と比較して、対応する迅速さの減少した接近に起因して、より小さい R C S と連係されるより短いレンジをより許容可能にする。

【 0 0 4 0 】

乗員及びキャビンの乗務員の安全性に留意した場合、民間のエアーライナーは、それが大惨事が切迫していることが明らかとなるまで、より小さい航空機との衝突を避けるために激しい回避操作を取ろうとはしない傾向にある。これとは反対に、U N I C O R NTMシステムが設けられた、より小さい航空機、一般航空機又は会社の航空機は、破局を回避する

10

20

30

40

50

のに十分な時間で自主的な制御を取ることができる。

【 0 0 4 1 】

上述したように、8つのセクター14a~14hは、航空機12の頂部に取り付けられた球形アンテナ14を形成するため一緒に接着されている。例えばパイパーキューブ(Piper Cub)などの高く飛行する航空機の中には、航空機の構造によるEMの遮蔽が考慮され得る。そのような場合には、アンテナ40は、各々がそれ自身の保護ドーム16内に閉じ込められた分離した上側及び下側の半球として形成されてもよい。上側半球は、コックピットの上方且つ僅かに背後のその通常的位置に取り付けられ、その一方で、下側半球は、上側半球とは径方向反対側の例えば図1の15の破線で示されるように飛行機の下方に取り付けられる。両方の半球は、ディスプレイユニット42に同軸ケーブルを介して適切に接続される。更には、完全な球形アンテナが航空力学的な引きずりを形成するような非常に小さい航空機では、アンテナは2以上に、8程度の立体角(solid-angle)セクターへと分割されてもよく、これらのセクターが航空機の断面の回りに均一に分布する態様で航空機被覆に埋め込まれることを可能にする。これは、航空力学的な引きずりを最小にする。

10

【 0 0 4 2 】

UNICORNTMシステムは、大きな海洋船との衝突を回避する娯楽のボート乗員により使用するための安かな海洋衝突警報装置としての役割をも満足させる。この用途では、誘電アンテナの上側半球のみが必要とされる。更には、全方位の送信は、構造上、直接のEM波と干渉する海洋表面からの反射EM波による補強の故に、L-バンドのマイクロ波送信機の半球カバーを補強するように偏光される。米国海岸ガード(U.S.Coast Guard)は、自動同定システム(AIS)技術の大規模なテストを実施している。AISは、TCASと非常に類似している。その一方で、応答機による返答の部分としてGPS情報を必要としている。重要なことには、UNICORNTMシステムは、その作動の自主的モードを有することに加えて、AISに適合するのみならず、4つの象限角度能力(上側半球において)のため、カルマンフィルターの回帰/予測処理が、衝突進路が差し迫っているか否かをより正確に決定することを可能にする能力を有意に改善する。再び、ホイスパー及びシャウト作動は、他の多数の娯楽船及び大型船との相互のL-バンドEM干渉を最小にするため用いることができる。

20

【 0 0 4 3 】

飛行中衝突回避UNICORNTMシステムに関して、様々な更新オプションを、娯楽ボート乗員が彼らの船に投資した金額に従って、提供することができる。GPS受信機に投資した娯楽船オペレータのため、米国海岸ガードは、彼らが、満足のいくかも知れないAIS応答機に投資することを希望している。しかし、一般的なUNICORNTMシステムは、比較的安価な娯楽ボートの所有者にとってより良い投資となることが理解できよう。その上、AISとのその適合性は、そのような所有者が、後日にGPS受信機及び適切なUNICORNTMシステムAIS更新モジュールを追加することによって更新することを促進させる。

30

【 0 0 4 4 】

UNICORNTMシステムの別の輸送省(Department of Transportation; DOT)の用途は、直接前方に質問し、及び、鉄道トラックの湾曲部分上を移動するとき正面に向いたままにするため2又は3の隣接ビームを受信するように適合された前方地形衝突警報能力と同一種類の何らかの機能を含むことができる。これは、先頭列車両へと押し分けて進む従動列車両の後端部衝突を防止するように機能する。これとは反対に、列車の後部に取り付けられた類似のUNICORNTMシステムの適合性は、列車のエンジニアにそれとは反対の状況を避けるように、速度アップすることを指令することができる。再び、AISの能力は、そのようなUNICORNTMシステムの適合性へと統合することができる。

40

【 0 0 4 5 】

本発明は、その精神即ち本質的特徴から逸脱することなく、他の特定の形態で実施することができる。そのため、本実施形態は、あらゆる点で図示としてみなされるべきであり、

50

これに限定されるものではない。本発明の範囲は、前述した説明によってではなく請求の範囲により示され、該請求の範囲と均等の意味及び範囲内にある全ての変更が、その中に包含されるべきである。例えば、請求の範囲では、球形という用語の使用は、球形アンテナ 14、及び、半球又は上述した他の立体角のセクターへの適合を覆うことが意図されている。

【図面の簡単な説明】

【図 1】 図 1 は、航空機の頂上部に取り付けられた新規な誘電アンテナ、及び、。パイロットの容易な視角内で航空機のコックピットに即ち該コックピット内に取り付けられた、これに対応する透明ディスプレイユニットを示す本発明の U N I C O R NTMシステムの概略的な斜視図である。

10

図 1 A は、球形アンテナを拡大図で示したものである。

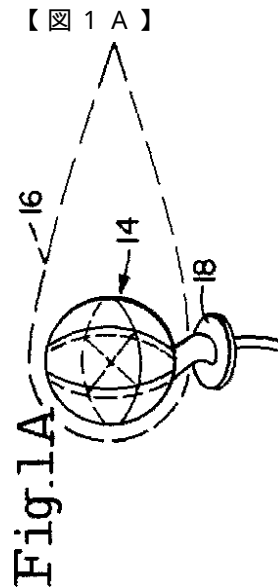
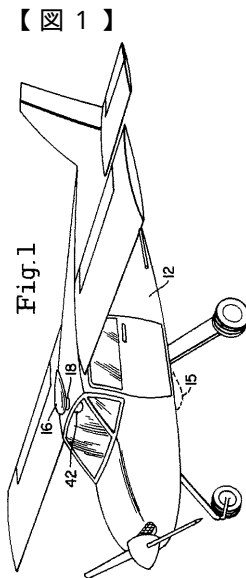
図 1 B は、球形アンテナを破断図で示したものである。

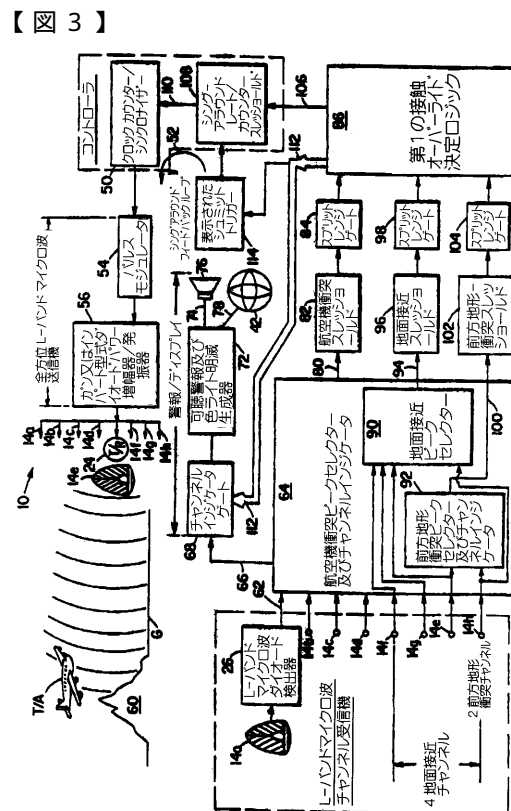
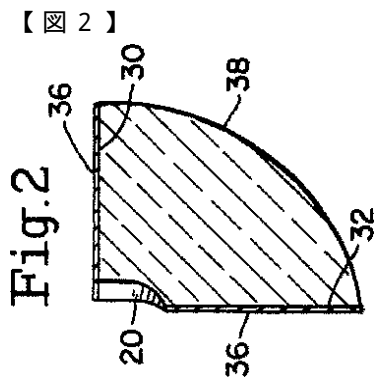
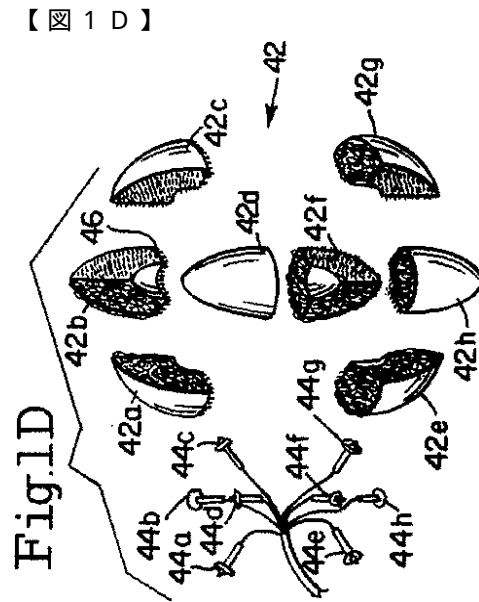
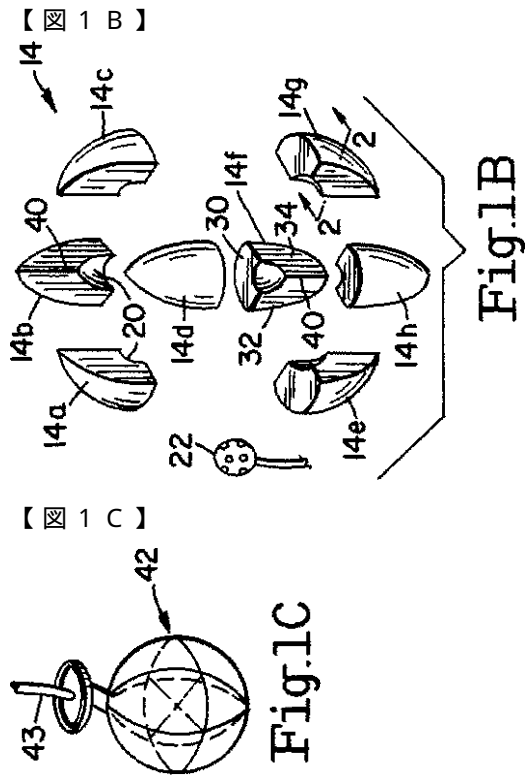
図 1 C は、透明ディスプレイユニットを拡大図で示したものである。

図 1 D は、透明ディスプレイユニットを破断図で示したものである。

【図 2】 図 2 は、アンテナのセクターの各々における被覆表面を示す、図 1 B のライン 2 - 2 に沿って取られた図である。

【図 3】 図 3 は、本発明の U N I C O R NTMシステムに組み込まれた検出及び制御の概略的電子回路を示す。





フロントページの続き

(51)Int.Cl.			F I		
H 0 1 Q	1/02	(2006.01)	G 0 8 G	5/04	A
H 0 1 Q	1/12	(2006.01)	H 0 1 Q	1/02	
H 0 1 Q	1/22	(2006.01)	H 0 1 Q	1/12	B
H 0 1 Q	1/28	(2006.01)	H 0 1 Q	1/22	A
H 0 1 Q	1/42	(2006.01)	H 0 1 Q	1/28	
H 0 1 Q	13/24	(2006.01)	H 0 1 Q	1/42	
H 0 1 Q	21/20	(2006.01)	H 0 1 Q	13/24	
H 0 1 Q	21/24	(2006.01)	H 0 1 Q	21/20	
H 0 1 Q	21/29	(2006.01)	H 0 1 Q	21/24	
			H 0 1 Q	21/29	

(74)代理人 100096013

弁理士 富田 博行

(74)代理人 100106208

弁理士 宮前 徹

(72)発明者 リーズ, フランク・レオナルド

アメリカ合衆国メリーランド州 2 1 2 4 4, ボルティモア, マウンテン・グリーン・サークル 6
3

審査官 川瀬 徹也

(56)参考文献 特開平 0 7 - 3 3 6 1 3 4 (J P , A)
 特開平 1 0 - 0 7 9 6 2 0 (J P , A)
 特開平 0 9 - 2 8 8 1 6 2 (J P , A)
 特開平 0 3 - 0 4 0 2 0 0 (J P , A)
 特開平 0 8 - 1 6 2 8 4 2 (J P , A)
 英国特許出願公開第 0 1 1 4 0 6 4 8 (G B , A)

(58)調査した分野(Int.Cl., D B 名)

G01S 7/00- 7/42
 G01S 13/00-13/95
 B63B 49/00
 B64D 45/00
 G08G 3/02
 G08G 5/04
 H01Q 1/00-25/04