

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公表特許公報(A)

(11) 特許出願公表番号

特表2005-502053

(P2005-502053A)

(43) 公表日 平成17年1月20日(2005.1.20)

(51) Int. Cl. <sup>7</sup>	F I	テーマコード (参考)
GO 1 S 17/58	GO 1 S 17/58	5 J 0 8 4
GO 1 P 5/00	GO 1 P 5/00	D
GO 1 S 17/88	GO 1 S 17/88	Z

審査請求 未請求 予備審査請求 有 (全 122 頁)

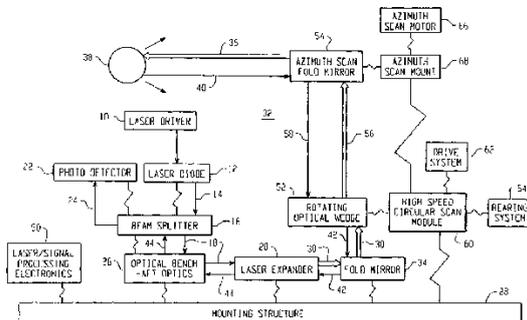
(21) 出願番号	特願2003-525315 (P2003-525315)	(71) 出願人	502158494
(86) (22) 出願日	平成14年7月18日 (2002. 7. 18)		ローズマウント エアロスペース インコーポレイテッド
(85) 翻訳文提出日	平成16年3月4日 (2004. 3. 4)		アメリカ合衆国 55306-4898
(86) 国際出願番号	PCT/US2002/022894		ミネソタ州、バーンズビル、ジュディシアルロード 14300
(87) 国際公開番号	W02003/021285	(74) 代理人	100089705
(87) 国際公開日	平成15年3月13日 (2003. 3. 13)		弁理士 社本 一夫
(31) 優先権主張番号	09/946, 048	(74) 代理人	100076691
(32) 優先日	平成13年9月4日 (2001. 9. 4)		弁理士 増井 忠式
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100075270
(81) 指定国	EP (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE, SK, TR), AU, IL, JP		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】 3軸で流速を測定するシステム及び方法

(57) 【要約】

3軸で流速を測定するLIDARシステムは、コヒーレント光ビームを生成し該コヒーレント光ビームを所定のパターンを用いてシステムから少なくとも1つの回転作動式光学要素によって指向させるLIDAR光学要素構成であって、少なくとも1つの回転作動式光学要素が、所定パターンに沿った粒子からの反射を受け取り、該ビーム反射を光検出器へ指向させ、光検出器がビーム反射をそれを表す電気信号に変換するLIDAR光学要素構成と、電気信号から電気信号バーストを検出する処理手段であって、信号バーストが所定パターンに沿ったほぼ対応する位置にある少なくとも1つの粒子からの光ビーム反射を表し、選択された複数の検出電気信号バーストのそれぞれに対するドップラー周波数をその信号内容から計算する処理手段と、を備える。処理手段は、選択された複数の検出バーストを所定パターンに沿ったそれらに対応する位置と関連づけ、選択された複数の計算されたドップラー周波数の少なくとも3つと、所定パターンに沿ったそれらに対応する位置とから3軸流速測定値を計算することが可能である。更に、3軸で流速を測定す



## 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

3軸で流速を測定する光検出及び測距(LIDAR)システムであって、  
少なくとも1つの回転作動式光学要素と、  
コヒーレント光ビームを生成し該コヒーレント光ビームを前記少なくとも1つの回転作動式光学要素に入射するほぼ第1光路上に指向させるLIDAR光学要素構成であって、前記少なくとも1つの回転作動式光学要素は、前記コヒーレント光ビームを該システムから所定パターンの第2光路に沿って指向させるとともに、前記所定パターンに沿った粒子からの前記コヒーレント光ビームの反射を受け取り、該ビーム反射を前記LIDAR光学要素構成へ指向させる、LIDAR光学要素構成と、

10

光検出器と、

前記LIDAR光学要素構成は前記ビーム反射を前記光検出器へ指向させ、該光検出器は前記ビーム反射をそれを表す電気信号に変換し、

前記光検出器に結合し、前記電気信号から電気信号バーストを検出する処理手段であって、各信号バーストは前記所定パターンに沿って、ほぼ対応する位置にある少なくとも1つの粒子からの光ビーム反射を表し、該処理手段は、選択された複数の検出電気信号バーストのそれぞれに対するドップラー周波数をその信号内容から計算する、処理手段と、

を備え、

前記処理手段は、前記選択された複数の検出電気信号バーストを前記所定パターンに沿ったそれらに対応する位置と関連づけ、選択された複数の計算されたドップラー周波数の少なくとも3つと、前記所定パターンに沿ったそれらに対応する位置とから3軸流速測定値を計算する、

20

LIDARシステム。

## 【請求項 2】

前記処理手段は、少なくとも1つのデジタルプロセッサと、前記光検出器からの電気信号をデジタル化し、該デジタル化電気信号を前記少なくとも1つのデジタルプロセッサに供給する手段とを含む請求項1に記載のLIDARシステム。

## 【請求項 3】

前記少なくとも1つのデジタルプロセッサは、

前記デジタル化手段に結合し、前記デジタル化電気信号を受け取り、該デジタル化電気信号から電気信号バーストを検出し、前記選択された複数の検出電気信号バーストのそれぞれに対するドップラー周波数をそのデジタル化信号内容から計算する第1デジタルプロセッサと、

30

前記第1デジタルプロセッサに結合し、前記第1信号プロセッサからデータワードを受け取る第2デジタルプロセッサであって、各データワードは前記選択された複数の検出電気信号バーストの1つのドップラー周波数を表し、該第2プロセッサは、前記データワードを前記所定パターンに沿ったそれらに対応する位置と関連づけ、前記データワードの少なくとも3つと、前記所定パターンに沿ったそれらに対応する位置とから3軸流速測定値を計算する、第2デジタルプロセッサと、

を含む請求項2に記載のLIDARシステム。

40

## 【請求項 4】

3直交軸座標系を含み、該直交軸の2つの軸が前記コヒーレント光ビームの所定パターンの平面内にあり、第3軸は該LIDARシステムの照準線に沿って投射されて前記平面にほぼ垂直であり、前記平面内の2つの直交軸の一方が基準軸である請求項1に記載のLIDARシステム。

## 【請求項 5】

前記処理手段は、前記基準軸を基準とする前記平面内の前記所定パターンに沿った、前記検出電気信号バーストを生じる粒子の角度位置を決定する手段と、前記平面内の前記所定パターンに沿った対応する粒子の互いに対する相対角位置に基づいて、前記少なくとも3つの計算されたドップラー周波数を選択する手段とを含む請求項4に記載のLIDARシ

50

ステム。

【請求項 6】

前記処理手段は、選択されたドップラー周波数の各々から単一軸流速測定値を計算する手段と、計算された単一軸流速測定値と、前記平面内の前記所定パターンに沿った対応する粒子の前記基準軸に対する角度位置との関数に基づいて、前記 3 直交軸座標系を用いて前記 3 軸流速測定値を計算する手段とを含む請求項 5 に記載の L I D A R システム。

【請求項 7】

前記処理手段は、計算された単一軸流速測定値と、前記平面内の前記所定パターンに沿った対応する粒子の前記基準軸に対する角度位置と、前記第 2 光路が前記第 3 軸となす角度との関数に基づいて前記 3 軸流速測定値を計算する手段を含む請求項 6 に記載の L I D A R システム。

10

【請求項 8】

前記所定パターンは周期的であり、前記パターン周期に沿ったほぼ同一の点で信号を生成する手段を含み、前記基準軸は前記平面内の前記所定パターンに沿ったほぼ前記点で生成した信号によって位置合わせされる請求項 5 に記載の L I D A R システム。

【請求項 9】

前記角度位置を決定する手段は、時間ベースの測定技法を用いて前記生成したパターン周期信号から前記所定パターンに沿った角度位置を決定する手段を含む請求項 8 に記載の L I D A R システム。

【請求項 10】

前記少なくとも 1 つの回転作動式光学要素は、L I D A R システムの照準線の周りの方位角方向に前記コヒーレント光ビームの所定パターンを走査し、前記走査の方位角位置を決定し該方位角位置を表す信号を生成して前記処理手段に送る手段を含み、前記処理手段は、前記生成した方位角位置信号に基づいて決定された種々の方位角位置における 3 軸流速測定値を計算する手段を含む請求項 1 に記載の L I D A R システム。

20

【請求項 11】

該 L I D A R システムは、3 軸座標系を有する航空機上で作動し、前記処理手段は、該 L I D A R システムの 3 軸座標系に基づいて 3 軸流速測定値を計算する手段と、該 L I D A R システム座標の 3 軸流速測定値を該航空機座標に基づく 3 軸流速測定値に変換する手段とを含む請求項 1 に記載の L I D A R システム。

30

【請求項 12】

前記処理手段に結合したディスプレイユニットを含み、前記処理手段は、前記ディスプレイユニット上の前記計算された 3 軸流速測定値の表示を制御する手段を含む請求項 1 に記載の L I D A R システム。

【請求項 13】

3 軸で流速を測定する方法であって、  
コヒーレント光ビームを生成し該コヒーレント光ビームをほぼ所定パターンの光路に沿って空間内に指向させるステップと、  
前記所定パターンに沿った空間内の粒子からの前記コヒーレント光ビームの反射を受け取るステップと、  
前記光ビーム反射をそれを表す電気信号に変換するステップと、  
前記電気信号から電気信号パーストを検出するステップであって、各信号パーストは前記所定パターンに沿ったほぼ対応する位置にある少なくとも 1 つの粒子からの光ビーム反射を表す、検出ステップと、  
選択された複数の検出電気信号パーストのそれぞれに対するドップラー周波数をその信号内容から計算するステップと、  
前記選択された複数の検出電気信号パーストを前記所定経路に沿ったそれらに対応する位置と関連づけるステップと、  
選択された複数の計算されたドップラー周波数の少なくとも 3 つと、前記所定経路に沿ったそれらに対応する位置とから 3 軸流速測定値を計算するステップと、

40

50

を含む流速測定方法。

【請求項 14】

3直交軸座標系を選択するステップを含み、前記直交軸の2つの軸が前記コヒーレント光ビームの所定パターンの平面内にあり、第3軸はLIDARシステムの照準線に沿って投射されて前記平面にほぼ垂直であり、前記平面内の2つの直交軸の一方が基準軸である請求項13に記載の方法。

【請求項 15】

前記基準軸を基準とする前記平面内の前記所定パターンに沿った、前記検出電気信号バーストを生じさせる粒子の角度位置を決定するステップと、前記平面内の前記所定パターンに沿った対応する粒子の互いに対する相対角度位置に基づいて、前記少なくとも3つの計算されたドップラー周波数を選択するステップとを含む請求項14に記載の方法。

10

【請求項 16】

選択されたドップラー周波数の各々から単一軸流速測定値を計算するステップと、計算された単一軸流速測定値と、前記平面内の前記所定パターンに沿った対応する粒子の前記基準軸に対する角度位置との関数に基づいて、前記3直交軸座標系を用いて前記3軸流速測定値を計算するステップとを含む請求項15に記載の方法。

【請求項 17】

計算された単一軸流速測定値と、前記平面内の前記所定パターンに沿った対応する粒子の前記基準軸に対する角度位置と、前記第2光路が前記第3軸となす角との関数に基づいて前記3軸流速測定値を計算するステップを含む請求項16に記載の方法。

20

【請求項 18】

前記コヒーレント光ビームの所定パターンは周期的に生成され、前記パターン周期に沿ったほぼ同一の点で信号を生成し、前記平面内の前記所定パターンに沿ったほぼ前記点で生成した信号によって前記基準軸を位置合わせするステップを含む請求項15に記載の方法。

【請求項 19】

時間ベースの測定技法を用いて前記生成したパターン周期信号から前記所定パターンに沿った角度位置を決定するステップを含む請求項18に記載の方法。

【請求項 20】

照準線の周りの方位角方向に前記コヒーレント光ビームの所定パターンを走査するステップと、前記走査の方位角位置を決定するステップと、該決定された方位角位置信号に基づいて決定された種々の方位角位置における3軸流速測定値を計算するステップとを含む請求項13に記載の方法。

30

【請求項 21】

前記3軸流速測定値をある3軸座標系から別の3軸座標系に変換するステップを含む請求項13に記載の方法。

【請求項 22】

計算された3軸流速測定値をディスプレイユニットに表示するステップを含む請求項13に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

40

【技術分野】

【0001】

本発明は、概括的には、流速測定に関し、特に、3軸で流速を測定するLIDARシステム及び方法に関する。

(関連出願の相互参照)

以下の特許出願は、本出願と共通の明細書および図面を含む。

米国特許出願第09/946058号、名称：「Wide Field Scanning Laser Obstacle Awareness System」；および

米国特許出願第09/946057号、名称：「Combined LOAS and LIDAR System」、

これらはいずれも、同日に出願され、本願と同一の譲受人に譲渡されている。

50

## 【背景技術】

## 【0002】

地面近くを運航中の航空機に共通の飛行危険要因として、地上構造物および障害物との衝突の可能性がある。特に、ヘリコプターや、無人航空機（UAV）と呼ばれる新種の航空機は、対地高度（AGL）500フィート未満で運航されることが多い。この環境では、これらの航空機が送電線、無線塔の支持ワイヤ、あるいは種々の構造物や障害物と衝突することもまれではない。このような衝突は通常、人命の喪失、航空機の重大な損傷、構造物や障害物自体への損傷、その後の高圧送電線網での配電損失、ならびに地上の人間や財産への危険を引き起こす。例えばヘリコプターやUAVのような航空機は通常、離着陸、種々の低空軍事演習、および電力会社による点検や緊急救助任務のような商業的用途のために、そのような低い高度で運航される。

10

## 【0003】

航空機から送電線を点検するには、損傷した機器を探しながら高圧電線および支持構造物に沿って地上近くを飛行する必要がある。ヘリコプターを使用すれば、電力会社の点検要員は、短時間で広範囲の高圧送電線網をカバーすることができる。低空飛行プロファイルを必要とする他のヘリコプター用途としては、例えば、緊急および救助任務、緊急医療、国境監視、ならびに石油掘削用浮動プラットフォームの供給がある。同様に、UAV用途は、監視、離着陸および軍需品配送のための自律制御を必要とする。これらのすべての用途において、航空機搭乗員および航空機は、電線、ケーブル、塔、およびその他同様の支持構造物等の障害物と衝突する危険性がある。この危険性は、視程が低い場合や未知地形の上空を飛行する場合にはいっそう高くなる。航空機キャノピーの種類、照明、および環境条件によっては、たとえ昼光条件下であっても、背景クラッタにより、多くの障害物がパイロットや搭乗員にとって実質的に見えなくなることがある。また、航空機によりパイロットに提供される視野が狭いため、一部の障害物は、見えるのが遅すぎて回避できなくなる可能性がある。驚くべきことに、非常に高い事故率は一般に晴天条件に関連している。このことは、パイロットの状況認知状態が低い間には、危険な地上障害物の識別が規則正しく行われない可能性があることを示している。

20

## 【0004】

一部のヘリコプターは、航空機の前端に取り付けられる構造的ワイヤ打撃保護キットを装備している。これは、航空機の進路に入ったワイヤを、航空機の上部の上または下部の下でスライドさせるためのものである。しかし、この装置が有効であるためには、接触したワイヤがキャノピーを横切ってワイヤカッターまでスライドしなければならない。これが起こると、ワイヤがワイヤカッターによって（もしある一定のサイズおよび強度エンベロープを満たせば）切断され、航空機を危険から解放する可能性が高い。電力会社が、切断されたワイヤを確認しても、ワイヤ打撃事故の報告がないことはまれではない。このことは、場合によっては、航空機搭乗員がワイヤにぶつかった、ましてやそれを切断したのを知らなかったことや、彼らが事故を報告したがないことの現れである。しかし、ワイヤがキャノピーを横切ってスライドせず、ヘリコプターのローターや着陸用そりのような他の領域に激突する場合、ワイヤをワイヤ打撃保護システムで切断することができない。前進運動によりワイヤの張力が高まる結果、航空機への損傷はキャノピーおよび航空機搭乗員への貫通を伴い、メインローターへの損傷がアンバランスを引き起こし、あるいはテールローター制御が失われる。これらのすべての場合に、航空機搭乗員は直ちに生命に関わる危険がある。相互作用の程度に応じて、災害は、ローターアンバランスの高g加速度、その後の地上/航空機との激突による鈍器外傷(blunt-force trauma)、またはワイヤとの有害な相互作用による重大な裂傷や感電死等に至る可能性がある。したがって、多くの低空飛行用途およびそれにより増大する危険性によって、これらの航空機のための障害物回避警告システムが、航空機のパイロットおよび搭乗員の安全にとって最も重要となっている。このような装置は、障害物との衝突に先んじて航空機搭乗員に警告し、搭乗員（または自動飛行制御システム）が衝突前に回避行動をとることができるようにすることを意図している。

30

40

50

## 【 0 0 0 5 】

カナダ・モントリオール(Montreal)のAmphitech Internationalは、O A S Y Sという名称のレーダー方式の障害物認識システムを開発しており、これはQuebec HeliExpo 2001で発表された。O A S Y Sは、悪天候条件下でさえ2キロメートル遠方まで、例えば電線のような小さい障害物を検出できると提案されているが、O A S Y Sはかなり重く、容積が大きく、高価な装置であるため、小型航空機用には無理がある。

## 【 0 0 0 6 】

もう1つの障害物認識警告システムとして、ドイツ・フリードリヒスハーフェン(Friedrichshafen)のDornier GmbHによって、そのDefense and Civil Systems Business Unit(防衛・民生システム事業部)でH E L L A S(Helicopter Laser Radar)という商品名で開発されているものがある。この装置では、約100本の光ファイバの直線列を通してレーザービームが順次走査されてラスタースキャンを生成し、これがシステムから投射される。ラスタースキャンは、枢動(ピボット運動)し振動するミラーによって垂直にステアリング(操作)される。視野は、システムの照準線(見通し線)に対する方位角および仰角に関して約±32度である。Dornierは、有効な障害物検出装置としてH E L L A Sを奨励しているが、これは依然としてかなり複雑で高価な、比較的視野の狭い装置である。さらに、有効な障害物検出解像度には多数の光ファイバが必要なため、装置を繰り返し位置合わせするのが困難となり、それにより製造も困難になると考えられる。

10

## 【 0 0 0 7 】

これらの低空飛行プロファイル航空機用途において遭遇するもう1つの問題点は、作業実行中の航空機周囲の風または気流の条件である。場合により航空機は、左右で大きく異なる気流条件に遭遇することがある。例えば、峡谷を飛行している時、航空機は、一方の側が山壁で、反対側は開かれた空間の場合がある。空母の飛行甲板への着陸にも同様の危険性がある。このような不均一気流条件は、検出される障害物の回避への航空機の応答性に悪影響を及ぼし得る。

20

## 【 発明の開示 】

## 【 発明が解決しようとする課題 】

## 【 0 0 0 8 】

したがって、従来品より設計が簡単で安価であり、低空飛行プロファイル航空機用の経済的に魅力的な安全システムとなるような、広視野走査レーザー方式障害物認識システムが所望される。通常システムにおける気流および障害物測定を組み合わせれば、障害物が航路に検出された時の航空機周囲の大気条件の知識を提供し、パイロットがそのような大気データ情報に基づいて回避決定をすることを可能にするであろう。強化された状況認識ディスプレイにより、潜在的な衝突障害物に対する航空機搭乗員の周辺視野が増強されるであろう。本発明は、本明細書における以下の説明からさらに明らかになるように、レーザー方式障害物認識システムにおいてこれらの望ましい特徴を提供することを意図している。

30

## 【 課題を解決するための手段 】

## 【 0 0 0 9 】

本発明の1態様によれば、3軸で流速を測定する光検出及び測距(L I D A R : light detection and ranging)システムは、コヒーレント光ビームを生成し該コヒーレント光ビームを少なくとも1つの回転作動式光学要素に入射するほぼ第1光路上に指向させるL I D A R光学要素構成であって、少なくとも1つの回転作動式光学要素は、前記コヒーレント光ビームを該システムから所定パターンの第2光路に沿って指向させるとともに、前記所定パターンに沿った粒子からの前記コヒーレント光ビームの反射を受け取り、該ビーム反射を該L I D A R光学要素構成へ指向させる、L I D A R光学要素構成と、ビーム反射を光検出器へ指向させ、光検出器はビーム反射をそれを表す電気信号に変換するL I D A R光学要素構成と、光検出器に結合し、電気信号から電気信号バーストを検出する処理手段であって、各信号バーストは所定パターンに沿ったほぼ対応する位置にある少なくとも1つの粒子からの光ビーム反射を表し、選択された複数の検出電気信号バーストのそれぞ

40

50

れに対するドップラー周波数をその信号内容から計算する、処理手段と、を備え、該処理手段は、選択された複数の検出電気信号バーストを所定パターンに沿ったそれらに対応する位置と関連づけ、選択された複数の計算されたドップラー周波数の少なくとも3つと、所定パターンに沿ったそれらに対応する位置とから3軸流速測定値を計算する。

#### 【0010】

本発明の別の態様によれば、3軸で流速を測定する方法は、コヒーレント光ビームを生成し該コヒーレント光ビームを所定パターンの光路にほぼ沿って空間内に指向させるステップと、前記所定パターンに沿った空間内の粒子からのコヒーレント光ビームの反射を受け取るステップと、光ビーム反射をそれを表す電気信号に変換するステップと、電気信号から電気信号バーストを検出するステップであって、各信号バーストは所定パターンに沿ったほぼ対応する位置にある少なくとも1つの粒子からの光ビーム反射を表す、検出ステップと、選択された複数の検出電気信号バーストのそれぞれに対するドップラー周波数をその信号内容から計算するステップと、選択された複数の検出電気信号バーストを所定経路に沿ったそれらに対応する位置と関連づけるステップと、選択された複数の計算されたドップラー周波数の少なくとも3つと、所定経路に沿ったそれらに対応する位置とから3軸流速測定値を計算するステップと、を含む。

#### 【発明を実施するための最良の形態】

#### 【0011】

図1は、本発明の少なくとも一態様を具現化するのに適した広視野走査レーザー障害物認識システム(L O A S)の概略ブロック図である。図1を参照すると、パルス光ビームを発生する光源が、レーザードライバ回路10と、回路10により駆動されるレーザー源12とからなる。本実施形態では、レーザー源12はマイクロチップレーザーダイオードを備え、これは例えばNanolaseによって型番NP-10320-100として製造されているタイプのものであってもよい。レーザー源12は、回路10によって駆動されてパルス光ビームを放出する。そのパルス幅は約1~2ナノ秒(1~2 n s e c)以上であり、パルス反復レートは10キロヘルツ(10 k H z)程度以上である。本実施形態で発生される光ビームは、直径が約300マイクロメートル(300ミクロン)、波長が例えば1550ナノメートル(1550 n m)または1064ナノメートル(1064 n m)で、直線偏光状態にある。レーザー源12は、300ミクロンから3ミリメートル(3 m m)までレーザービーム径をコリメートおよび拡大するビーム調整光学系(図示せず)を含んでもよい。

#### 【0012】

パルスレーザー光ビームは、光路14を通過して偏光ビームスプリッタ光学要素16に導かれる。これは、パルスビーム14のほとんどを光路18に沿ってレーザービームエキスパンダ20の入力へ通過させる。少量のパルスビーム14がビームスプリッタ16により反射され、光路24に沿って光検出器22に送られて、本明細書における以下の説明からさらに明らかになるように、送出時間同期パルスとして作用する。本実施形態では、光検出器22はアバランシェフォトダイオード(A P D)を備え、これは例えばAnalog Modulesによって型番756として製造されているタイプのものであってもよく、小振幅パルスに対する感度を増大させるための可変利得回路を含んでもよい。さらに、ビームスプリッタ16は、その出力に4分の1波長( $\lambda/4$ )板を含んでもよい。これは、ビームスプリッタ16を通過した直線偏光ビームを円偏光ビームに変換し、これが光路18に沿ってビームエキスパンダ20に送られる。

#### 【0013】

本実施形態では、回路10、レーザー源12、光検出器22およびビームスプリッタ16はすべて、例えば光路14、18および24を生成するように適切に位置合わせされて、オプティカルベンチ26に搭載される。それからオプティカルベンチは、本実施形態におけるL O A S全体を支持するマウンティング構造28に構造的に取り付けられる。レーザービームエキスパンダ20は、例えばSpecial Opticsによって型番52-71-10X-905-1064として製造されているタイプのものであってもよいが、これもまた構造

10

20

30

40

50

28に搭載され、その入力すなわち入口開口部が、ビームスプリッタ16からパルスビームを受信するように光路18と位置合わせされる。ビームエキスパンダ20は、広視野にわたり方位角方向に所定パターンで走査される拡大パルスレーザービームをLOASから光路36に沿って指向させるために、例えば倍率10倍でパルス光ビームの直径を拡大し、拡大されたパルスコリメート光ビームを、光路30に沿って少なくとも1つの回転作動式光学要素32に送る。エキスパンダ20から少なくとも1つの回転作動式光学要素32へ経路30に沿って拡大光ビームを導くために、従来のフォールドミラー光学要素34を構造28に搭載し位置合わせしてもよい。言うまでもなく、本実施形態におけるフォールドミラー34の使用は単に設計上の選択である。

#### 【0014】

所定パターンに沿って、例えばワイヤのような障害物すなわち物体38から光路40に沿って反射されたパルス光は、少なくとも1つの回転作動式光学要素32により受信され、光路42に沿ってフォールドミラー34経由でビームエキスパンダ20に戻される。所定パターンの経路内に複数の物体がある場合、LOASは検出される各物体から反射パルス光を受信する。反射パルス光は、ビームエキスパンダ20において、その入力開口部付近で集められて集光コリメートビームにされる。物体38からの反射光は、送出光ビームとは逆の円偏光である。例えば、送出ビームが時計回りの偏光状態に偏光していた場合、反射光は反時計回りの偏光状態を有し、逆も同様である。オプティカルベンチ26内の後部光学系は、反射光をビームエキスパンダ20から光路44に沿って / 4板およびビームスプリッタ16に導く。 / 4板は、円偏光反射光を、送出光ビームに対して直角の直線偏光に再び変換することにより、反射光パルス偏光ビームスプリッタが光検出器22へ反射するようにする。これは、同じく共通構造28に搭載される信号処理回路50に結合してもよい。障害物の検出に関連する光検出器22および回路50の動作については、本明細書において以下でさらに詳細に説明する。

#### 【0015】

より具体的には、本実施形態では、少なくとも1つの回転作動式光学要素32は第1回転作動式光学要素52を備える。これは、エキスパンダ20から拡大パルスレーザービームを受信し、それを以下の説明からさらに明らかになるように所定パターンで光路56に沿って第2回転作動式光学要素54に送る。第2要素54は、第1要素52からパルス光ビームを受信し、受信したビームを広視野にわたり方位角方向に所定パターンで指向させる。これは、LOASの基準軸に対して±90度程度以上であってよい。物体からの所定パターンに沿った反射パルスは、第2要素54から光路58を通して第1要素52に送られる。要素52および54の一方または両方は、フォールドミラーとして構成されてもよい。

#### 【0016】

光学要素52は、例えば、1つの面が対向面に対して所定角をなして傾斜し対向面に垂直な軸の周りに回転する回転光学ウエッジ(wedge)であってもよく、あるいは垂直軸に対して所定章動角をなす軸の周りに回転するウォブル(wobble)ミラー(例えばパルマー(Palmer)走査ミラー)であってもよい。これにより、拡大パルスレーザービームは、所定パターンで光学要素の鏡面から反射され得る。いずれの場合でも、要素52は、従来の高速円形走査モジュール60に結合し、それにより駆動される。モジュール60は、例えば電気モーターのようなドライブシステム62と、従来のベアリングシステム64を含んでもよい。本実施形態では、モジュール60(これは例えばパルマーミラーアセンブリであってもよい)は、そのドライブ62およびベアリングシステム64とともに、共通構造28に搭載され、その上で適切に位置合わせされる。ドライブ62は要素52を、その目的軸の周りに、例えば毎秒約50サイクルの角速度で回転させることにより、要素54経由でLOASから投射されるパルスレーザービームの循環的円錐パターンを生成する。

#### 【0017】

要素54もまた、方位角走査モーター66(これは例えばステッピングモーターであってもよい)により駆動されるミラー光学要素であってもよく、要素52の円錐パターンを、

10

20

30

40

50

例えば0.5秒間で、LOASの基準軸に対して約180°(すなわち±90°)以上の弧にわたり方位角方向に回転走査する。こうして、所定パターンは、システムの照準線軸に対する仰角変動を含むことになる。システムから500メートルの位置における例示的な走査パターンを図2のグラフに例示する。図2を参照すると、システムの基準軸が縦軸70で示され、システムの照準線軸が横軸72で示されている。らせん状の線74は、第1要素52によって回転され第2要素54によって方位角方向に走査されている走査パターンを表す。この例では、第1要素52は、ウエッジ(くさび)角10度の、約115Hzで回転する光学ウエッジミラーである。図2のグラフは、0°から+90°までの方位角変位のみを示している。言うまでもなく、-90°から0°までの方位角変位は、図2に示されるものの鏡像として現れるであろう。図2の図の方位角走査レートは約2Hzである。 10

#### 【0018】

なお、図2に例示の各走査パターンサイクルで、光ビームパターン74は、照準線軸すなわち横軸72に対して仰角方向に、および基準軸すなわち縦軸70に対して方位角方向に移動することに留意されたい。また、パターン74は、1サイクルを完了するのに約9msかかり、LOASは0.1msごとに光ビームパルスが発生するので、走査パターンサイクルあたり一様に約90個の光ビームパルスが発生されることになる。以下の説明からさらに明らかになるように、本実施形態のLOASは、距離、方位角、および仰角に関して所定走査パターンの経路に沿って、それぞれの検出された障害物の位置を決定することができる。 20

#### 【0019】

図1に戻って、本実施形態では、方位角走査ミラー光学要素54は、走査マウンティングアセンブリ68において方位角走査モーター66に結合する。走査マウンティングアセンブリ68もまた、例えば走査モジュール60経由で共通構造28に搭載される。したがって、本実施形態のすべての要素が、共通マウンティング構造28に搭載され、固定的に位置合わせされてもよい。システムによっては、LOASの要素は、必要が生じた場合には時々その搭載された位置で調整自在に再位置合わせされてもよい。さらに、本実施形態は2個の回転作動式光学要素52および54を有するように記載されているが、言うまでもなく、走査パターンおよび方位角回転を組み合わせて2個のモーターにより駆動される1つの光学要素にまとめ、一方のモーターは円形走査パターン用、他方のモーターは方位角走査用とすることも、本発明の一般的原理から逸脱することなく可能である。また、本明細書で以下の代替実施形態に関連して説明するように、2個より多くのミラーを使用してもよい。さらに、例えば、単一のミラーを使用し、垂直平面内でのミラーの共振運動を用いて仰角走査を行うと同時に、方位角についてはモーターにより駆動して、ラスタ走査パターンを生成することも可能である。 30

#### 【0020】

本実施形態での使用に適した広視野光ビーム走査パターン発生器/受信器の概略ブロック図を図3に示す。図1に示した実施形態について既に記載した要素については、同一参照番号が維持される。図3を参照すると、フォトダイオード22によって信号線78上に発生された電気信号は、所定パターンの送出パルス光ビームに沿って物体から受信される反射光ビームを表す。図4は、LOAS実施形態が動作し得る例示的環境を示している。図4を参照すると、例えば経路36に沿ってLOASから投射されるパルス光ビームは、ケーブル80、ケーブル支持塔または構造物82等の障害物や、例えば高木および低木84の形を取り得る背景クラッタから反射され得る。障害物からの反射光は、LOASによって受信され、図1の実施形態に関連して説明したように光検出器22に送られ、そこで反射光はそれを表す電気信号に変換される。 40

#### 【0021】

図5Aの時間グラフは、送出パルス光ビームのパルス間期間中に反射パルス光ビームから光検出器22によって生成されるこのような電気信号を例示している。図5Aは、例えば100マイクロ秒のパルス間期間の最初の約10マイクロ秒のみを例示している。図5A 50

で、第1のパルス90は、時間同期用送出ビームを表すことができる。距離の近い第2のパルス92は、単なる電気ノイズパルスかもしれない。第3のパルス94は、例えば図4に図示されているようなケーブル80または構造物82等の第1の障害物からの反射を表し得る。そして第4のパルス96は、例えば樹木84の1つのような、より遠方の距離にある第2の障害物からの反射を表し得る。

#### 【0022】

再び図3を参照すると、フォトダイオード22からの信号線78上の電気信号は、コンパレータ回路として構成される回路86の1つの入力に結合することができる。フォトダイオード22からの電気信号と比較するために、しきい値レベルを表す電気信号が、コンパレータ86のもう1つの入力に結合してもよい。しきい値レベルは、図5Aでは破線98で示されている。図5Bは、フォトダイオード22からの入来電気信号に応答したコンパレータ86の動作を例示する時間グラフである。例えば、パルス90(同期パルス)がしきい値98を超えると、コンパレータ86の出力が高電位(+5V)から低電位(+2V)に変化する。なお、図3の実施形態では、コンパレータ86の出力は、信号プロセッサ88に結合しており、これは信号処理電子機器50の一部であってもよい。プロセッサ88は、例えばTexas Instrumentsによって型番TMS-320C6711として製造されているタイプのデジタル信号プロセッサであってもよい。したがって、プロセッサ88は、同期パルス90によって引き起こされる図5Bの時間グラフ中の100における状態変化を検出し、コンパレータ86の同期パルスすなわち第1の状態変化100を基準にしてすべての後続検出パルスの時間を測定するようにプログラムすることができる。本実施形態では、コンパレータ86は、次のパルスすなわち検出障害物を検出するためにその出力を高レベルに戻す前に、所定応答時間を有してもよい。その後、図5Bの例では、コンパレータは、ある障害物の検出を表すパルス94に反応して102で、および別の障害物を表すパルス96に反応して再び104で、状態変化する。なお、しきい値レベル98を下回るパルス92に反応しての状態変化は起きておらず、したがって電気ノイズとみなされていることに注意されたい。プロセッサ88は、あらかじめプログラムされた光速度のデータを用いて、同期パルスと障害物を表すパルスとの間の時間差から検出障害物までの距離を決定するようにプログラムされていてもよい。また、プロセッサは、以下のいくつかのパラグラフに関連して説明するように、障害物の方位角および仰角位置を同様に決定してもよい。

10

20

30

#### 【0023】

再び図3を参照すると、走査パターンモジュール60は、シャフト110を通じて回転作動式光学要素52に結合しそれを駆動してもよい。シャフト110は、基準角に対するその角度位置の指示を含んでもよい。光学要素52の角度位置を読み取る一実施形態では、シャフトは、その相対角を表す印でマークされるか、またはこのような角度マーキングを有した、もしくは取り付けられたホイールを含んでもよい。いずれの場合でも、印は、従来の読取り装置で読み取り、走査パターン光学要素の回転角の尺度としてプロセッサ88にデジタル的に提供されてもよい。こうして、プロセッサはいつでも走査パターンの測定角を格納しており、それを用いて検出障害物の方位角および仰角を計算することができる。もう一つの実施形態では、シャフト110は、例えば溝切りされた歯のようなマーキングを含むか、または歯が溝切りされたホイールが取り付けられていてもよい。従来の近接装置112が、各溝切り歯を検出し、それに反応して電気パルスを発生してもよい。これらの電気パルスがカウンタ114でカウントされてもよい。そのカウントは、光学要素52の現在の走査パターン角の尺度であり得る。要素52は、要素52が回転して基準角を通過するたびに基準パルス116を発生するように配置された機械スイッチ、近接スイッチまたは光スイッチを含んでもよい。基準パルス116は、カウンタ114に結合してそれをゼロにリセットし、カウンタ114が各回転サイクルで基準角に関して計数を開始することができるようにしてもよい。よって、プロセッサ88がやがて障害物を検出した時、カウンタ114の内容を読み出すことができる。これは光学要素52の同時期の角度位置の尺度であり、これからプロセッサは検出障害物の仰角を決定することができる。

40

50

## 【0024】

走査パターンの角度位置を読み取るさらにもう1つの実施形態では、プロセッサ88は、角度位置の時間ベースの尺度であるカウントをその指定レジスタでカウントアップするための所定レートのクロックを含んでもよい。指定レジスタ内のカウントをリセットするために基準パルス116がプロセッサに提供されてもよい。基準パルス116が受信されるたびに、プロセッサ88は計数レジスタに総カウントを保存し、レジスタをリセットしてゼロカウントからカウントアップを開始する。この実施形態では、障害物が検出されると、プロセッサ88は単に計数レジスタ内の同時時間カウントを読み出し、それを保存されている総カウントと比較して比を求め、これから走査パターンの角度位置を決定することができる。LOSの照準線に対する障害物の仰角は、例えば、検出障害物の読み取られた走査パターン角の正弦をとり、それに検出障害物の測定距離における最大仰角振幅を乗じることによって決定することができる。すなわち、検出障害物の距離における円錐走査パターンの平面切断の直径の半分が、最大仰角振幅となる。これは、図2の走査パターン例では、距離500メートルの場合が例示されている。

10

## 【0025】

また、図3の実施形態は、少なくとも距離および方位角に関して検出物体の位置を決定するために、指向パルスレーザービームの方位角位置を実質的に決定する手段も例示している。図3を参照すると、従来のデジタルクロック回路120が、所定レートでクロック信号122を発生する。信号122は、選択ロジック回路124に結合するとともに、クロック信号122のレートを係数Nで除算(分周)するレート除算器回路126に結合している。回路126からの除算されたレート信号128は、選択ロジック回路124に結合するとともに、パルスを受信するたびにそのカウントを増加させる方位角位置カウンタ130に結合している。選択ロジック回路124は、電気モーター66(これは例えばステップモーターであってもよい)を制御する際に使用するための時計回り信号(CW)および反時計回り信号(CCW)を発生する。モーター66は、ミラー要素54を180°の回転角にわたり回転させるためのシャフト132によって方位角走査ミラーアセンブリ54に結合している。方位角ミラーアセンブリ54は、例えば、実質的に0°の方位角位置で活性化しSTART信号を発生するように配置された第1スイッチと、実質的に180°の方位角位置で活性化しSTOP信号を発生するように配置された第2スイッチとを含んでもよい。STARTおよびSTOP信号は選択ロジック回路124に提供される。いくつかの用途では、信号プロセッサ88は、信号122のレートを除算する数Nをセットするために信号線134を通じて除算器回路126に結合していてもよい。また、信号プロセッサ88は、カウンタ130の方位角位置カウントを読み出すために、信号線136を通じてカウンタ130にも結合している。

20

30

## 【0026】

動作において、信号プロセッサ88は、除算器126の数Nをセットしてもよい。除算器126は、レーザービーム走査パターンが方位角方向に回転するレートを究極的にセットすることになる。言うまでもなく、この数Nは、レート除算器回路126にあらかじめプログラムされていてもよい。すると、選択ロジック124は、高速レート信号122および低速レート信号128の両方を受信し、それらのレート信号の一方を選択して、モーター66の回転角を制御すなわちステップ動作させる。例えば、選択ロジック124は、走査ミラーアセンブリ54からSTART信号を受信すると、低速レート信号128を選択してCW制御線によりモーター66を制御し、例えば0.5秒のような所定時間、時計回りに180°の回転角にわたり回転させる。STOP信号が発生されると、選択ロジック126はそれに応答して、高速レート信号122を選択してCCW信号によりモーター66を制御し、その開始位置まで反時計回りに回転させた後、プロセスが繰り返される。言うまでもないが、本発明の一般的原理から逸脱することなく、方位角走査は、低速レートで反時計回りの回転方向に回転するように制御されてから、はるかに高速のレートでその開始角度位置まで戻されてもよい。

40

## 【0027】

50

選択ロジックは、START信号を受信するたびに、カウンタ130のカウンタをゼロにリセットするためにカウンタ130へのZERO信号を発生する。STOP信号は、信号プロセッサ88に結合していてもよく、信号プロセッサ88はその信号に応答して、例えば180°の方位角位置を表すカウンタ130内の総カウンタを読み出し格納する。そして、障害物が信号プロセッサ88によって検出されるたびに、信号プロセッサ88は方位角位置カウンタ130内の同時間カウンタを読み出し、読み出したカウンタを総カウンタとともに使用して検出障害物の方位角位置を決定することができる。本実施形態では、回路120、124、126および130は、信号処理回路50の一部であってもよい。言うまでもなく、これらの回路の機能は、信号プロセッサ88にプログラムされてもよい。

10

**【0028】**

用途によっては、方位角走査は、時計回りおよび反時計回りの両方向についてプログラムされたレートで回転するように制御されてもよい。その場合、カウンタ130は、開始位置から一方向にカウンタアップし、停止位置から逆方向にカウンタダウンする。このような用途では、カウンタはやはりSTART信号に応答して選択ロジック124によってゼロにリセットされ、信号プロセッサ88がSTOP信号に応答してカウンタ130の総カウンタを読み出してよい。そして、同様にして、障害物が信号プロセッサ88によって検出されるたびに、信号プロセッサ88は方位角位置カウンタ130内の同時間カウンタを読み出し、読み出したカウンタを総カウンタとともに使用して検出障害物の方位角位置を決定することができる。

20

**【0029】**

図6のフローチャートは、例として信号プロセッサ88のプログラムされた動作を示している。図6を参照すると、ブロック140に示すように、ダイオードレーザー源12が、ドライバ回路10によって自律的に100μsecのパルス間期間で、例えば10KHzすなわち毎秒10,000パルスのレートで周期的に放射（発射）するように制御されてもよく、またはプログラムされたプロセッサ88によって発射するように制御されてもよい。いずれの場合でも、ブロック142で、プロセッサが上記のように同期パルスを検出し、プロセッサ距離タイマを開始させる。その後、ブロック144で、プロセッサは所定走査パターンに沿ってターゲットすなわち障害物からの反射の戻りパルスの探索を開始する。ブロック146で、検出障害物を表している反射パルスが受信された場合、ブロック148で、プロセッサはその飛行時間に従って反射信号をビンに入れる(bin)。すなわち、反射パルスは、検出時間と同時間のタイマ内のカウンタである記録される距離プロセッサ時間とともに、プロセッサの指定メモリ位置にインデックス付けされて格納される。このカウンタは、検出障害物の距離を表す。障害物の検出と同時に、ステップ150で、パルマー走査パターンおよび方位角ミラーの瞬間位置が上記のように、好ましくはインデックス付けされた検出障害物に対する指定メモリ位置に記録される。障害物がレーザー発射のパルス間期間中にプロセッサによって検出されるたびに、ブロック146、148および150が繰り返され、障害物インデックスならびにその距離および位置を表す方位角および仰角に対するデータが指定メモリ位置すなわちビンに記録される。

30

**【0030】**

ブロック152で、レーザー発射間のパルス間期間の最初の約6μsecまたは他の適当な初期期間が終了した後、プロセッサは検出障害物の探索（サーチ）を停止する。その後、プロセッサは、次のレーザー発射前の残り時間を用いて、現在のパルス間期間に検出されインデックス付けされた各障害物について、その記録データから距離ならびに方位角および/または仰角の位置を計算することができる。ブロック158で、検出障害物（複数可）のこの距離および位置標定情報が表示用に構成され、例えば図3の概略ブロック図に示されるようなディスプレイ154に転送されてもよい。この情報は、プロセッサ88によって、信号線156を通じて他のシステムへ、そこで使用するために提供されてもよい。パルス間期間が終了すると、レーザー源12は、再びブロック140で発射するように制御されてもよく、上記のプロセスが繰り返される。このようにして、所定走査パターン

40

50

に沿った各障害物が検出され、その位置が決定され、検出障害物およびそれらのそれぞれの位置は、本明細書における以下の説明からさらに明らかになるように、認識目的でオペレータに対して表示され得る。

#### 【0031】

図1～図6に関連して説明した広視野走査LOAS実施形態は、例えば約1キロメートルの距離において直径1メートル程度のパルスレーザービームスポットサイズを用いて、所定走査経路に沿って障害物を検出する。図2のパターン例に示したように、パターン74の走査経路間の尖点(カusp: cusp)領域では、障害物は検出されない。広視野LOAS実施形態の障害物検出の有効性を改善するため、ビーム撓動すなわちディザミラーを、ビームスプリッタ16とエキスパンダ20の入力すなわち入口開口部との間の光路18に、好ましくは例えばオプティカルベンチ26の後部光学系に配置してもよい。図7Aおよび図7Bに示すような撓動ミラー160(これはフォールドミラーとして構成されている)は、ピボットに支持され、光路18の中心軸を横切って前後に回転してもよい。その際、撓動ミラー160は、ビームエキスパンダ20の入口開口部内へのビーム進入角を変化させる。例えば、本実施形態では、光路18の中心軸に対する撓動ミラー160の $\pm 1^\circ$ の枢動すなわち傾斜が、1キロメートルの距離においてレーザービームスポットを $\pm 5$ メートル動かすと期待される。ミラーがこのようにして、例えば1～10キロヘルツ(1～10kHz)程度のような高いレートでディザを受ける場合、1メートルのレーザービームスポットサイズは1キロメートルの位置で実質的に5メートルになるように広がる。したがって、実質的に広がったレーザービームスポットサイズによって、場面のより高い割合が観測される。すなわち、走査パターンの経路の幅が実質的に5倍に増大する。

10

20

#### 【0032】

図7Aおよび図7Bは、撓動ミラー160のディザ動作を例として示している。図7Aで、ミラー160は、図の紙面に向かう軸163の周りに枢動するフォールドミラーとして構成されるように示されている。図7Aで、ミラー160は、ゼロ角傾斜で示されている。なお、ミラー160のこの位置では、光路18を通過して導かれるビームの光線は、ビームエキスパンダ20の入口開口部164の中心軸162を中心とすることに留意されたい。図7Bでは、ミラー160は、図7Aのゼロ角度位置から約 $1^\circ$ 下方に傾斜(チルト)すなわち枢動することにより、ビームの光線は入口開口部への進入角が中心軸162から下方に約マイナス1度ずれている。同様に、ミラー160がゼロ角度位置から上方に $1^\circ$ 傾斜すると、ビームの光線は入口開口部への進入角が中心軸162から上方に約プラス1度ずれる。 $\pm 1^\circ$ の傾斜位置の間で回転するミラー160の急速な運動の結果、レーザービームスポットが走査パターンに沿って実質的に広がる。

30

#### 【0033】

図8Aおよび図8Bは、空間に投射されるイメージに対するミラー160の $1^\circ$ 傾斜の効果を示している。図8Aで、ミラー160は0度傾斜位置にある。なお、経路18に沿って反射されるレーザービームが、離れていく光線によって示されているように、ビームエキスパンダ20を通過して広がっていることに注意されたい。ビームは、エキスパンダ20を出ると、パス30で平行光線にコリメートされる。拡大されコリメートされたビームは、ミラー52で反射され、経路56に沿ってミラー54に至り、そこで再び経路36に沿って反射され、システムから所定走査経路に沿って指向される。例えばスポットサイズのような、投射イメージに対する撓動ミラー160のディザ効果をより良く説明するため、空間内のシステムから所定距離の焦点すなわちスポット170にビームを集光するために、収束レンズ168がシステムの出力に配置されている。この収束レンズ168は、本例では単にイメージ分析の目的で使用される。図8Bでは、ミラー160が下方に1度傾斜することにより、エキスパンダ20を出たコリメートされたビームが下方にシフトする結果、新しい位置172に焦点スポットがずれる。これは、図8Aに示されているもとの焦点位置170からわずかに離れているだけである。本例では、 $1^\circ$ の傾斜により、1キロメートルの距離で焦点スポットが1.6メートルずれるだけである。このように、ミラー160のわずかな撓動は、システムから遠い距離で検出される障害物イメージの実質的な

40

50

ピンぼけや歪みを生じない。

【0034】

図1の実施形態での使用に適した撮動ミラー160は、例えばパルマーまたはウォブルミラーアセンブリや走査ミラーのような、さまざまな市販のミラーのいずれでもよい。しかし、本実施形態に所望される例えば200～600Hz程度の駆動すなわちディザ速度を生じさせるには、マイクロエレクトロメカニカルシステム(MEMS)技術を用いて作成されたミラーアセンブリのような、慣性の低いミラーアセンブリが好ましい。この種の低慣性ミラーアセンブリは、小型の圧電電源を使用してもよい。撮動ミラー160のミラー表面積は、それが反射しているレーザービームの幅程度のように、極めて小さくしてもよい。光学イメージ安定化のために圧電ドライバによって動作するいくつかの市販の「高速」ディザミラーがこの目的のために好適であろう。

10

【0035】

本発明のもう一つの態様によれば、回転作動式走査光学要素52は、図9に図示されているように、互いに対してフォールドミラーとして構成された2個の回転作動式走査ミラー174および176を備え、光路56に沿って方位角走査ミラー54へレーザービームの複数の異なる出力走査パターンを投射してもよい。ここで走査パターンは、図1～図6の実施形態に関連して本明細書で既に説明したように広視野にわたり方位角方向にステアリングされる。図2で例示したように、単一の走査ミラー52が、広い方位角視野にわたりステアリングされる時にらせん状パターン74を発生する。しかし、このパターンは、当面の用途にとって理想的または好ましい走査パターンではないかもしれない。したがって、特定の用途に合わせて適切な走査パターンを調整する選択肢を有すること、あるいは変動する条件によりパターンを変えられることが望ましい。本発明のこの態様の二重フォールドミラーアセンブリによれば、一方のミラー174のフェーズ(位相)、方向および回転速度を他方のミラー176に対して設定および/または変更することにより、走査パターンの調整ができる。本実施形態では、ミラー174および176は、それぞれ例えば5°程度のような所定章動角で回転作動するパルマーまたはウォブルミラーアセンブリを備えてもよい。しかし、言うまでもないが、本発明の一般的原理から逸脱することなく、光学ウエッジ型ミラーも全く同様に機能するように構成可能である。

20

【0036】

図9において、回転作動式ミラー174は、例えば光路30に沿ってその面178に入射するレーザービームを、中間走査パターンにより光路180に沿って他方の回転作動式ミラー176へ指向させるように構成される。他方の回転作動式ミラー176は、経路180に沿ってその面182に入射するレーザービームを、所望の走査パターンにより経路56を通じて方位角走査ミラー54へ指向させるように構成される。ミラー174および176は、レーザービームの複数の出力走査パターンのうちの所望の出力走査パターンを生じさせるように、互いに対する速度、方向および位相角に関してそれぞれの回転軸184および186の周りに調整自在に回転作動する。本実施形態では、電気スキャナモーターが各ミラーに結合し、所望の出力走査パターンを生じさせるために、他方のミラーに対して所望の速度、方向および位相角とするとともに、所定章動角(ミラー174では角188、ミラー176では角190)で各ミラーを回転させるように制御されてもよい。図10A、図10B、および図10Cは、回転作動式ミラー174および176によって生じ得る例示的な走査パターンを示している。回転および速度の異なる組合せにより他の走査パターンも可能である。

30

40

【0037】

図10Aに示す鋸歯状走査パターンは、図9の二重ミラーアセンブリ実施形態によって、ミラー174を回転速度50Hzで時計回り方向に章動角5°で動作させるとともに、ミラー176を回転速度50Hzでミラー174に対して反時計回り方向に章動角5°で動作させることにより発生される。この例では、方位角ステアリング速度はおよそ毎秒360°である。この走査パターンは、垂直または水平形状の障害物を検出するのに適しているであろう。図10Bに示す大きい円形走査パターンは、図9の二重ミラーアセンブ

50

り実施形態によって、ミラー 174 を回転速度 50 Hz で時計回り方向に章動角 5° で動作させるとともに、ミラー 176 を回転速度 50 Hz で、ミラー 174 に対して時計回り方向であるが 180° 位相をずらして、章動角 5° で動作させることにより発生される。この例では、方位角ステアリング速度はおよそ毎秒 360° である。最後に、図 10C に示す小さい円形走査パターンは、図 9 の二重ミラーアセンブリ実施形態によって、ミラー 174 を回転速度 50 Hz で時計回り方向に章動角 5° で動作させるとともに、ミラー 176 を回転速度 50 Hz で、ミラー 174 に対して同じく時計回り方向であるが 22° の位相差で、章動角 5° で動作させることにより発生される。この例では、方位角ステアリング速度は同じくおよそ毎秒 360° である。したがって、図 10B および図 10C に示すように、パターンのサイズは、回転速度を実質的に固定したまま、一方のミラーの位相角を他方に対して変えることにより変動させることができる。また、方位角走査ミラーの速度を変化させることによって、方位角走査のパターンの密度を変えることも可能である。なお、図 10A ~ 図 10C のパターンの側端がやや圧縮されて見えるのは、パターンがシステムの真正面に配置された平坦面に投射されるためであることに留意されたい。図中に示されている水平および垂直方向の単位はそれぞれ、±90° の方位角走査および所定のターゲット距離に正規化されている。

10

#### 【0038】

本発明のさらにもう 1 つの態様によれば、図 1 ~ 図 6 に関連して上記で説明した広視野走査 L O A S 実施形態は、航空機と衝突する危険性のある障害物を航空機のオペレータまたはパイロットに警告する際に使用するために、例えばヘリコプターのような航空機上に配置されてもよい。図 3 の実施形態に関連して上記で説明したプロセッサ 88 は、1 つまたは複数の検出障害物の位置を、航空機の航路に対する距離、仰角および方位角について決定し、例えば航空機のコックピットに配置されるディスプレイ 154 を駆動して、距離、方位角および仰角についてその 1 つまたは複数の障害物すなわち物体を表す指示をパイロットまたはオペレータに対して表示する。言うまでもなく、プロセッサ 88 は、L O A S の基準軸に対する検出障害物の位置をまず決定してから、その位置を航空機の基準軸に変換してもよい。ある基準軸系から他へのこの変換については、本明細書において以下でさらに詳細に説明する。

20

#### 【0039】

ディスプレイ 154 の一実施形態は、図 11 に示すような光インジケータ 202 のパネル 200 を備える。パネル 200 の光インジケータ 202 は、例えば発光ダイオード (LED) であってもよい。この実施形態では、パネル 200 は、インジケータ 202 の少なくとも 1 つの行 204 および少なくとも 1 つの列 206 を含む。行 204 は、航空機の航路の水平軸を表してもよく、列 206 はその仰角軸を表してもよい。したがって、行 204 と列 206 の交点にあるインジケータ 208 は、航空機の照準線すなわち瞬間針路を表す。光インジケータ 202 は、航空機の航路に対する仰角および方位角について 1 つまたは複数の物体の位置を示すために、異なる色で発光するように制御されてもよい。例えば緑から黄を経て赤への変化が、航空機から検出物体までの距離を示してもよい。図 11 では、色はグレイスケールで表されている。例えば、黒っぽいインジケータ 210 は赤を示し、それにより表されている検出物体が航空機に近い距離であるが航空機の下方にあることを示している。例えば灰色のインジケータ 212 は、航空機まで中程度の距離にあるが、その左に相当離れている検出物体を表しているであろう。点灯していないか、またはほんのわずかに灰色 (緑) のインジケータ 202 はそれぞれ、検出物体がないか、または航空機からの距離が遠い検出物体を表している。パネル 200 上のインジケータの色の変化により、1 つまたは複数の検出障害物が航空機と衝突する危険性をオペレータに対して示してもよい。

30

40

#### 【0040】

ディスプレイ 154 のもう 1 つの実施形態は、多機能ビデオディスプレイ (MFD) を備える。その例示的画面を図 12 に示す。MFD の画面は、例えば図 12 に示すビューのように、航空機の前部に搭載されたビデオカメラもしくは前方監視赤外線 (FLIR) カメ

50

ラまたはレーダー装置（図示せず）から得られる前方監視ビューを表示してもよい。一般的に、レーダーおよびビデオまたはFLIRカメラは、例えば航空機の航路から方位角が $\pm 30$ 度（ $\pm 30^\circ$ ）程度の比較的狭い視野を有する。したがって、オペレータは、航空機の経路内の障害物からの危険性を確かめるために、カメラの視野内の障害物のみを見ることができる。なお、図12の画面では、MFDは、点線216で示す航空機の経路を水平に横切って延びるワイヤを表示していることに留意されたい。点線216は、その検出距離に従って色が変わってもよい。また、航空機上のセンサから取得され、または航空機へのアップリンク伝送から受信されるさまざまな情報が、関連技術のすべての当業者に周知のオーバーレイまたは画像統合技術を使用することにより図12の画面に表示されていることにも留意されたい。本実施形態で使用するための例示的なMFDは、Goodrich Avionics Systems, Inc.からSmart Deck（商標）ディスプレイの商品名で製造されている。この種のMFDは、航空機速度（すなわち速さと機首方位）、高度、対地高度（AGL）計測値、航空機出力レベル等のような情報を表示する。

10

#### 【0041】

本発明は、MFDのディスプレイ画面の方位角視野の外側に航空機に対する検出障害物の位置を表示することによって、航空機のパイロットまたはオペレータの状況認識を向上させる。このため、本発明は、1つまたは複数の検出物体およびその位置を表すために、MFDの画面イメージ上に少なくとも1つの垂直バー218の形のイメージをオーバーレイする。本実施形態では、1つの垂直イメージバー218が画面イメージの左端にオーバーレイされ、もう1つの垂直イメージバー220が画面イメージの右端にオーバーレイされる。各バー218および220は2つのエリアに分割される。一方のエリア222は、ディスプレイ画面の中心線の上方にあって航空機の現在の高度を表し、他方のエリア224は中心線の下方にある。各バー218および220は、方位角に関してMFDの視野の外部の物体を検出すると下部エリア222から出発して点灯するように制御され、色は検出物体までの距離を示す。本実施形態では、LOASは、例えば距離が50メートルから1キロメートル、方位角が $\pm 90^\circ$ 、仰角が $\pm 10^\circ$ の表示域（field of regard）を有してもよい。

20

#### 【0042】

例えば、物体がまず、航空機から遠方の距離で方位角に関してMFDの視野の外部に検出されると、対応するバー218または220の下部が緑色で点灯する。これは、物体の仰角が光学的に航空機の高度の下方で、物体まで遠距離であると判定されていることを示す。航空機が検出障害物に接近すると、イメージバーは、色が例えば緑から黄のように変化してその距離の変化を示すとともに、障害物の仰角が航空機の高度に光学的に近づいていると判定される場合には垂直方向のサイズが増大してもよい。そして、検出障害物の距離が航空機に非常に近くなると、対応するイメージバーの色が例えば黄から赤に変化するとともに、障害物が航空機の高度の上方にあると判定される場合、イメージバーの着色部分がディスプレイ画面の中心線上方のイメージバーの部分224に延びる。このようにして、パイロットまたはオペレータには、MFDの方位角視野の外部の検出障害物と、航空機に対するそれらの距離（色）および仰角（バーの高さ）の位置が警告される。

30

#### 【0043】

図13A～図13Eは、例えば上記実施形態と同様の種類の広視野走査LOASを含むとともに、図12に関連して説明したような種類のMFDを含むヘリコプター228が、柱232によって支持される送電線230ならびに200メートル無線塔234および接続支持線236に接近している場合の時間経過（タイムスライス）における平面図である。円形の線238、240および242はそれぞれ、矢印244の方向に進んでいる航空機228から200メートル、400メートルおよび600メートルの距離を表す。MFDの視野はウエッジ形エリア246で示されており、航空機の飛行方位244に対して $\pm 15^\circ$ 程度であってよい。図13A～図13Eの時間経過図の例示的なMFD画面表示がそれぞれ図14A～図14Eに示されている。

40

#### 【0044】

50

図13Aを参照する。これは時間的に最初の図であり、航空機228が電線および塔の障害物（それぞれ230および234）の両方から600メートルより遠い距離に示されている。したがって、電線230が部分的にMFDの視野（FOV）内にあるので、図14Aの画面にはオーバーレイされた点線として表示される。しかし、障害物230および234は600メートル距離の外部にあるので、垂直バーイメージ218および220は点灯していない。600メートル距離は、本例のための設計上の選択により設定されており、言うまでもなくこの距離は、当面の特定用途に応じて変更可能である。図13Bに示す次のタイムスライスでは、ヘリコプターは電線230、柱232および塔234の近くに移動しており、電線230および柱232の一部248が、MFDの方位角FOV246の外部ではあるがLOASの600メートル距離内にある。障害物248は、航空機228の広視野走査LOASの方位角セクタ250内に検出可能であるので、垂直バー220に例えば緑色で表示され、その測定仰角を示す高さ252が図14Bの例示的畫面表示に示されている。本例では、明るい灰色で示す緑色は、検出障害物の距離が400～600メートルの間であることを示す。なお、点灯した垂直バー220の高さ252は画面の中心線の下方にあり、障害物が航空機228の高度の下方にあることをオペレータに対して示す。

10

#### 【0045】

図13Cのタイムスライスでは、航空機228は、電線および柱の一部254が方位角セクタ250および256内で200～400メートルの間の距離内に入る点まで、障害物のさらに近くに移動している。航空機228のLOASによる検出後、図14Cに示されているように垂直イメージバー220は、電線および柱の一部248が距離400～600メートルの間に入ったことを表す緑部分（白または薄い灰色）252と、電線および柱の一部254が距離200～400メートルの間に入ったことを表す黄部分（濃い灰色）258を表示する。図14Cの画面の垂直バーイメージ220の高さ260は、航空機の高度、すなわち画面の中心線に対する検出障害物の仰角を反映している。なお、障害物部分254はMFDの方位角FOV246の外部にあり、LOASおよびMFDの画面イメージ上のその垂直バーイメージオーバーレイ220の助けがなければパイロットによって観測されないことに留意されたい。また、航空機228のLOASは、FOV246の外部の方位角セクタ262内の塔234を、600メートル距離を超えるにもかかわらず検出し、その指示として垂直バーイメージ218を点灯させることにも留意されたい。

20

30

#### 【0046】

図13Dのタイムスライスでは、航空機は、電線230および塔234のさらに近くに移動しており、このことをオペレータに対して、対応する図14Dの画面に示すような垂直バーイメージオーバーレイ218および220を通じて示している。なお、垂直バーイメージ218は高さ264まで増大しており、障害物が、距離は600メートルより遠いが、航空機228の高度に近い仰角にあることを示している。また、垂直バーイメージ220は、ディスプレイの中心線を越えて高さ266まで増大しており、方位角セクタ256および250内の検出障害物が航空機の高度の上方の仰角にあり、当該障害物との衝突の危険性が増大したことを示している。図13Eのタイムスライスでは、航空機228は電線230のいっそう近くに移動しており、その一部268が航空機のLOASによって今度は距離200メートル内にあることが検出されている。これに回答して、LOASは垂直バーイメージ220を、画面の中心線をはるかに越える高さ272に赤色（濃い灰色で示されている）で点灯させる。これは、電線が200メートル以内で航空機の高度にあることをパイロットに対して示す。すなわち、もし直ちに回避行動を取らなければ、航空機228と電線の一部268との衝突が差し迫っている。他方、航空機のLOASは、方位角セクタ270内で航空機から距離600メートル以内に塔234も検出しており、垂直バーイメージ218の点灯により、その距離を色で、仰角を高さで示している。なお、垂直バーイメージ218は、画面の中心線によって表される、およそ航空機の高度にある塔234の検出仰角を示していることに留意されたい。したがって、パイロットは、塔234ならびにその距離および仰角も認識し、電線部分268を避けるために取る回避行動に

40

50

おいて塔を避けることができる。

【0047】

したがって、図13A～図13Eおよび図14A～図14Eの以上の記載は、例として、航空機上で使用される広視野走査LOASの動作と、航空機の有視界視野またはMFDの視野を超えて広がる表示を動的に変化させる形でパイロットおよび/またはオペレータにLOASが提供する増強された状況認識とを説明している。航空機上のLOASと、検出障害物ならびに航空機の航路および高度に対するそれらの位置のオーバーレイ表示イメージの助けがなければ、航空機のパイロットおよび/またはオペレータには、航空機と当該障害物との差し迫った衝突の危険性が認識されず、あるいは衝突を回避することができないであろう。

10

【0048】

上記の広視野走査LOASは増強された認識をオペレータに提供するが、航空機の航路内の検出障害物を回避する能力は、航空機の周りの風条件も知ればさらに改善されるであろう。そこで、航空機の付近の障害物を検出する広視野走査LOASを、航空機の周りの点において、特に検出障害物や軍用プラットフォームの兵器の発射点において風速を測定するための例えば光検出及び測距(LIDAR: light detection and ranging)システムのようなレーザー大気データシステムと組み合わせることが望ましい。このような複合システムの好適な実施形態を図15の概略ブロック図に示す。

【0049】

図15を参照すると、LOASのパルスレーザービーム送受信光学要素が破線で囲まれたブロック280に示され、LIDARシステムの連続波(CW)レーザービーム送受信光学要素が破線で囲まれたブロック282に示され、LOASおよびLIDARシステム280および282に共通の光学要素が破線ブロック284に示されている。本明細書で上記の図1～図6のLOAS実施形態に関連して既に説明した要素については同一参照番号が使用される。例えば、ブロック280で、本実施形態のパルスレーザー源は、レーザードライバ10およびレーザーダイオード12の要素を備えてもよい。発生したパルスレーザービーム幅を光路14に沿ってコリメートおよび拡大するビーム調整光学系がブロック11によって示されている。ビームスプリッタ16および4分の1波長板17が、円偏光のパルスレーザービームを経路18に沿って通す。発生したパルスレーザービームの一部はスプリッタ16により反射され、経路24を通過して光検出器22に至る。光検出器22は例えばAPDであってもよい。光検出器22によって発生される電気信号は、プロセッサ88に結合したしきい値検出器すなわちコンパレータ回路86に提供される。方位角位置データが、例えば図3に示した実施形態について説明したのと同様に、プロセッサ88に提供されてもよい。

20

30

【0050】

要素のLIDARブロックすなわちモジュール282で、レーザー源286は、LOAS要素280のパルスレーザービームの波長とは実質的に異なる波長で、直線偏光CWレーザービームを発生するように制御される。LIDAR発生レーザービームは、例えば850～1550ナノメートルの範囲内のある波長であってもよく、LOASレーザービームは、例えば850～1550ナノメートルの範囲内の異なる波長であってもよい。しかし、言うまでもなく他の波長範囲も全く同様に機能することが可能であり、本発明はいかなる特定の波長または波長範囲にも限定されない。CWレーザービームは、光路288に沿って発生されてビーム調整光学系290に至る。ビーム調整光学系290は、CWビームをコリメートおよび拡大してから、ある光路に沿って偏光ビームスプリッタ294に送る。直線偏光のほとんどはビームスプリッタ294によって経路296に沿って4分の1波長(1/4)板298に通され、これが直線偏光を円偏光に変換してから、ビームをある光路に沿ってビーム収束光学系300に送る。他方、偏光ビームスプリッタ294で、発生されたCWビームの2%程度のような小部分が、光路302に沿って反射されて音響光学変調器(AOM)304に至り、これが反射ビームの周波数を所定周波数(例えば80MHz程度であってもよい)だけシフトする。この周波数シフトの理由は、以下の説明か

40

50

らさらに明らかになるように、ヘテロダイン動作の結果としての方向測定の曖昧さを避けるためである。周波数シフトされたビームはAOM304を出て、1つまたは複数の光学要素によって光路306に沿って光学的に導かれ、もう1つの偏光ビームスプリッタ308に至る。

#### 【0051】

複合システムから所定距離にある、例えばエアロゾル(aerosol)粒子からの反射光は、光学系300、/4板298を通り、光路296に沿ってビームスプリッタ294に戻り、そこで光路310に沿って反射されてビームスプリッタ308に至る。反射ビームは、ビームスプリッタ308で送出(周波数シフトされた)ビーム部分と合成、すなわちヘテロダイン合成され、空間中の粒子からの反射により引き起こされるドップラー周波数内容を有する光ビームを生じる。本実施形態で、反射ビームがドップラー周波数でシフトしていない場合、ヘテロダイン合成により生じる合成光ビーム信号は、例えば80MHzに設定されていてよいヘテロダイン処理の中心周波数にある。したがって、反射ビームにドップラーシフトがある場合、ヘテロダインプロセスにより生じる合成ビームは、80MHzより大きい小さいかのいずれかのドップラー周波数内容を有する。このようにして、プロセスは、ヘテロダイン光ビームの周波数がシフトしていない場合に、遠ざかるターゲットにより引き起こされる負のドップラー周波数シフトが、接近するターゲットにより引き起こされる正のドップラー周波数シフトと区別できずに混乱することがない。ドップラー周波数内容を有する合成ビームは、光路312に沿って光検出器314に導かれる。光検出器314は例えばフォトダイオードであってもよい。フォトダイオード314は、合成光ビームを時変アナログ電気信号316に変換し、これは信号調整回路318経由でプロセッサ88に送られる。プロセッサ88がデジタル信号プロセッサである場合、時変アナログ信号316は、プロセッサ88による処理のために所定のサンプリングデータレートに従って信号調整回路318によってデジタル化されてもよい。

#### 【0052】

ビーム収束光学系300は、可変レーザー大気データ距離モジュールであってもよい。これは、システムから例えば5メートルから20メートルまで変動し得る空間内のスポットに、LIDAR発生ビームの焦点を調整自在に設定することができる一群の集光要素を含む。この空間内の焦点スポットは、空間内を流れる1つまたは複数の粒子からの反射ビームが集中するところである。一実施形態では、光学系300は、空間内の焦点スポットまで所望の距離とするための、特定の集光レンズの選択を含む。それぞれの異なるレンズは、空間内で、システムから別個の所定の距離(レンジ)にあるスポットへの集光を提供する。このレンズ選択プロセスは、所望の集光レンズを手動で差し込むことによって、または例えばさまざまなレンズを有する機械式回転ラックを備え、その回転ラックが選択された集光レンズまで回転するように制御され得る装置により電気機械的に、実行されてもよい。もう1つの実施形態では、光学系300は、空間内の焦点スポットを所望の距離にするためにレンズの集光特性を変化させるように電子制御されるレンズを含んでもよい。

#### 【0053】

共通光学要素のブロックすなわちモジュール284で、光学系300を出たコヒーレントCW光ビームは、光路319に沿って二色性フィルタ光学要素320に導かれる。光路18を伝わるパルスコヒーレント光ビームもまた二色性フィルタ320に導かれる。適当な位置合わせにより、異なる波長の2つのコヒーレント光ビームが二色性フィルタ320に導かれ、共通光路322に沿って一方が反射され他方が透過して、ビームエクスパンダすなわちテレスコープ(望遠鏡)20の入口開口部へ向かう。ビームエクスパンダ20は、2つのコヒーレントビームを受け入れて拡大し、拡大されたコヒーレントビームをその出力から別の共通光路324に沿って送出するように位置合わせされる。拡大されたコヒーレントビームは、図1の実施形態に関連して説明した少なくとも1つの光学要素32に入射するように、共通経路324に沿って導かれる。そして、その少なくとも1つの光学要素32が、2つのビームをシステムから空間内に指向させる。焦点スポットにある粒子からのCWコヒーレントビームの反射および障害物からのパルスコヒーレントビームの反射

はすべて、少なくとも1つの光学要素32に戻り、これが当該反射を受信してそれらを経路324に沿ってビームエキスパンダ20に戻し、そこで経路322に沿って、ビームエキスパンダ20の焦点に集光される。二色性フィルタ320は、経路322に沿ってビームエキスパンダ20の焦点付近に配置され、集光された反射を受け取り、パルスコヒーレントビームに対応する集光された反射光を、CWコヒーレントビームに対応する集光された反射光から、それらの異なる波長に基づいて分離してもよい。

#### 【0054】

パルスコヒーレントビームに対応する分離された反射光は、例えば図1～図6の実施形態に関連して説明したように1つまたは複数の物体を検出するために、経路18に沿ってLOASモジュール280に戻される。さらに、CWコヒーレントビームに対応する分離された反射光は、後でさらに詳細に説明するように流速を決定するために、経路319に沿ってLIDARモジュール282に戻される。上記のように、少なくとも1つの光学要素32は、入射するCWおよびパルスの両方のコヒーレントビームをシステムから誘導し得る少なくとも1つの共通の回転作動式光学要素を備え、CWビームはシステムから第1の所定パターンで指向され、パルスビームはシステムから第2の所定パターンで指向される。図1～図6に関連して上記で説明した実施形態では、少なくとも1つの回転作動式要素32は光学要素52および54を備え、これらはともに、図2に示される方位角方向にステアリングされた円錐ビームパターンで経路36に沿ってシステムから実質的に同一直線上にCWおよびパルスの両方のコヒーレントビームを指向させるように構成され回転作動し得る。このようにして、第1および第2のパターンは実質的に同一であり、方位角走査において実質的に共通の方位角位置に指向される。異なる第1および第2のパターンでシステムから2つのコヒーレントビームを指向させる実施形態については、本明細書において以下で説明する。

#### 【0055】

経路319に沿って導かれLIDARモジュール282に戻る分離された反射光は、ビーム収束光学系300を通過して/4板298に至り、そこで円偏光が直線偏光に変換され、経路296を通過してビームスプリッタ294に送られる。しかし、送出ビームの円偏光方向は粒子からの反射時に逆転するので、反射光の変換後の直線偏光状態は送出ビームの直線偏光状態と直角になる。したがって、反射光は、ビームスプリッタ294を通過せずに、経路310に沿って反射され、本明細書において上述したようにスプリッタ308で送出ビーム(周波数がシフトしている)とヘテロダイン合成される。プロセッサ88は、例えば高速フーリエ変換(FFT)処理のような関連技術のすべての当業者に既知のドップラー信号処理を用いて、光検出器314によって変換された時変電気バースト信号から種々の方位角位置における航空機の付近の流速を計算してもよい。流速は、本明細書における以下の記載からさらに明らかになるように、1つまたは複数の軸に関して計算されてもよい。方位角位置もまた、例えば図3の実施形態に関連して説明した方位角決定装置の入力からプロセッサ88によって求められ得る。したがって、プロセッサ88で、流速と方位角位置の相関を求めてもよい。そして、本実施形態ではCWビームとパルスビームの反射光が共通の方位角位置にあるので、検出障害物の方位角位置における流速が、他の方位角位置における流速とともに計算され得る。

#### 【0056】

用途によっては、CWビームおよびパルスビームを同一直線上に実質的に同一の所定パターンでシステムから指向させることは、特に単一方向の流速で十分な場合には、望ましくない。異なる所定パターンでシステムから2本のビームを指向させる例示的实施形態が、図16および図16Aに示されている。図16に例示されている実施形態では、回転作動式光学要素52は、くさび(ウエッジ)形面330および平坦面332を含む二色性ウエッジ形光学要素を備える。光学要素52は、平坦面332に垂直な破線333で示す軸の周りに回転し得る。ウエッジ形面330は、例えば、実質的にCWビームの波長で光を透過し実質的にパルスビームの波長で光を反射する特性を有する二色性コーティングで被覆されてもよい。また、平坦面332は、実質的にCWビームの波長で光を反射する、例え

10

20

30

40

50

ば金や銀のような反射性コーティングで被覆されてもよい。図16を参照すると、経路324に沿ってビームエキスパンダ20から出る、光線334で示されるパルスビームは、光学要素52のウエッジ形面330から、円錐パターンでミラー光学要素54へ向かって反射され、光学要素54はパルスビームの円錐パターンを方位角方向にステアリングして、図16Aに示すパターン336のようならせん状パターンを生じさせる。さらに、ビームエキスパンダ20から経路324に沿って出る、光線338で示されるCWビームは、光学要素52のウエッジ形面330を通過して平坦面332に至り、そこで要素54へ向かって反射される。なお、反射面は平坦であり光学要素52は平坦面332に垂直な軸の周りに回転しているので、CWビームにはいかなるパターンも付与されないことに留意されたい。したがって、光学要素54は、例えば図16Aに示すパターン340のような方位角スキャンにわたり直線パターンでCWビームを反射しステアリングすることになる。このようにして、CWビームおよびパルスビームは、方位角方向にステアリングされる2つの異なるパターンで複合システムから指向され得る。

10

20

30

40

50

#### 【0057】

上記の図16の実施形態は、光学要素52がウエッジ形光学要素を含むように記載しているが、言うまでもなく、実質的に同じ機能を果たすために他の光学要素を用いてもよい。例えば、二色性ウォブルミラーを光学要素52として用いて、その1つの面からある波長の光を反射し、そのもう1つの面から別の波長の光を指向させるようにしてもよい。したがって、CWおよびパルスビームに対して異なる所定パターンを付与するように記載されているものと全く同様に要素52として使用可能な、さまざまな他の類似の光学要素、または光学要素の組合せがある。(\*)さらに、言うまでもないが、本発明の一般的原理から逸脱することなく、回転作動式光学要素が単一であっても、くさび形であるかどうかにかかわらず、回転および方位角ステアリングして異なる所定パターンをCWおよびパルスビームに付与することが可能である。

#### 【0058】

本発明のさらにもう1つの態様によれば、LIDARモジュール282の光学要素は、例えば図17に示すようなブロック配置350として構成してもよい。図17の実施形態を参照すると、ブロック350は、破線で輪郭を示した複数のガラスモジュールからなり、これらはブロック内に複数の光路を形成するように互いに位置合わせされ、位置合わせを維持するように互いに固定される。コリメート光源286は、例えばレーザーダイオード286およびビーム調整光学系290(図15参照)を備えてもよい。コリメート光源286は、ブロック350内の少なくとも1つの光路354を通じてコヒーレント光ビームを発生するためにブロック350に固定されてもよい。ブロック350は、その出口点356へコヒーレント光ビームを導く。光検出器314もまたブロック350に固定される。ブロック350は、光路360を通じて反射コヒーレント光ビームを受信するように作用し、その内部に形成された少なくとも1つの他の光路を通じて光検出器314に反射コヒーレントビームを伝えるように構成される。したがって、ブロック350は、全体として航空機上のLIDARシステム内に配置され、その寿命まで、位置合わせが実質的に狂うことなく航空機の衝撃・振動環境に耐え、または少なくとも再位置合わせの回数を減らすことが可能である。このように、光学要素が適所に固定された後は、ブロック350の光学要素間の位置合わせが維持されるはずである。

#### 【0059】

図17を参照すると、複数のガラスモジュールのうち2個のガラスモジュール362および364が、好ましくは接着により互いに固定されて、ビームスプリッタ294(図15参照)を形成する。これは光路354に配置され、第1偏光状態の光を光路366に沿って通過させて点356でブロックから出るようにするとともに、第2偏光状態の光を光路368に沿って反射する。経路360を通じて出て行くビームの偏光状態を変換するために、4分の1波長板298が、好ましくは接着により、ブロック350の出口点356に固定されてもよい。ビームスプリッタ294は、反射コヒーレント光ビームの経路366にも形成される。複数のガラスモジュールのうちのもう1対のガラスモジュール370

および 372 が、好ましくは接着により互いに固定されて、ビームスプリッタ 308 を形成する。これは、反射ビームの光路 374 に形成される。AOM 304 が、キャビティ 376 内に配置され、適所に、好ましくは接着により固定される。複数のガラスモジュールのうちのもう一つのモジュール 378 は、複数のガラスモジュールのうち少なくとも一つの他のモジュール 380 に接着されたドーブ (dove) プリズムを含み、ビームスプリッタ 294 から AOM へ反射された光を導く光路 368 を形成する。ドーブプリズム 378 は、内部光反射光により光路 368 を形成する研磨面 382 および 384 を含む。AOM を出た光はもう一つのガラスモジュール 386 に入る。これは、AOM を出た光を光路 390 に沿ってビームスプリッタ 308 へ反射する研磨面 388 を有する。

#### 【0060】

LIDAR 光学要素 282 のためのブロック配置 400 の代替実施形態を図 18 に示す。図 18 を参照すると、レーザー源 286 および光学系 290 が、コヒーレント光ビームを発生するために、ガラスモジュール 404 の一側面でブロック 400 に固定され、そのコヒーレント光ビームが光路 402 に沿ってモジュール 404 に導かれる。モジュール 404 の面 406 は、もう一つのガラスモジュール 408 のある面に接着され、コヒーレントレーザービームの経路 402 におけるビームスプリッタ 294 を形成する。コヒーレントビームのある偏光状態の光は、ビームスプリッタ 294 を通り、板 298 が固定されている点 410 でブロック 400 を出る。コヒーレントビームの別の偏光状態の光は、ビームスプリッタ 294 で、ガラスモジュール 404 に接着されたドーブプリズムガラスモジュール 412 内へ反射される。ドーブプリズム 412 は、ビームスプリッタ 294 からの反射光を光路 414 に沿って反射する 2 つの研磨面 416 および 418 を含む。AOM 304 は、ガラスブロック 404、408 および第 3 のガラスブロック 422 の側面により形成される穴すなわちキャビティ 420 に配置されて固定される。研磨面 418 から反射された光はガラスモジュール 404 を通って AOM 304 に入る。AOM 304 を出る光ビームの位置および角度を補償または再調整するために、ビーム補正光学要素 424 が、AOM 304 の出口端に取り付けられてもよい。ガラスモジュール 422 の面 426 は、ガラスモジュール 408 の対応する面に接着されて、ビームスプリッタ 308 を形成する。モジュール 422 の一側面 428 は、ビーム補正要素 424 を出たビームを光路 430 に沿ってビームスプリッタ 308 へ反射するように研磨されている。経路 432 を伝わる反射ビームは、板 298 によって直線偏光状態に変換されてビームスプリッタ 294 に送られ、そこでモジュール 408 を通る光路 434 に沿ってビームスプリッタ 308 へ反射され、経路 430 からのビームと合成される。合成されたビームは、モジュール 422 を通る光路 436 に沿って、モジュール 422 に固定された光検出器 314 に送られる。

#### 【0061】

ブロック 350 またはブロック 400 のガラスモジュールの一部または全部が、接着剤、好ましくは例えば紫外線硬化光学接着剤を用いて接着することによって互いに固定されてもよい。なお、両方のガラスブロック実施形態 350 および 400 について、コリメート光源 286 はブロックの一側面に固定され、送出されるコリメート光ビームの出口点はブロックのもう一つの側面にあることに留意されたい。さらに、各ブロック 350 および 400 のガラスモジュールの位置合わせは、コリメート光源 286 とブロックの出口点の間の直線光路を形成する。さらに、各ブロック実施形態 350 および 400 の光検出器 314 は、レーザー源が固定されている側面以外のブロックの側面に固定される。さらに、送出および反射コヒーレント光ビームの光路はブロック内で同一直線上にある。

#### 【0062】

図 17 および図 18 は、光ビームがそれぞれの光路に沿って導かれる時のそれらの種々の偏光状態も記号で示している。例えば、丸付き X 記号は、紙面に向かって、導かれている光路に平行な直線偏光状態あるいは直線偏光面にある光を表し、方向矢印記号は、紙面に向かって、導かれている光路に垂直な、すなわち丸付き X の偏光状態と直角をなす直線偏光状態あるいは直線偏光面にある光を表す。また、円偏光状態にある光は矢印付き回転記

10

20

30

40

50

号で示され、回転方向が矢印で示されている。これらの偏光記号を知れば、例示的なブロック実施形態350および400の光学要素の作用のさらに深い理解が得られるであろう。その作用については、本明細書において上記の図15のブロック図実施形態に関連して説明した。

#### 【0063】

本発明のさらにもう1つの態様によれば、例えば図15に関連して説明した実施形態と類似の実施形態を有するLIDARシステムが、以下の説明からさらに明らかになるような所定座標系の3軸で流速を測定するように作用する。3軸流速決定要素の好適な実施形態を図19の概略ブロック図に示す。図3のブロック図実施形態に示した実施形態の方位角決定、走査位置決定、表示および処理について前に説明した要素の参照番号は図19の実施形態でも同一のままである。したがって、これらの要素は、図19の実施形態におけるそれらの使用が流速の測定および表示のためであることを除いては、図3の実施形態について説明したものと構造的および機能的に同一または類似の作用をする。以下、図19のブロック図で、前に説明していない要素について説明する。

10

#### 【0064】

図19を参照すると、図15のLIDARシステム実施形態について前述したように、送出CWレーザービームの所定走査パターンに沿った粒子からの反射光にตอบสนองして光検出器314によって発生される電気反射信号が、信号線316を通過して信号調整回路318に送られる。信号調整回路318は、電気信号を調整するのに適した従来の増幅およびフィルタリング回路を備えてもよい。これらの電気信号は、粒子が送出レーザービームの幅の範囲内にある限り持続するドップラー周波数内容のバースト信号であり、以下これを「ヒット(hit)」という。回路318の信号調整の後、電気信号の各バーストが、所定のサンプリングデータレートに従ってアナログ-デジタル(A/D)変換器440でサンプリングされデジタル化される。このデータレートは、例えば毎秒1億7500万サンプル(175MSPS)程度であってもよい。結果として得られる各ヒットのデータサンプルが、それに関連するドップラー周波数を決定する処理のためにデジタル信号プロセッサ(DSP)442に提供され、ドップラー周波数はそのメモリ444に、本明細書において以下でさらに詳細に説明するような、プロセッサ88により取得されるデータワードの形式で格納される。バーストすなわちヒットのデジタル化されたデータサンプルの処理は、DSP442にプログラムされた、例えば高速フーリエ変換(FFT)アルゴリズムまたは自己相関器アルゴリズムの形を取ってもよい。プロセッサ88とDSP442の間を結合する信号線446は、以下の説明から明らかになるようなハンドシェイクおよびデータワード転送を提供する。本実施形態では、プロセッサ88および442はそれぞれ、例えばTexas Instrumentsによって型番TMS320-C33およびTMS320-C6201として製造されているタイプのDSPであってもよい。言うまでもなく、本実施形態においてシステム機能を2個のデジタルプロセッサに分離して実行することは、設計上の便宜および容易化を提供するものであり、代替実施形態では、DSP442の機能を、例えばプロセッサ88のような単一のDSPにプログラムして、プロセッサ88自体がプロセッサ88および442の両方の機能を実行してもよい。また、2個より多くのプロセッサを用いて全体の処理機能を具現化することも可能である。したがって、本発明のこの態様はプロセッサの個数に限定はなく、その個数は本発明の特定用途に基づいて決定される。

20

30

40

#### 【0065】

図20および図20Aは、所定座標系の3軸における流速の決定に関与する処理を機能的に示している。本明細書において上記で説明したように、一実施形態では、LIDARシステムは、図20に示すように円錐パターンで所定幅のレーザービーム450を投射する。図20において、ヒット454が起きているLIDARシステムから距離Rの位置に、円錐パターンを通り断面(図20A参照)が円形の平面452をとる。この平面すなわちスライス452を本明細書では、例えば光学要素52の回転によって生じる走査円という。本明細書において図3の実施形態に関連して上記で説明したように、光学要素52が回転して円形回転の基準点を通るたびに、トリガ信号が発生される。この基準点を、走査円

50

のトリガ位置 4 5 6 と呼ぶ。本実施形態では、所定座標系の直交する Y 軸および Z 軸が、走査円の平面内に存在する。より詳細には、Y 軸は、走査円の中心 4 6 0 からトリガ位置 4 5 6 へ引いた直線 4 5 8 上にあり、Z 軸は、円 4 5 2 の中心 4 6 0 から、Y 軸から 90° 反時計回りの方向に引いた直線 4 6 2 上にある。座標系の X 軸は、走査円平面 4 5 2 に垂直に、その中心 4 6 0 を通って引いた直線 4 6 4 上にある。したがって、X 軸は、円錐パターンの頂点から、L I D A R システムを出て平面 4 5 2 の中心 4 6 0 を通るようになっている。以上で基本原理を説明したので、3 軸  $V_{sx}$ 、 $V_{sy}$ 、および  $V_{sz}$  で流速を決定する考え方について説明する。

#### 【0066】

得られた電気信号バーストから例えば点 4 5 4 等でヒットが検出されるたびに、関連するバーストのデータサンプルからドップラー周波数が決定される。レーザービームの波長が既知なので、ヒットの 1 軸流速  $V_1$  を、対応するドップラー周波数から決定することができる。さらに、本明細書における以下の説明からさらに明らかになるように、ヒット点 4 5 4 に対応する走査円上の Y 軸に対する角  $\alpha_1$  を、最終トリガ信号からの経過時間と、走査円周期、すなわち円パターンの走査を完了する全時間とに基づいて決定することができる。ヒットが X 軸となす角  $\theta$  は、円形走査パターンの場合には実質的に一定のままである。したがって、図 20 B に例として示すように、走査円の周りの 3 個のヒット  $H_1$ 、 $H_2$  および  $H_3$  に対して、それらの単一軸速度  $V_1$ 、 $V_2$  および  $V_3$  ならびに走査円の角  $\alpha_1$ 、 $\alpha_2$  および  $\alpha_3$  (本実施形態では角  $\theta$  は一定である) に基づいて、三角法の恒等式を用いて 3 個の方程式のセットを立てることができる。図 20 B を参照すると、上段、中段および下段の方程式はそれぞれ、X 軸、Y 軸、および Z 軸にそれぞれ沿った流速  $V_{sx}$ 、 $V_{sy}$  および  $V_{sz}$  に対して解くことができる。また、3 個のヒットをとった走査円パターンの方位角位置が既知なので、3 軸流速の方位角に関する基準点が確定する。

#### 【0067】

1 つの面倒な問題として、ヒットがいつ起こるか分からないこと、すなわちヒットを発生させることができないことがある。むしろ、各ヒットは、例えばちりや気体または蒸気の凝結のような粒子が、レーザービームがその所定パターンに沿って導かれる時のレーザービームの幅を横切る時に自然に発生する。もう 1 つの面倒な問題として、多数のヒットが起こる可能性が高く、検出されるすべてのヒットを処理するとすればプロセッサに負荷がかかるということがある。したがって、走査パターンの経路に沿って検出されるヒットのいずれを処理すべきか、および処理されるヒットのうちのいずれを用いて 3 軸流速を決定すべきかを判断する選択基準が所望される。こうした選択基準については、以下のいくつかのパラグラフでさらに詳細に説明する。

#### 【0068】

さらに、3 軸流速を決定するための上記の所定座標系は L I D A R システムを基準にしており、これは L I D A R システムが搭載される航空機の飛行座標系と同一ではないかもしれない。図 21 は、L I D A R および航空機の 2 つの座標系が同一でないような、航空機 4 7 2 (この例ではヘリコプターである) 上に搭載された L I D A R システム 4 7 0 を例示している。すなわち、L I D A R スキャナ 4 7 0 は、本明細書において上記で説明したような X Y Z 座標系を有し、航空機 4 7 2 は固有の X Y Z 座標系を有する。パイロットまたはオペレータは、航空機の座標系を基準とする流速を知ることが重要な場合があるので、L I D A R システムの流速  $V_{sx}$ 、 $V_{sy}$  および  $V_{sz}$  は、図 21 A に例として示す 3 個の方程式のセットを用いて、航空機の座標系  $V_{ax}$ 、 $V_{ay}$ 、および  $V_{az}$  を基準とする流速に変換されてもよい。変換定数  $a_{ij}$  は  $3 \times 3$  マトリックスを形成してもよい。ここで  $i$  はマトリックスの列を表し、 $j$  はマトリックスの行を表す。この  $3 \times 3$  変換マトリックスは、L I D A R 座標系の速度成分を含む単一系列マトリックスとして表された L I D A R 速度ベクトルに作用し、航空機の座標系の速度成分を含む同じく単一系列マトリックスとして表された航空機の速度ベクトルを得ることができる。

#### 【0069】

3 軸流速測定値を求めるようにプロセッサ 8 8 をプログラムする例示的なプログラムフロ

一編成を図 2 2 のブロック図に示す。図 2 2 を参照すると、プロセッサ 8 8 の起動後、ブロック 4 7 4 で、図 2 3 の流れ図（フローチャート）に関連してさらに詳細に説明するメインプログラムが実行され、プロセッサを初期化する。次に、ブロック 4 7 6 で、プロセッサは、図 2 4 の流れ図に関連してさらに詳細に説明するフォアグラウンドプログラムに入る。フォアグラウンドプログラム 4 7 6 は、クロック機能 I S R 4 8 4（図 2 5 参照）、トリガ機能 I S R 4 8 6（図 2 6 参照）、およびシリアル機能 I S R 4 8 8（図 2 7 参照）のような複数の割り込みサービスルーチン（I S R）に基づく、評価機能プログラム 4 7 8（図 2 8 参照）、速度機能プログラム 4 8 0（図 2 9 参照）、および出力機能プログラム 4 8 2（図 3 0 参照）のような種々の他のプログラムを呼び出すように連続的に実行される。本プログラム編成例では、クロック機能 I S R 4 8 4 をトリガするものはタイマ 0 であり、これは、所定期間を表す全カウントにわたりカウントするように構成された、プロセッサ 8 8 の指定レジスタであってもよい。タイマ 0 がその所定期間（これは例えば 1 0 0 マイクロ秒であってもよい）をカウントし終わるたびに、機能クロック I S R 4 8 4 が実行される。プロセッサ 8 8 のもう 1 つのレジスタがタイマ 1 に指定され、プロセッサ 8 8 が割り込みポート I N T 0 を通じて、図 1 9 の実施形態に関連して説明したトリガ信号 1 1 6 を受信するたびにゼロからカウントを開始するように構成されてもよい。トリガ信号 1 1 6 によりトリガ機能 I S R 4 8 6 が実行される。また、データワードが D S P 4 4 2 からシリアルポート 0 経由で受信されると、それは、以下でさらに詳細に説明するように、データ受信レジスタ 4 9 0 というプロセッサ 8 8 のレジスタに格納される。プロセッサ 8 8 へのデータワードの転送が完了すると、シリアル機能 I S R 4 8 8 が実行される。

#### 【 0 0 7 0 】

メインプログラム 4 7 4 の例示的なソフトウェア流れ図を含む図 2 3 を参照すると、ブロック 4 9 2 で、シリアルポート 0 が、フォアグラウンド機能ルーチン 4 7 6（図 2 2 参照）によるフレーム同期信号 4 9 4 の発生に反応してデータワードを求める要求が D S P 4 4 2 に対してなされる際に用いられるポートであるように設定される。ポート 0 は、ブロック 4 9 2 によって、D S P 4 4 2 からデータワードを受信し、それをレジスタ 4 9 0 に格納し、データワード転送の完了時にシリアル機能 I S R 4 8 8 を呼び出すようにも設定される。ブロック 4 9 6 で、タイマ 0 が、例えば 1 0 0 マイクロ秒を表すカウントをカウントし終わるたびにクロック機能 I S R 4 8 4 を呼び出すように設定される。ブロック 4 9 8 で、タイマ 1 が、トリガ機能 I S R 4 8 6 によるリセットまで自由にカウントするように設定される。ブロック 5 0 0 で、I N T 0 ポートが、それに結合しているラインを通じてトリガ信号 1 1 6 が走査パターンキャナ 5 2（図 1 9 参照）から受信されるたびにトリガ機能 I S R 4 8 6 を呼び出すように設定される。ブロック 5 0 2 で、プロセッサ 8 8 のディスプレイ書き込み機能が、関連技術のすべての当業者に既知のある特定のコマンドで初期化され、テキストメッセージを形成してディスプレイ 1 5 4 の画面を制御する。メインプログラム 4 7 4 の初期化タスクが完了した後、フォアグラウンド機能ルーチン 4 7 6 がブロック 5 0 4 によって呼び出される。

#### 【 0 0 7 1 】

図 2 4 を参照すると、ブロック 5 0 6 で、「Get Dataフラグ」5 0 8 が true にセットされているかどうかを判断する。このセットは、1 0 0 マイクロ秒ごとにクロック機能 I S R 4 8 4 によってなされる。true である場合、ブロック 5 1 0 が、D S P 4 4 2 に対してデータワードを求める要求を行うためにポート 0 へのフレーム同期信号 4 9 4 を発生し、Get Dataフラグ 5 0 8 を false にセットし、判断ブロック 5 1 2 を実行する。ブロック 5 0 6 によって Get Dataフラグ 5 0 8 が false であると判断された場合、ブロック 5 1 0 の実行は迂回され、判断ブロック 5 1 2 が実行される。ブロック 5 1 2 で、レジスタ 4 9 0 内へのデータワードの転送の完了に反応してシリアル機能 I S R によって Data Readyフラグ 5 1 4 が true にセットされているかどうかを判断する。true の場合、ブロック 5 1 6 による実行のために評価機能ルーチン 4 7 8 が呼び出される。評価機能 4 7 8 のタスクの完了後、プログラム実行は 5 1 6 に戻り、続いて Data Readyフラグ 5 1 4 が false にセットさ

れ、ブロック518が実行される。ブロック512によってData Readyフラグ514がfalseであると判断された場合、ブロック516は迂回され、判断ブロック518が実行される。ブロック518で、Displayフラグ520がクロック機能ISR484によってtrueにセットされているかどうかを判断する。trueの場合、ブロック522が、速度機能ルーチン480を実行のために呼出し、そのタスクが完了した後、プログラム実行はブロック522に戻る。次にブロック522は、出力機能ルーチン482を実行のために呼出し、そのタスクが完了した後、プログラム実行はブロック522に戻り、次にブロック522はDisplayフラグ520をfalseにセットする。ブロック522の実行の完了後、またはブロック518によってDisplayフラグ520がfalseであると判断された場合、プログラム実行は判断ブロック506に戻り、プログラムフローが繰り返される。このようにして、フォアグラウンド機能476は連続的に実行される。

10

#### 【0072】

図25の流れ図を参照すると、タイマ0がその所定カウントをカウントし終わるたびに、すなわち100マイクロ秒ごとに、プログラム実行が割込みされ、クロック機能ISR484が実行のために呼び出される。ブロック526で、Get Dataフラグがtrueにセットされ、Displayカウンタ（これはプロセッサ88の指定レジスタであってもよい）が1カウントだけインクリメントされる。次に、ブロック528で、Displayカウンタのカウントが、時間増分を示す所要カウントに達したかどうかを判断する。例えば、Displayカウンタが100マイクロ秒ごとに1カウントずつインクリメントされ、所要の時間増分が250ミリ秒である場合、所要カウントは2500となる。したがって、Displayカウンタは、本実施形態では250ミリ秒の時間増分を設定するために使用される手段である。こうして、ブロック528によって判断される250ミリ秒ごとに、ブロック530がDisplayフラグをtrueにセットし、Displayカウンタをゼロにリセットする。その後、プログラム実行は割込みされたところまで戻り、クロック機能ISR484は、タイマ0からの次の内部割込みを待機してアイドル状態にとどまる。

20

#### 【0073】

図26の流れ図を参照すると、トリガ信号116が割込みポートINT0によって受信されるたびに、プログラム実行が割込みされ、トリガ機能ISR486が実行のために呼び出される。ブロック532で、1走査サイクルの周期を表すタイマ1内のカウントが読み出され、プロセッサ88の指定レジスタに格納され、タイマ1がゼロカウントにリセットされる。その後、プログラム実行はその割込みポイントから続行され、トリガ機能ISRは、次の外部割込み信号116を待機してアイドル状態にとどまる。図27の流れ図を参照すると、データワード転送が完了するたびに、シリアル機能ISR488が実行のために呼び出される。ブロック534で、ヒットのドップラー周波数を示すレジスタ490のデータワードおよびそのヒットの対応する走査円の角a1を示すタイマ1のカウントが読み出され、プロセッサ88の指定レジスタに格納され、Data Readyフラグがtrueにセットされる。その後、プログラム実行はその割込みポイントから続行され、シリアル機能ISRは、次の内部割込み信号の受信を待機してアイドル状態にとどまる。

30

#### 【0074】

以上説明した実施形態によれば、プロセッサ88は、100マイクロ秒ごとにDSP442に対してデータワードを要求し、その入力を行う。ヒットが最近の100マイクロ秒インターバル中に起きたかどうかは不明なので、現在の100マイクロ秒インターバルにDSP442から受信されるデータワードが前の100マイクロ秒インターバルに受信されたデータワードと同じかどうか、すなわち現在のインターバル中にヒットがないかどうかは分からない。したがって、現在のインターバル中に少なくとも1つのヒットが起きたことを示すための何らかの指示をプロセッサ88に提供しなければならない。本実施形態では、この指示は、データワードのビットのうちの「New Bit」という1ビットの形で提供され、これはデータワードが現在のインターバル中のヒットのドップラー周波数を表すことを示すために「1」にセットされる。これにより、DSP442からの各受信データワードを用いて、その評価が、評価機能478によって実行される。その流れ図を図28に

40

50

示す。

【0075】

図28の流れ図を参照すると、ブロック540で、受信データワードにおいてNew Bitが「1」にセットされているかどうかを判断する。「1」にセットされていない場合、評価機能ルーチン478のプログラム実行は中断され、実行はフォアグラウンドルーチン476のブロック516に戻る。「1」にセットされている場合、次にブロック542で、新しいデータワードが現在の評価期間の第1のヒットすなわちデータ点であるかどうかを判断する。その通りである場合、ブロック544で、第1のヒットすなわちデータ点のデータワード(ドップラー周波数)および角度位置が格納され、第1データ点に属するものとして指定される。また、ブロック544で、第2および第3のヒットのターゲット位置が、それらに対する許容領域とともに設定される。本実施形態では、第2および第3ヒットのターゲット位置は、第1データ点の位置に対してそれぞれ約120°および240°であってもよく、それぞれの許容領域は例えば±60°程度であってもよい。次に、ブロック546で、現在の評価期間に受信されたデータ点の個数を示すカウントを有する、プロセッサ88のデータ点カウンタが1だけインクリメントされる。そして、プログラム実行はブロック516に戻る。

10

【0076】

ブロック542で、最新のデータ点が第1データ点でない場合、ブロック548で、その角度位置が、最新ヒットに対応するタイマ1のカウントと、走査サイクルの周期を表すカウントとの比から決定される。第1データ点に続くデータ点の角度位置が、第1データ点の角度位置から減算される。次に、ブロック550で、角度位置の差が第2データ点のターゲットおよび許容領域、すなわち例えば120°±60°の範囲内にあるかどうかを判断する。その通りである場合、ブロック552で、データワード(ドップラー周波数)およびそれに対応する角度位置が格納され、第2データ点に属するものとして指定される。また、ブロック552で、許容ターゲットおよび許容領域を有するそれぞれの第2データ点が決定された後、許容領域が狭められる。例えば、最初の第2データ点の後に許容領域を±50°にセットし、2番目の第2データ点の後に許容領域を±40°にセットし、以下同様にして、もはや第2データ点が領域内に入らなくなるまで続けてもよい。この評価プロセスは、例えば120°のターゲットに最も近い第2データ点のみを3軸流速の決定で使用することを保証する。さらに、ブロック552で、第2データ点が処理に有効と認められたことを示すために、「Point 2 Valid」フラグがtrueにセットされる。第1データ点の後続のデータ点が、第2データ点のターゲットおよび許容領域内ないと判断された場合、ブロック554および556で、ブロック550および552と同じ処理が第3データ点に対して繰り返され、第1データ点に対して例えば240°の設定ターゲット角に最も近い許容領域内の第3データ点を確定する。ブロック552またはブロック556のいずれかの各実行後、ブロック546でデータ点カウンタが1だけインクリメントされ、その全カウントが、現在の評価期間(これは例えば250 msec程度であってもよい)について評価されたデータ点の総数を表すようにする。このようにして、各250 msec期間に処理されるすべてのデータ点から3個のデータ点が選択され、それらのそれぞれの角度位置は、走査円パターンに沿って120°ずつ離れた位置に最も近くなる。

20

30

40

【0077】

本実施形態で250 msecごとに実行される速度機能ルーチン480の例示的流れ図を図29に示す。図29を参照すると、ブロック560で、データ点カウンタを読み出し、先行する評価期間に少なくとも3個のデータ点が処理されたかどうかを判断する。処理された場合、ブロック562で、第2および第3データ点のValidフラグがtrueにセットされているかどうかを判断する。このtrueは、走査円の周りの相対的角度位置の所定の許容基準内に入る3個のデータ点、すなわち選択されたデータ点があることを示す。trueの場合、ブロック564で、選択された3個のデータ点のドップラー周波数(データワード)から3個の単一軸速度V1、V2およびV3を決定する。その後、ブロック566で、3軸流速測定値を、3個の単一軸速度V1、V2およびV3ならびにそれらのそれぞれの角

50

度位置  $a_1$ 、 $a_2$  および  $a_3$  ( $t$  は 3 個のすべてのデータ点について一定である) から、例えば図 20B の例示的な方程式に従って求める。ブロック 568 で、LIDAR の所定座標系を基準とする速度成分  $V_{sx}$ 、 $V_{sy}$  および  $V_{sz}$  を、LIDAR システムが搭載されている航空機の速度成分  $V_{ax}$ 、 $V_{ay}$  および  $V_{az}$  に変換してもよい。そして、ブロック 570 で、前述の計算で使用されたデータを何らかの方法で特徴づけてもよい。例えば、許容領域内のデータ点分布が良好とみなされる場合に、良好なデータにデータ有効性フラグをセットしてもよく、またデータレートを計算してもよい。最後に、フォアグラウンド機能ルーチンのブロック 522 に実行を戻す前に、ブロック 572 で、前の評価期間に評価機能ルーチン 478 によってセットされたすべてのフラグを、次の評価期間のためにリセットする。

10

**【0078】**

一方、ブロック 560 で、前の評価期間に 3 個より少ないデータ点が処理されたと判断された場合、ブロック 574 で、例えばデータ有効性を低データレートに設定し、そのデータレートを計算することによって、データ品質が特徴づけられる。また、ブロック 562 で、データ点分布の現在の許容基準に基づいて処理するための 3 個の有効なデータ点がないと判断された場合、ブロック 576 で、例えばデータ有効性を不良データ分布に設定し、そのデータレートを計算することによって、データが特徴づけられてもよい。ブロック 574 または 576 のいずれかの後、プログラム実行は、前述のようにフラグをリセットするためにブロック 572 に進む。

**【0079】**

プロセッサ 88 のプログラムされた処理を説明する際に使用するのに適した出力機能ルーチン 482 の例示的流れ図を図 30 に示す。このルーチン 482 もまた、速度機能ルーチン 480 が実行された後に、例えば 250 msec ごとに呼び出される。図 30 を参照すると、ブロック 480 で、データ有効性が低データレートに設定されたかどうかを判断し、その通りである場合、ブロック 582 で、ディスプレイ 154 の画面に表示するために、ある特定のメッセージテキストが選択される。例えば、ブロック 582 および 588 によって、Low Data Rate (低データレート) の指示を表示するテキストメッセージが生成され、ディスプレイに送られてもよい。また、ブロック 582 および 588 によって、低データレートを示すようにフォーマットされた信号が生成され、他の航空機アビオニクス機器へのインタフェースに提供されてもよい。同様に、ブロック 584 で、データ有効性が不良データ分布にセットされたと判断された場合、ブロック 586 および 588 によって、この条件を示すために、適当なテキストメッセージが生成され、ディスプレイへ送られ、他の航空機アビオニクス機器へ配信するためにフォーマットされてもよい。ブロック 580 およびブロック 584 のいずれの条件判断も true でないすなわち肯定でない場合、ブロック 587 および 588 が、3 軸流速測定値を示すテキスト出力すなわちメッセージを生成してディスプレイ画面に送るとともに、その速度測定値をフォーマットして、例えばプロセッサ 88 とインタフェースをとる信号線 (複数可) を通じてそれを他の航空機アビオニクス機器へ送る。ブロック 588 がそのタスクを完了した後、プログラム実行はフォアグラウンド機能ルーチン 476 のブロック 522 に戻る。

20

30

**【0080】**

LOAS 及び LIDAR 複合システムの実施形態について、図 15 のブロック図に関連して本明細書において上記で説明したが、言うまでもなく、例えばヘリコプターや UAV のような移動ビークル (輸送手段) に適用される場合の実用的観点から、図 31 の例示的ブロック図に示すように、共通光学要素 284 は、単一 LOAS 280 または LOAS 280 および LIDAR 282 の複合システムの光学要素から離れて位置する走査ヘッド 600 内に具現化されてもよい。図 15 および図 31 の実施形態間で共通の要素は同一参照番号を有する。図 31 の実施形態では、280 および 282 の光学要素は、ビークル内に配置されてしっかりと支持され、ビークルの環境から保護される。従来の光ファイバケーブルが光路 18 および 319 に使用され、図 15 の実施形態について前に説明した二色性フィルタ光学要素 320 に導かれて位置合わせされてもよい。もう 1 本の光ファイバケーブ

40

50

ルが、二色性フィルタ320から、共通光学要素284を含む走査ヘッド600への光路322を提供する。光路322の光ファイバケーブルは、走査ヘッド600に到達するためにピークル内で回り道をとってもよい。走査ヘッド600は、ピークルからビーム走査パターンを投射することができるように、ピークルの外面に搭載されてもよい。本明細書における以下の説明からさらに明らかになるように、本実施形態において複数の走査ヘッドを用いてもよい。

#### 【0081】

走査ヘッド600の好適な実施形態を図32の略図に示す。この走査ヘッドは、3本の軸602、604および606に沿って光ビーム走査パターンの動きを制御する。走査ヘッド600の上部608は、図21の略図に示されているような、例えばヘリコプターやUAVの前下部等のピークルの表面に搭載されてもよい。ビームスキャンが放出される際に通る走査ヘッド600のウインドウ(窓)領域610は、ピークルが航空機である場合、ピークルの移動方向すなわち航路を向く。光路322の光ファイバケーブルが、ピークルの外板の孔を通り、走査ヘッド600の上部608の開口部612を通過して走査ヘッド600に入る。本明細書において以下でさらに詳細に説明する走査ヘッド600内の光学要素により、経路322を通るビームが、軸606の周りに360°走査される。走査ヘッド600内の従来のモーターアセンブリ(図示せず)がその下部614の動きを、軸602の周りに±90°の範囲で、ピークルの航路に対して方位角方向に制御する。この動きは、上部608と下部614の間の継ぎ目616に沿って起こり、実質的に、図2の例に関連して説明したのとほとんど同様のらせん状パターンによるビーム走査パターンを投射する下部614とともに軸606を動かす。

#### 【0082】

窓領域610を含み部分614内にある走査ヘッド600のもう1つの部分618が部分614とともに方位角方向に動く。走査ヘッド600内に配置されたもう1つの従来のモーター(図示せず)が、ピークルの航路すなわち方向に対して、例えば仰角に関して+30°から-90°まで、軸604の周りに部分618の動きを制御する。この動きにより、軸606および走査パターンの仰角が部分618とともに動く。本実施形態では、部分618の窓領域610は、非使用時に環境からそれを保護するために、部分614の上方内部に移動するように制御されてもよい。上部608の領域620にある波形外板すなわち表面は、走査ヘッド600の動作中に走査ヘッド600から逃げる熱輸送を向上させるためのヒートシンクとして作用する。

#### 【0083】

走査ヘッド600内部の共通光学要素を例示する略図を図33に示す。図33を参照すると、光路322の光ファイバケーブルは、ビームエキスパンダ20の入力開口部の軸と位置合わせされる。エキスパンダ20を出たビームは、フォールドミラー325で反射され、光路324を通り、回転光学要素32に至ることが可能である。本実施形態では、回転光学要素32は回転光学ウエッジ要素622を備える。これは、軸606を中心としてその周りに回転し、その入力側に平坦面624を有するとともに、その出力側に所定角傾斜した面を有する。言うまでもないが、本発明の一般的原理から逸脱することなく、回転光学要素32として例えば透明液晶スキャナのような他の要素を使用してもよい。

#### 【0084】

経路324を伝わるビームは、軸606に沿って進み、ウエッジ要素622の入力側から出力側に通過する。光ビームは、ウエッジ要素622を通るその経路において屈折し、ウエッジ要素622の傾斜した出力面626から垂直に出る。この光ビームの屈折により、光ビームは、軸606と角628をなして窓領域610を通過するビーム36として走査ヘッド600を出る。したがって、ウエッジ光学要素622が軸606の周りに360°回転すると、ビーム36は走査ヘッド600から円錐状に投射され、走査パターン630を形成する。反射ビームは、本明細書において上記で説明したように、放出されたビームと同じ光路をたどる。窓領域610は、出て行くビーム36の走査パターンと実質的に干渉しないように、例えばガラスのような材料からなる透明で、平坦で、ゼロパワーの光学

要素を備えてもよい。本実施形態では、ウエッジ光学要素 6 2 2 および窓 6 1 0 は構造的に結合し、ともに方位角経路 6 3 2 および仰角経路 6 3 4 に沿って動き、光軸 6 0 6 をそれらとともに移動させる。このようにして、走査パターン 6 3 0 は、走査ヘッド 6 0 0 の部分 6 1 4 および 6 1 8 とともに方位角および仰角方向に動かされる。

#### 【 0 0 8 5 】

上記のように、本発明は、ピークル上の異なる位置に搭載された複数の走査ヘッドを含むように具現化されてもよい。用途によっては、走査ヘッドのうちのいくつかは、図 3 2 および図 3 3 の実施形態について説明したものより少ない光学要素およびより小さい走査角を利用してよい。一用途では、走査ヘッド 6 0 0 は、本明細書において上記で説明したようにヘリコプターまたは UAV の前下部に搭載されて、例えば航空機の前方および側方の物体および風条件を検出してもよく、第 2 の走査ヘッド 6 4 0 が、例えばヘリコプターのテール部分に搭載されて、航空機の後方および側方にある物体を検出してもよい。この用途を具現化するのに適したシステムを図 3 4 のブロック図に示す。この実施形態では、光スイッチ 6 4 2 が LOAS 2 8 0 の出力光路 6 4 4 に配置される。経路 6 4 4 は光ファイバケーブルで形成されてもよい。光スイッチ 6 4 2 は、経路 6 4 4 のビームを複数の光路のうちの 1 つへ指向させるために信号 6 4 6 によって制御されてもよい。例えば、光スイッチ 6 4 2 は、LOAS ビームを、経路 1 8 の光ファイバケーブルにより二色性フィルタ 3 2 0 へ、および本明細書において上記で図 3 1 に関連して説明したような走査ヘッド 6 0 0 へ指向させるように、またはビームを、光路 6 4 8 (これは光ファイバケーブルで形成されてもよい)によりテール(尾部)走査ヘッド 6 4 0 へ指向させるように、または

10

20

#### 【 0 0 8 6 】

高速光スイッチ 6 4 2 の好適な実施形態を図 3 5 の略図に示す。この実施形態では、フリップミラー要素 6 5 2 が、垂直ヒンジ 6 5 4 および 6 5 6 を用いて取り付けられてその周りの水平回転が制御されるとともに、水平ヒンジ 6 5 8 および 6 6 0 を用いて取り付けられてその周りの垂直回転が制御される。光スイッチは、所与の時間に光路 1 8、6 4 8、または 6 5 0 のうちの 1 つへビーム 6 4 4 を指向させるようにミラー要素 6 5 2 の動きを制御するために、ヒンジ取付台に結合した小型モーターを有するマイクロエレクトロメカニカルシステム(MEMS)技法を用いて基板上に作製されてもよい。したがって、ビーム 6 4 4 およびその戻りは、スイッチのモーターを位置決めする制御信号 6 4 6 で光スイッチを制御することによって、前記の経路の間で多重化され得る。言うまでもなく、図 3 5 の実施形態は単に光スイッチ 6 4 2 の例示的实施形態であり、全く同様にして他の実施形態を使用してもよい。例えば、経路 1 8、6 4 8 または 6 5 0 のうちの 1 つに沿ってビームおよびその反射が通過できるように実質的に透明な部分と、ビームおよびその反射をこれらの経路のうちの別の 1 つに沿って反射させるための反射コーティングを有する部分とを有する回転円板を、制御信号 6 4 6 により制御されるモーターによって位置決めし、ビーム 6 4 4 およびその反射をその通過または反射によって指定光路に指向してもよい。

30

#### 【 0 0 8 7 】

図 3 6 の概略ブロック図に示すさらにもう 1 つの実施形態では、複数の走査ヘッドがピークル上の種々の位置に搭載され、走査ヘッド位置の周囲の所定領域で物体を検出し風条件を決定することができる。例えば、1 つの走査ヘッド 6 6 2 が、航空機の一方向の翼またはピークルの側面に配置され、もう 1 つの走査ヘッド 6 6 4 が他方の翼または側面に配置されてもよい。ピークルの方向ベクトルに対して右翼または右側に搭載され得る走査ヘッド 6 6 2 は、ピークルの前方右側領域をカバーするように、方位角方向に 0 ° から + 9 0 ° まで(0 ° はピークルの方向ベクトルである)走査するように調整されてもよい。同様に、ピークルの方向ベクトルに対して左翼または左側に搭載され得る走査ヘッド 6 6 4 は、ピークルの前方左側領域をカバーするように、方位角方向に 0 ° から - 9 0 ° まで走査するように調整されてもよい。他の走査ヘッドを、例えば航空機のテールまたはピークルの

40

50

後部のような他の位置に搭載してもよい。すべてのこのような走査ヘッドが、単一の L O A S または L O A S 2 8 0 および L I D A R 2 8 2 の複合システムによって処理される。このため、高速光スイッチ 6 6 6 が利用され、単一または複合システムの放出ビームおよびその反射を、走査ヘッド 6 6 2、6 6 4 等のそれぞれとの間の光路 6 6 8、6 7 0 および 6 7 2 にわたり多重化するように制御される。本実施形態では、スイッチ 6 6 6 は、二色性フィルタ 3 2 0 を出る L O A S および / または L I D A R ビームの光路の線上に配置されてもよく、また、本明細書において上記で説明した図 3 5 の実施形態で用いられるタイプの光スイッチと同一または類似であってもよい。

【0088】

以上、本明細書において、さまざまな実施形態に関連して本発明の態様を説明したが、言うまでもなく、これらの実施形態は単に例示として提供されたものであり、本発明をいかなる方法、形状または形式に限定するものではなく、本発明およびそのすべての発明態様は、特許請求の範囲の記載に従って解釈されるべきものである。

10

【図面の簡単な説明】

【0089】

【図 1】本発明の少なくとも一態様を具現化するのに適した広視野走査レーザー障害物認識システム ( L O A S ) の概略ブロック図である。

【図 2】図 1 の L O A S 実施形態から発生される例示的走査パターンのグラフである。

【図 3】図 1 の実施形態での使用に適した光ビーム走査パターン発生器 / 受信器の概略ブロック図である。

20

【図 4】図 1 の L O A S 実施形態が動作し得る例示的環境の図である。

【図 5 A】図 1 の L O A S 実施形態の信号処理を例示する時間グラフである。

【図 5 B】図 1 の L O A S 実施形態の信号処理を例示する時間グラフである。

【図 6】図 1 の L O A S 実施形態での使用に適したプロセッサの例示的なプログラムされた動作を説明するフローチャートである。

【図 7 A】図 1 の実施形態での使用に適した撮動ミラーの例示的なディザ動作を示す略図である。

【図 7 B】図 1 の実施形態での使用に適した撮動ミラーの例示的なディザ動作を示す略図である。

【図 8 A】空間に投射されたイメージに対する撮動ミラーの所定角傾斜の効果を示す略図である。

30

【図 8 B】空間に投射されたイメージに対する撮動ミラーの所定角傾斜の効果を示す略図である。

【図 9】さまざまなビーム走査パターンを生じる図 1 の実施形態での使用に適した 2 個の回転作動式光学要素の略図である。

【図 10 A】図 9 の実施形態の回転作動式光学要素により生じ得る例示的なビーム走査パターンの図である。

【図 10 B】図 9 の実施形態の回転作動式光学要素により生じ得る例示的なビーム走査パターンの図である。

【図 10 C】図 9 の実施形態の回転作動式光学要素により生じ得る例示的なビーム走査パターンの図である。

40

【図 11】図 3 の実施形態での使用に適した光インジケータディスプレイの略図である。

【図 12】別法として、図 3 の実施形態での使用に適した多機能ビデオディスプレイ ( M F D ) の例示的画面の略図である。

【図 13 A】例として示される航路の付近および航路中の障害物に接近中の航空機の時間経過における ( タイムスライスごとの ) 平面図である。

【図 13 B】例として示される航路の付近および航路中の障害物に接近中の航空機の時間経過における ( タイムスライスごとの ) 平面図である。

【図 13 C】例として示される航路の付近および航路中の障害物に接近中の航空機の時間経過における ( タイムスライスごとの ) 平面図である。

50

【図13D】例として示される航路の付近および航路中の障害物に接近中の航空機の時間経過における（タイムスライスごとの）平面図である。

【図13E】例として示される航路の付近および航路中の障害物に接近中の航空機の時間経過における（タイムスライスごとの）平面図である。

【図14A】図13Aのタイムスライスの例示的MFD画面ディスプレイの図である。

【図14B】図13Bのタイムスライスの例示的MFD画面ディスプレイの図である。

【図14C】図13Cのタイムスライスの例示的MFD画面ディスプレイの図である。

【図14D】図13Dのタイムスライスの例示的MFD画面ディスプレイの図である。

【図14E】図13Eのタイムスライスの例示的MFD画面ディスプレイの図である。

【図15】本発明のもう一つの態様を具現化するのに適したLOAS及びLIDAR複合システムの概略ブロック図である。 10

【図16】異なる所定の走査パターンで複合システムから2本のビームを指向させるための、図15の実施形態での使用に適した回転作動式光学要素の略図である。

【図17】本発明のもう一つの態様を具現化するのに適したLIDARシステムの光学要素のブロック配置の略図である。

【図18】LIDARシステムの光学要素の代替ブロック配置の略図である。

【図19】本発明のさらにもう一つの態様を具現化するのに適した3軸流速を決定するLIDARシステムの概略ブロック図である。

【図20】図19の実施形態による3軸流速決定に関与する処理を例として機能的に示す。 20

【図20A】図19の実施形態による3軸流速決定に関与する処理を例として機能的に示す。

【図20B】図19の実施形態による3軸流速決定に関与する処理を例として機能的に示す。

【図21】航空機に搭載される本発明の実施形態をその固有の座標とともに示す図である。

【図21A】ある座標系から別の座標系へ3軸流速を変換する際の使用に適した3個の方程式のセットを示す。

【図22】3軸流速測定値を求めるためにプロセッサをプログラムする際に使用される例示的なプログラム編成である。 30

【図23】図22のプログラム編成での使用に適したメインプログラムの例示的なソフトウェア流れ図である。

【図24】図22のプログラム編成での使用に適したフォアグラウンド機能ルーチンの例示的なソフトウェア流れ図である。

【図25】図22のプログラム編成での使用に適したクロック機能割込みサービスルーチン（ISR）の例示的なソフトウェア流れ図である。

【図26】図22のプログラム編成での使用に適したトリガー機能ISRの例示的なソフトウェア流れ図である。

【図27】図22のプログラム編成での使用に適したシリアル機能ISRの例示的なソフトウェア流れ図である。 40

【図28】図22のプログラム編成での使用に適した評価機能ルーチンの例示的なソフトウェア流れ図である。

【図29】図22のプログラム編成での使用に適した速度機能ルーチンの例示的なソフトウェア流れ図である。

【図30】図22のプログラム編成での使用に適した出力機能ルーチンの例示的なソフトウェア流れ図である。

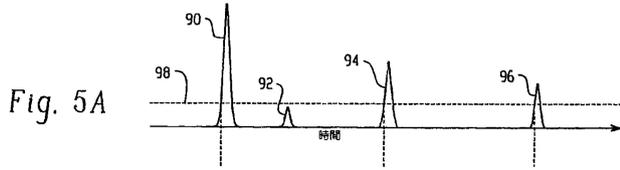
【図31】走査光学要素が本発明のもう一つの態様による走査ヘッドに具現化されたLOAS及びLIDAR複合システムの概略ブロック図である。

【図32】図31の実施形態での使用に適した走査ヘッドの実施形態の略図である。

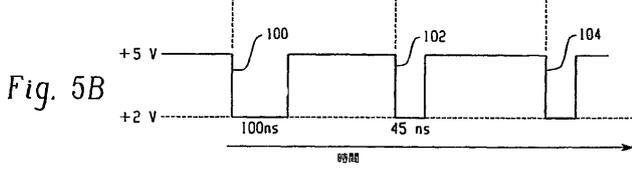
【図33】図32の走査ヘッド実施形態に配置される走査光学要素の図である。 50



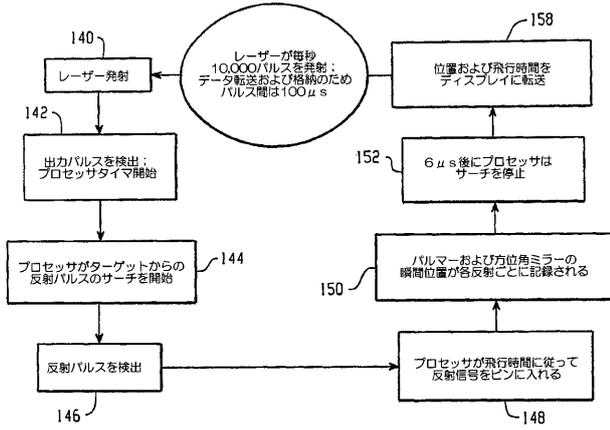
【 図 5 A 】



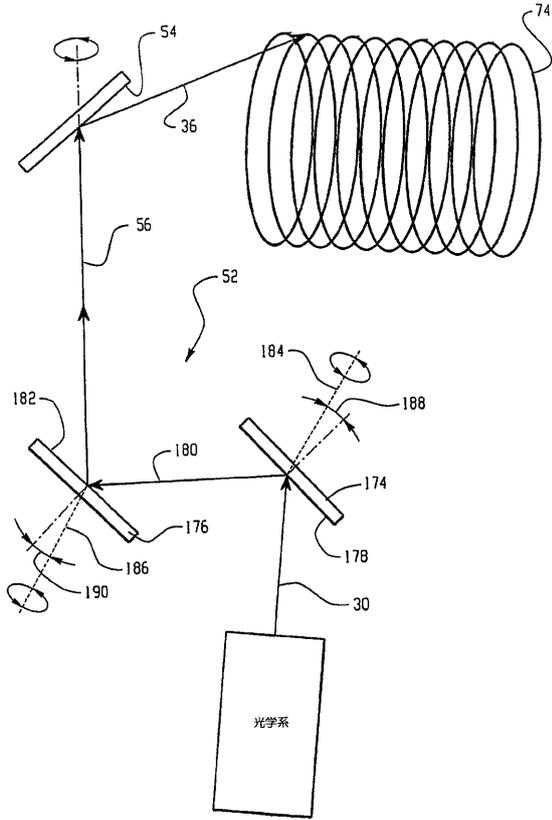
【 図 5 B 】



【 図 6 】



【 図 9 】



【 図 10 A 】

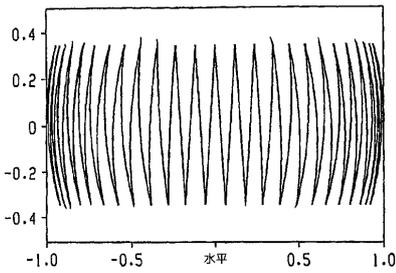


Fig. 10A

【 図 10 C 】

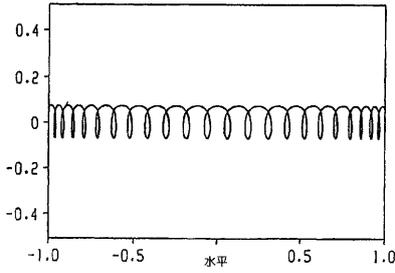


Fig. 10C

【 図 10 B 】

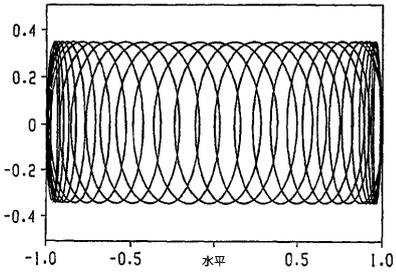
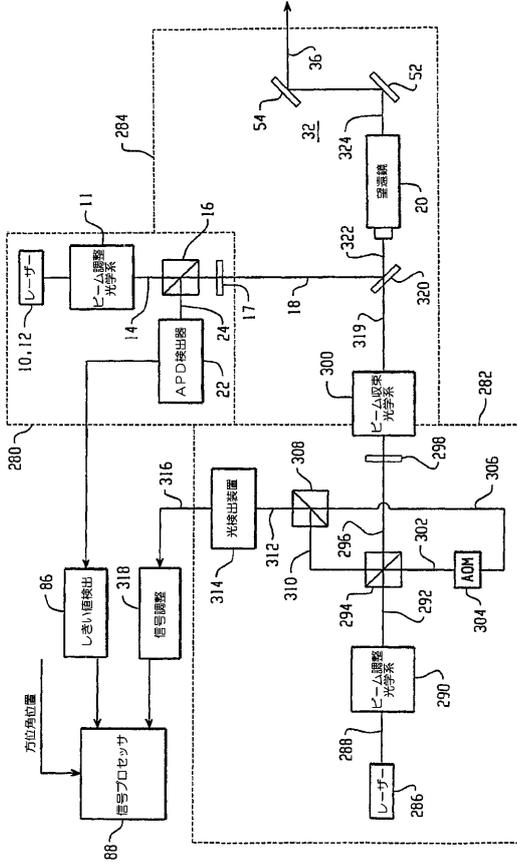
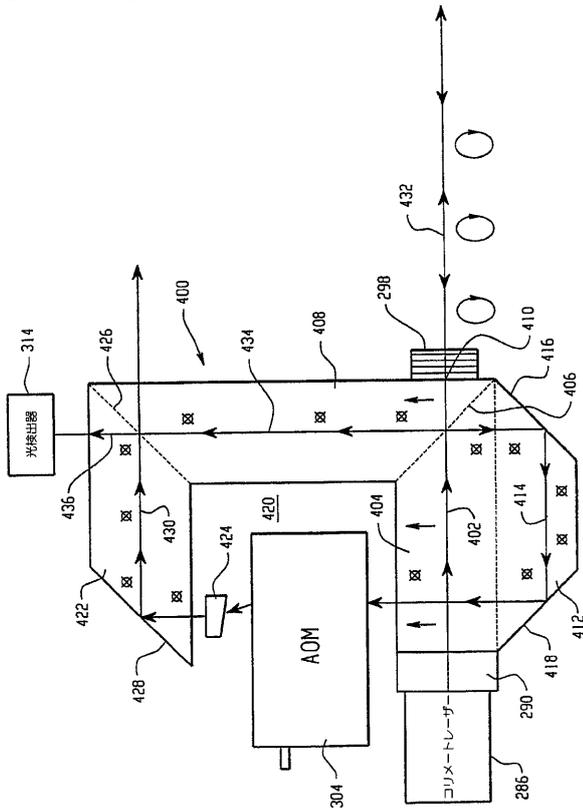


Fig. 10B

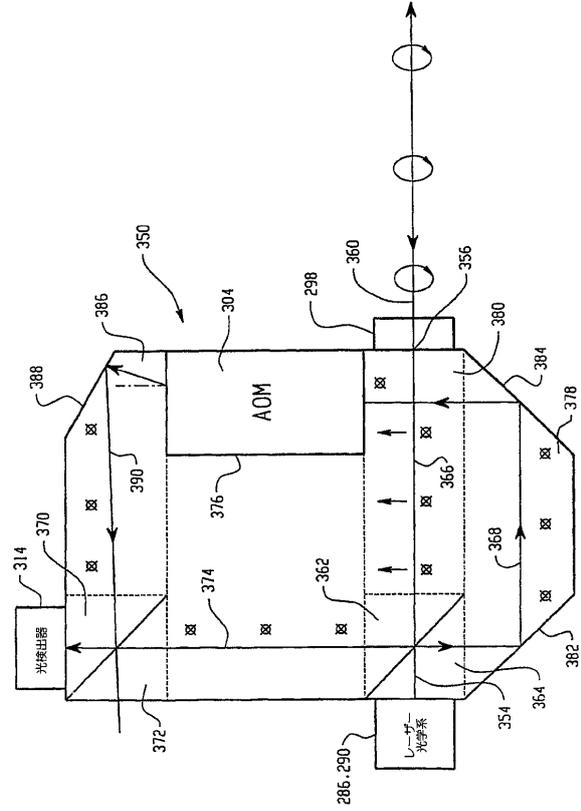
【図 15】



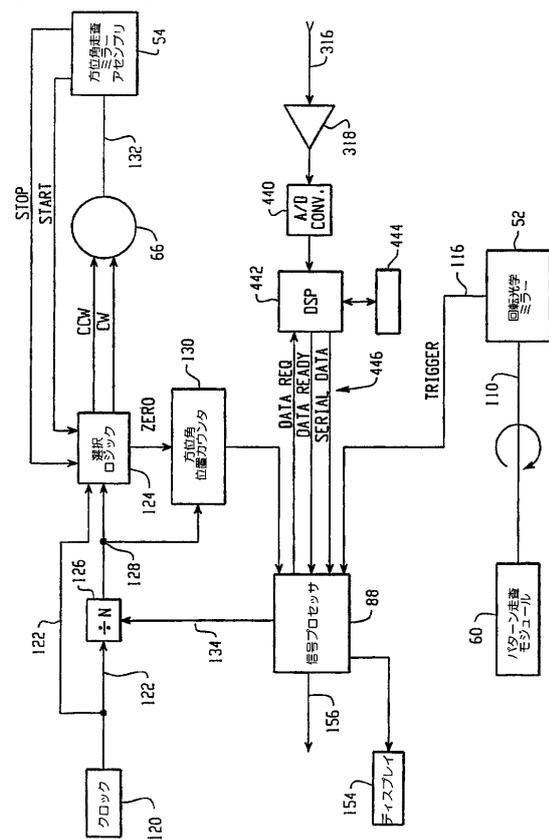
【図 18】



【図 17】



【図 19】



【図20】

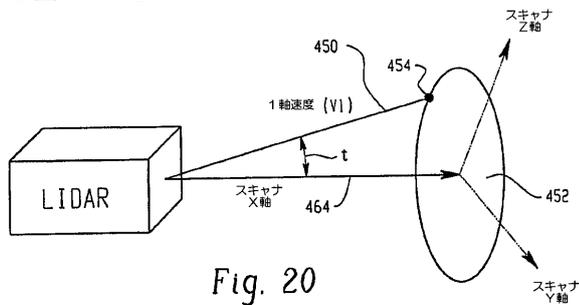


Fig. 20

【図20A】

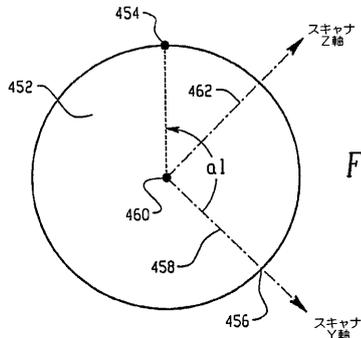
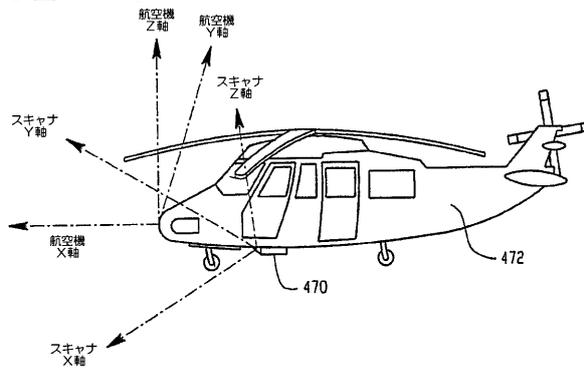
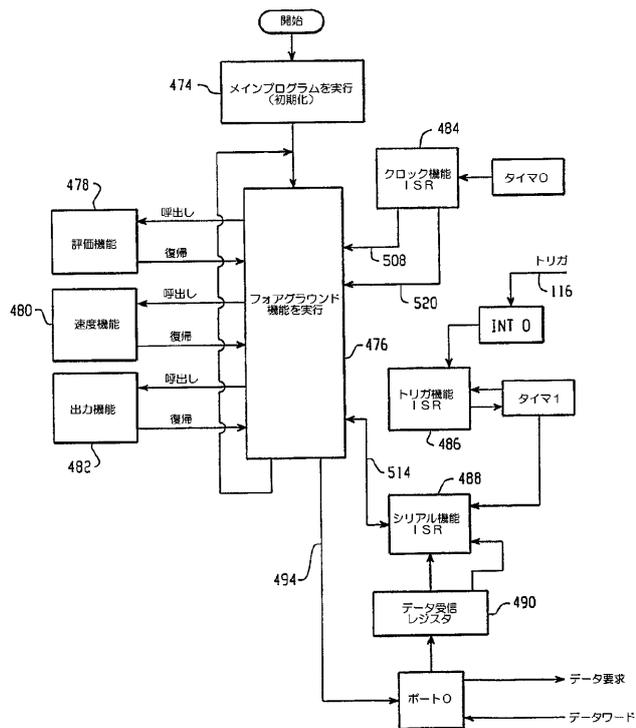


Fig. 20A

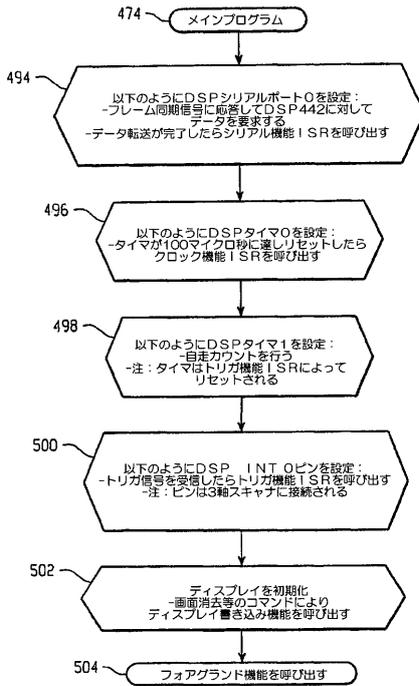
【図21】



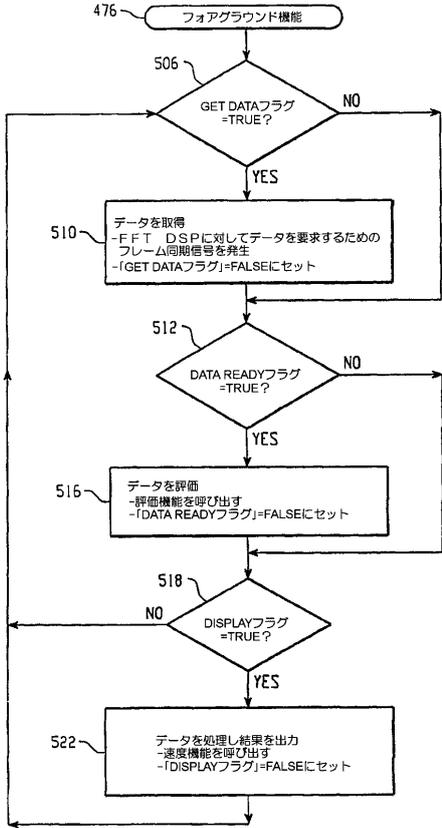
【図22】



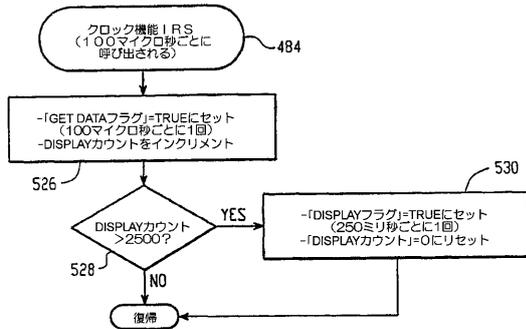
【図23】



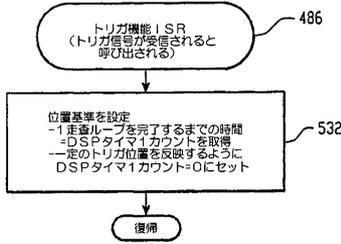
【図24】



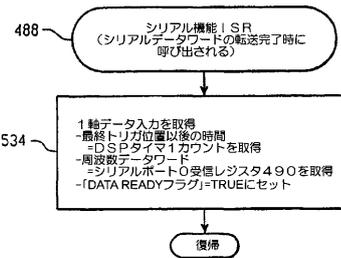
【図25】



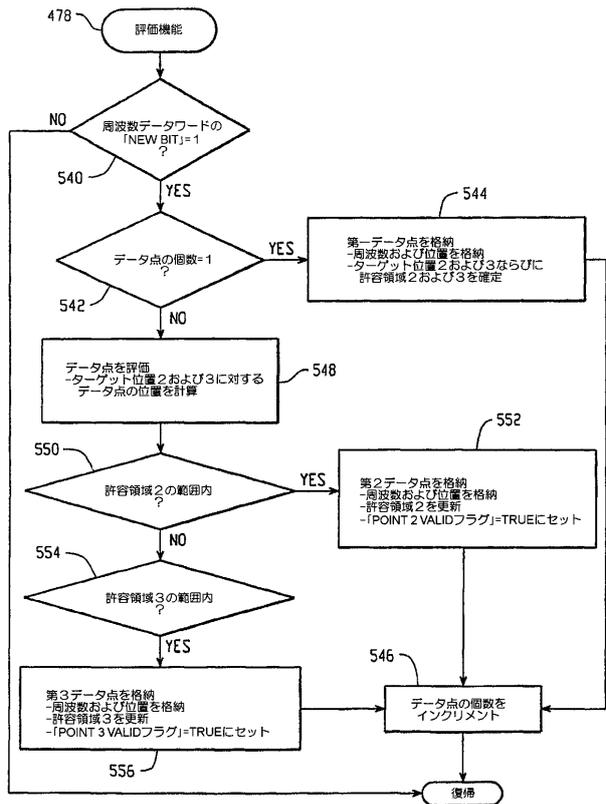
【図26】



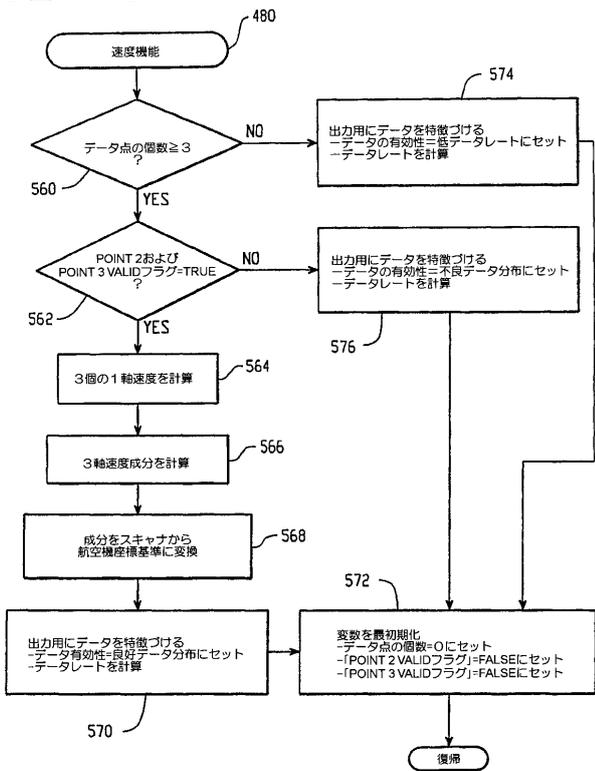
【図27】



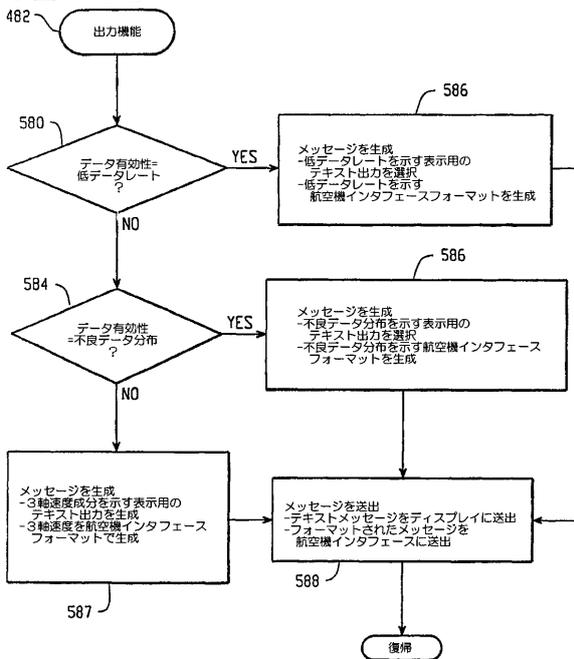
【図28】



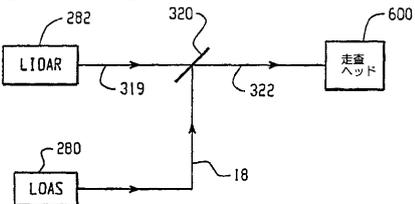
【 図 2 9 】



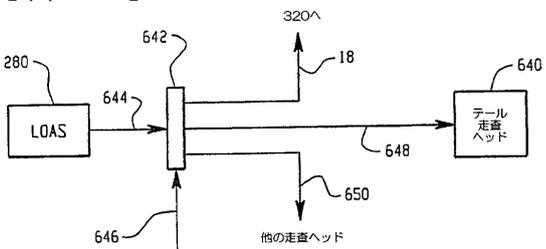
【 図 3 0 】



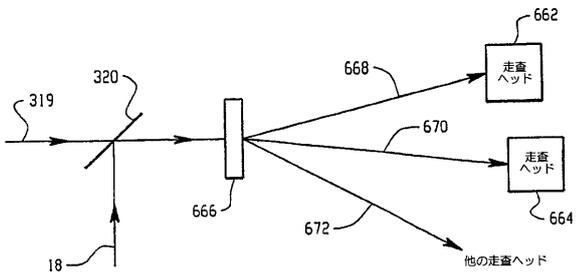
【 図 3 1 】



【 図 3 4 】



【 図 3 6 】



【国際公開パンフレット】

(12) INTERNATIONAL APPLICATION PUBLISHED UNDER THE PATENT COOPERATION TREATY (PCT)

(19) World Intellectual Property Organization  
International Bureau



(43) International Publication Date  
13 March 2003 (13.03.2003)

PCT

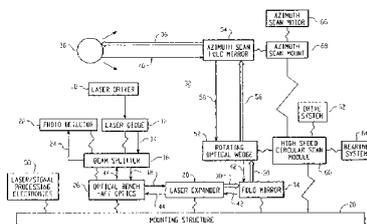
(10) International Publication Number  
WO 03/021285 A2

- (51) International Patent Classification: G01S (US). MENEELY, Clinton, T.; Bldg. 1540, Apt. 14, Thomas Lake Point Road, Eagan, MN 55122 (US).
- (21) International Application Number: PCT/US02/22894
- (22) International Filing Date: 18 July 2002 (18.07.2002) (74) Agent: ZITELLI, William, E.; Calfee, Haller & Griswold L.P. 1400 McDonald Investment Center, 800 Superior Avenue, Cleveland, OH 44114 (US).
- (25) Filing Language: English (81) Designated States (national): AU, IL, JP.
- (26) Publication Language: English (84) Designated States (regional): European patent (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE, SK, TR).
- (30) Priority Data: 09/946,048 4 September 2001 (04.09.2001) US
- (71) Applicant: ROSEMOUNT AEROSPACE, INC. Published: [US/US]; 14300 Judicial Road, Burnsville, MN 55306-4898 (US) without international search report and to be republished upon receipt of that report

(72) Inventors: JAMIESON, James, R.; 8339 Carriage Hill Alceva, Savage, MN 55378 (US). RAY, Mark, D.; Box 215, 1619 W. County Road 42, Burnsville, MN 55306

*For two-letter codes and other abbreviations, refer to the "Guidance Notes on Codes and Abbreviations" appearing at the beginning of each regular issue of the PCT Gazette.*

(54) Title: SYSTEM AND METHOD OF MEASURING FLOW VELOCITY IN THREE AXES



(57) Abstract: A LIDAR system for measuring flow velocity in three axes comprises: a LIDAR arrangement of optical elements for generating a coherent beam of light and directing the coherent beam of light by at least one rotationally operated optical element from the system with a predetermined pattern; the at least one rotationally operated optical element also for receiving reflections from particles along the predetermined pattern and directing the beam reflections to a light detector which converts the beam reflections into representative electrical signals; and a processor for detecting bursts from the electrical signals which are representative of light beam reflections from at least one particle substantially at a corresponding position along the predetermined pattern, and for computing a Doppler frequency for each of a selected plurality of detected bursts from the signal content thereof. The processor also capable of associating the selected plurality of detected bursts with their corresponding positions along the predetermined pattern and for computing a three axis flow velocity measurement from at least three of the selected plurality of computed Doppler frequencies and their corresponding positions along the predetermined pattern. A method of measuring flow velocity in three axes is further disclosed.



WO 03/021285 A2

WO 03/021285

PCT/US02/22894

**SYSTEM AND METHOD OF MEASURING FLOW VELOCITY IN THREE AXES****CROSS REFERENCE TO RELATED APPLICATIONS**

[0001] The following patent applications include a specification and drawings common to the instant application:

[0002] U. S. Patent Application No. \_\_\_\_\_ (Docket No. 21220/04073); entitled "Wide Field Scanning Laser Obstacle Awareness System"; and

[0003] U.S. Patent Application No. \_\_\_\_\_ (Docket No. 21220/04065); entitled "Combined LOAS and LIDAR System",

[0004] both of which being filed on even date with and assigned to the same assignee as the instant application.

**BACKGROUND OF THE INVENTION**

[0005] The present invention is directed to the measurement of flow velocity, in general, and more specifically to a LIDAR system and method of measuring flow velocity in three axes.

[0006] A common flight hazard of any aircraft operating near the Earth is the potential for collision with ground structures and obstacles. Helicopters, in particular, and now new classes of aircraft known as unmanned air vehicles (UAVs), often operate less than five hundred feet above ground level (AGL). In this environment, it is not uncommon for these aircraft to collide with electrical power lines, support wires for radio towers, or various structures and obstacles. These collisions typically result in loss of life, significant aircraft damage, damage to the structures or obstacles themselves, subsequent loss of power distribution on the electrical grid, and danger to persons and property on the ground. Aircraft, such as helicopters and UAVs, for example, typically operate in these low altitudes for take-off and landing, various low-level military maneuvers, and commercial applications, such as electrical utility inspection or emergency rescue missions.

[0007] Inspecting electrical power lines from an aircraft requires flying close to the Earth along high tension power lines and support structures looking for damaged equipment. Use of helicopters permit electric utility inspection crews to cover a large area of the power grids over a short period of time. Other helicopter applications which require low flying flight profiles include emergency and rescue missions, medical emergencies, border surveillance, and supply of floating

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
oil platforms, for example. Likewise, UAV applications require autonomous control for surveillance, take-off, landing and delivery of munitions. In all of these applications, the flight crew and aircraft are at risk of colliding with obstacles like power lines, cables, towers, and other similar support structures. The risk becomes even greater with poor visibility and flights over unknown terrain. Depending on the type of aircraft canopy, the lighting, and the environmental conditions, many obstacles may become effectively invisible to the pilot and crew due to background clutter even under daylight conditions. Also, because of the narrow field of view offered the pilot by the aircraft, some obstacles may not be seen until it is too late for avoidance. Surprisingly, the highest accident rates are typically associated with clear conditions which indicates that during reduced states of pilot situational awareness, identification of hazardous ground obstacles may occur less regularly.

[0008] Some helicopters are equipped with structural wire strike protection kits which are fitted on the front end of the aircraft and intended to force a wire in the path of the aircraft to slide over the top or under the bottom of the aircraft. However, for this device to be effective, a contacted wire must slide across the canopy and into the wire cutters. When this occurs, the wire is likely to be severed by the wire cutter (provided it meets certain size and strength envelopes), freeing the aircraft from the hazards. It is not uncommon for electrical utility companies to identify cut wires but have no report of a wire strike accident. In some cases this indicates the flight crew did not know they hit a wire, much less cut it, or are reluctant to report the incident. However, if the wire does not slide across the canopy, and impacts other areas of the helicopter such as the rotors or landing skids, the wire cannot be severed by the wire strike protection system. As tension builds in the wire due to the forward motion, damage to the aircraft ensues with penetration into the canopy and flight crew, damage to the main rotor resulting in an imbalance, or loss of tail rotor control. In all these cases, the flight crew is in immediate life threatening danger. Depending upon the degree of interaction, fatalities can be attributed to the high-g accelerations of the rotor imbalance, blunt force trauma due to subsequent impact with the ground/aircraft, or harmful interactions with the wire resulting in significant lacerations or electrocution. Accordingly, due to the many low-level flying applications and the increasing risks posed thereby, obstacle avoidance warning systems for these aircraft have become of paramount importance for the safety of the pilot and crew of the aircraft. These devices are intended to warn the flight crew in advance of the collision with the obstacle, so that they (or an automated flight control system) can take evasive action prior to collision.

WO 03/021285

PCT/US02/22894

[0009] Amphitech International of Montreal, Canada, has developed a radar based obstacle awareness system named OASYS which was presented at the Quebec HeliExpo 2001. While it is proposed that OASYS can detect small obstacles, such as power lines, for example, up to two kilometers away even in adverse weather conditions, it is a rather heavy, bulky and costly unit, which may render it prohibitive for small aircraft usage.

[0010] Another obstacle awareness warning system is being developed by Dornier GmbH, in its Defense and Civil Systems Business Unit of Friedrichshafen, Germany under the tradename of HELLAS (Helicopter Laser Radar). In this unit, a laser beam is sequentially scanned through a line series of approximately one hundred optic fibers to create a raster line scan which is projected from the system. The line scan is steered vertically by a pivoted, oscillating mirror. The field-of-view is approximately plus and minus 32 degrees in azimuth and elevation with respect to a line of sight of the system. While Dornier promotes HELLAS as being an effective obstacle detection unit, it remains a relatively narrow field of view device that is rather complex and costly. In addition, the large number of optic fibers required for effective obstacle detection resolution, appears to render the device difficult to repeatedly align which may lead to manufacturing difficulties.

[0011] Another problem encountered in these low-level flight profile aircraft applications is the wind or air flow conditions surrounding the aircraft while it is carrying out its tasks. In some cases, an aircraft may encounter substantially different air-flow conditions from side to side. For example, when flying in a canyon, the aircraft may have a mountain wall on one side and open spaces on the other. Landing on the flight deck of an aircraft carrier poses similar risks. Such uneven air flow conditions may have an adverse affect on the responsiveness of the aircraft to the avoidance of detected obstacles.

[0012] Accordingly, it is desirable to have a wide field scanning laser based obstacle awareness system which is simpler in design and less costly than its predecessors to render it an economically attractive safety system for low-level flight profile aircraft. Combining air flow and obstacle measurements in a common system would provide the knowledge of air conditions surrounding the aircraft when an obstacle is detected in its flight path allowing a pilot to make his avoidance decisions based on such air data information. An enhanced situational awareness display would augment the peripheral vision of the flight crew to potential collision obstacles. The present invention is intended to provide for these desirable features in a laser based obstacle awareness system as will become more evident from the description thereof found herein below.

WO 03/021285

PCT/US02/22894

**SUMMARY OF THE INVENTION**

[0013] In accordance with one aspect of the present invention, a light detection and ranging (LIDAR) system for measuring flow velocity in three axes comprises: a LIDAR arrangement of optical elements for generating a coherent beam of light and directing said coherent beam of light substantially on a first optical path incident on at least one rotationally operated optical element which directs said coherent beam of light from said system along a second optical path of a predetermined pattern, the at least one rotationally operated optical element also for receiving reflections of the coherent beam of light from particles along the predetermined pattern and directing the beam reflections to the LIDAR arrangement of optical elements; the LIDAR arrangement of optical elements for directing the beam reflections to a light detector which converts the beam reflections into representative electrical signals; and processing means coupled to the light detector for detecting electrical signal bursts from the electrical signals, each signal burst being representative of light beam reflections from at least one particle substantially at a corresponding position along the predetermined pattern, and for computing a Doppler frequency for each of a selected plurality of detected electrical signal bursts from the signal content thereof, the processing means for associating the selected plurality of detected electrical signal bursts with their corresponding positions along the predetermined pattern and for computing a three axis flow velocity measurement from at least three of the selected plurality of computed Doppler frequencies and their corresponding positions along the predetermined pattern.

[0014] In accordance with another aspect of the present invention, a method of measuring flow velocity in three axes comprises the steps of: generating a coherent beam of light and directing the coherent beam of light into space substantially along an optical path of a predetermined pattern; receiving reflections of the coherent beam of light from particles in space along the predetermined pattern; converting the light beam reflections into representative electrical signals; detecting electrical signal bursts from the electrical signals, each signal burst being representative of light beam reflections from at least one particle substantially at a corresponding position along the predetermined pattern; computing a Doppler frequency for each of a selected plurality of detected electrical signal bursts from the signal content thereof, associating the selected plurality of detected electrical signal bursts with their corresponding positions along the predetermined path; and computing a three axis flow velocity measurement from at least three of the selected plurality of computed Doppler frequencies and their corresponding positions along the predetermined path.

**BRIEF DESCRIPTION OF THE DRAWINGS**

WO 03/021285

PCT/US02/22894

[0015] Figure 1 is a block diagram schematic of a wide field scanning laser obstacle awareness system (LOAS) suitable for embodying at least one aspect of the present invention.

[0016] Figure 2 is a graph of an exemplary scan pattern generated from the LOAS embodiment of Figure 1.

[0017] Figure 3 is a block diagram schematic of a light beam scan pattern generator/receiver suitable for use in the embodiment of Figure 1.

[0018] Figure 4 is an illustration of an exemplary environment in which the LOAS embodiment of Figure 1 may operate.

[0019] Figures 5A and 5B are time graphs exemplifying the signal processing of the LOAS embodiment of Figure 1.

[0020] Figure 6 is a flowchart illustrating an exemplary programmed operation of a processor suitable for use in the LOAS embodiment of Figure 1.

[0021] Figures 7A and 7B are sketches illustrating an exemplary dithering operation of a perturbation mirror suitable for use in the embodiment of Figure 1.

[0022] Figures 8A and 8B are sketches illustrating the effects of a predetermined angle tilt of the perturbation mirror on an image projected in space.

[0023] Figure 9 is a sketch of two rotationally operative optical elements suitable for use in embodiment of Figure 1 for effecting a variety of beam scan patterns.

[0024] Figures 10A-10C are illustrations of exemplary beam scan patterns that may be effected by the rotationally operative optical elements of the embodiment of Figure 9.

[0025] Figure 11 is a sketch of a light indicator display suitable for use in the embodiment of Figure 3.

[0026] Figure 12 is a sketch of an exemplary screen of a multi-function video display (MFD) alternately suitable for use in the embodiment of Figure 3.

[0027] Figures 13A-13E are plan view illustrations in time progression (time slices) of an aircraft approaching obstacles near and in its flight path shown by way of example.

WO 03/021285

PCT/US02/22894

[0028] Figures 14A-14E are illustrations of exemplary MFD screen displays of the time slices of Figures 13A-13E, respectively.

[0029] Figure 15 is a block diagram schematic of a combined LOAS and LIDAR system suitable for embodying another aspect of the present invention.

[0030] Figure 16 is a sketch of a rotationally operative optical element suitable for use in the embodiment of Figure 15 for directing two beams from the combined system with different predetermined scan patterns.

[0031] Figure 17 is a sketch of a block arrangement of optical elements of a LIDAR system suitable for embodying another aspect of the present invention.

[0032] Figure 18 is a sketch of an alternate block arrangement of optical elements of a LIDAR system.

[0033] Figure 19 is a block diagram schematic of a LIDAR system for determining 3-axis flow velocity suitable for embodying yet another aspect of the present invention.

[0034] Figures 20, 20A and 20B illustrate functionally by way of example the processing involved in determining the 3-axis flow velocity by the embodiment of Figure 19.

[0035] Figure 21 is an illustration of an embodiment of the present invention mounted to an aircraft with its own coordinates.

[0036] Figure 21A depicts a set of three equations suitable for use in transforming a 3-axis flow velocity from one coordinate system to another.

[0037] Figure 22 is an exemplary program organization for use in programming a processor for determining a 3-axis flow velocity measurement.

[0038] Figure 23 is an exemplary software flow diagram of a main program suitable for use in the program organization of Figure 22.

[0039] Figure 24 is an exemplary software flow diagram of a foreground function routine suitable for use in the program organization of Figure 22.

[0040] Figure 25 is an exemplary software flow diagram of a clock function interrupt service routine (ISR) suitable for use in the program organization of Figure 22.

WO 03/021285

PCT/US02/22894

[0041] Figure 26 is an exemplary software flow diagram of a trigger function ISR suitable for use in the program organization of Figure 22.

[0042] Figure 27 is an exemplary software flow diagram of a serial function ISR suitable for use in the program organization of Figure 22.

[0043] Figure 28 is an exemplary software flow diagram of an evaluate function routine suitable for use in the program organization of Figure 22.

[0044] Figure 29 is an exemplary software flow diagram of a velocity function routine suitable for use in the program organization of Figure 22.

[0045] Figure 30 is an exemplary software flow diagram of an output function routine suitable for use in the program organization of Figure 22.

[0046] Figure 31 is a block diagram schematic of a combined LOAS and LIDAR system wherein the scan optical elements are embodied in a scan head in accordance with another aspect of the present invention.

[0047] Figure 32 is a sketch of an embodiment of a scan head suitable for use in the embodiment of Figure 31.

[0048] Figure 33 is an illustration of the scan optical elements disposed in the scan head embodiment of Figure 32.

[0049] Figure 34 is an illustration of a LOAS embodying multiple scan heads in accordance with another aspect of the present invention..

[0050] Figure 35 is an illustration of an exemplary optical switch suitable for use in the embodiment of Figure 34.

[0051] Figure 36 is an illustration of a combined LOAS and LIDAR system embodying multiple scan heads in accordance with another aspect of the present invention.

#### DETAILED DESCRIPTION OF THE INVENTION

[0052] Figure 1 is a block diagram schematic of a wide field scanning laser obstacle awareness system (LOAS) suitable for embodying at least one aspect of the present invention. Referring to Figure 1, a light source for generating a pulsed beam of light is comprised of a laser driver circuit

WO 03/021285

PCT/US02/22894

10 and a laser source 12 which is driven by the circuit 10. In the present embodiment, the laser source 12 comprises a micro chip laser diode which may be of the type manufactured by Nanolase bearing model number NP-10320-100, for example. The laser source 12 is driven by the circuit 10 to emit a pulsed light beam with a pulse width of approximately one to two nanoseconds (1-2 nsec.) or longer, and at a pulse repetition rate on the order of ten kilohertz (10 kHz) or more. The light beam of the present embodiment is generated with a diameter of approximately three hundred micrometers (300 microns), with a wavelength of fifteen hundred and fifty nanometers (1550 nm) or one thousand sixty four nanometers (1064 nm), for example, and in a state of linear polarization. The laser source 12 may include beam conditioning optics (not shown) for collimating and enlarging the laser beam diameter from 300 microns to three millimeters (3 mm).

**[0053]** The pulsed laser beam of light is guided over an optical path 14 to a polarizing beam splitter optical element 16 which passes most of the pulsed beam 14 along an optical path 18 to the input of a laser beam expander 20. A small amount of the pulsed beam 14 is reflected by the beam splitter 16 to a light detector 22 along an optical path 24 to act as a transmission time synchronization pulse as will become more evident from the further description found herein below. In the present embodiment, the light detector 22 comprises an avalanche photodiode (APD) which may be of the type manufactured by Analog Modules bearing model number 756, for example, and may include a variable gain circuit for increasing sensitivity to pulses of small amplitude. In addition, the beam splitter 16 may include a quarter wavelength ( $\lambda/4$ ) plate at the output thereof which converts the linearly polarized beam passed by the beam splitter 16 to a circularly polarized beam which is passed along optical path 18 to the beam expander 20.

**[0054]** In the present embodiment, the circuit 10, laser source 12, light detector 22 and beam splitter 16 are all mounted on an optical bench 26 in a proper alignment to create the optical paths 14, 18 and 24, for example. The optical bench is then affixed structurally to a mounting structure 28 which supports the entire LOAS in the present embodiment. The laser beam expander 20 which may be of the type manufactured by Special Optics bearing model number 52-71-10X-905-1064, for example, is also mounted to the structure 28 such that its input or entrance aperture is aligned with the optical path 18 to receive the pulsed beam from the beam splitter 16. The beam expander 20 enlarges the diameter of the pulsed light beam with a 10X magnification, for example, and passes the enlarged pulsed collimated light beam along an optical path 30 to at least one rotationally operated optical element 32 for directing the expanded pulsed laser beam from the LOAS along an optical path 36 with a predetermined pattern scanned azimuthally over a wide

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
field. A conventional fold mirror optical element 34 may be mounted to the structure 28 and aligned for guiding the expanded light beam from the expander 20 to the at least one rotationally operated optical element 32 along the path 30. It is understood that the use of the fold mirror 34 in the present embodiment is merely by design choice.

[0055] Pulsed light reflected along an optical path 40 from an obstacle or object 38, like a wire, for example, along the predetermined pattern is received by the at least one rotationally operated optical element 32 and directed back to the beam expander 20 along an optical path 42 via fold mirror 34. If there are more than one object in the path of the predetermined pattern, then the LOAS will receive pulsed light reflections from each of the detected objects. In the beam expander 20, the pulsed light reflections are collected into a condensed collimated beam in the vicinity of its input aperture. The light reflections from the object 38 are reversed in circular polarization from the transmitted light beam. For example, if the transmitted beam was polarized with a clockwise polarization, then the light reflections would have a counter-clockwise polarization and vice versa. Aft optics in the optical bench 26 guide the light reflections from the beam expander 20 along an optical path 44 to the  $\lambda/4$  plate and beam splitter 16. The  $\lambda/4$  plate reconverts the circularly polarized reflected light to linearly polarized light at right angles to the transmitted light beam which causes the polarizing beam splitter to reflect the returned light pulses to the light detector 22, which may be coupled to signal processing circuits 50 that are also mounted to the common structure 28. The operation of the light detector 22 and circuits 50 in connection with the detection of an obstacle will be explained in greater detail herein below.

[0056] More specifically, in the present embodiment, the at least one rotationally operated optical element 32 comprises a first rotationally operated optical element 52 for receiving the expanded pulsed laser beam from the expander 20 and directing it to a second rotationally operated optical element 54 along optical path 56 with the predetermined pattern as will become more evident from the following description. The second element 54 receives the pulsed light beam from the first element 52 and directs the received beam with the predetermined pattern azimuthally over a wide field which may be on the order of plus and minus ninety degrees or more with respect to a reference axis of the LOAS. Pulsed reflections from objects along the predetermined pattern are directed from the second element 54 to the first element 52 over an optical path 58. One or both of the elements 52 and 54 may be configured as fold mirrors.

[0057] The optical element 52 may be a rotating optical wedge which has one surface inclined at a predetermined angle relative to an opposite surface and is rotated about an axis normal to the opposite surface, or a wobble mirror rotated about an axis at a predetermined nutation angle from

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
its normal axis (e.g. a Palmer scan mirror), for example, wherein the expanded pulsed laser beam may be reflected from the mirrored surface of the optical element with the predetermined pattern. In either case, the element 52 is coupled to and driven by a conventional high speed circular scan module 60 which may include a drive system 62, like an electric motor, for example, and a conventional bearing system 64. In the present embodiment, the module 60 with its drive 62 and bearing system 64, which may be a Palmer mirror assembly, for example, is mounted to the common structure 28 and properly aligned thereon. The drive 62 rotates the element 52 about its intended axis at an angular speed of approximately fifty (50) cycles per second, for example, which creates a cyclical conical pattern of pulsed laser beam projected from the LOAS via element 54.

[0058] Element 54 may also be a mirrored optical element which is driven by an azimuth scan motor 66, which may be a stepper motor, for example, to rotate and scan the conical pattern of the element 52 azimuthally through an arc of approximately  $180^\circ$ , i.e.  $\pm 90^\circ$  or more with respect to the reference axis of the LOAS, over a time period of 0.5 seconds, for example. Thus, the predetermined pattern will include an elevation variation in relation to a line of sight axis of the system. An exemplary scan pattern at 500 meters from the system is illustrated in the graph of Figure 2. Referring to Figure 2, the reference axis of the system is shown by the vertical axis 70 and the line of sight axis of the system is shown by the horizontal axis 72. The helical-like line 74 represents the scan pattern as it is being rotated by the first element 52 and scanned azimuthally by the second element 54. In this example, the first element 52 is an optical wedge mirror with a wedge angle of ten degrees and rotated at approximately 115 Hz. The graph of Figure 2 only depicts an azimuth translation from  $0^\circ$  to  $+90^\circ$ . It is understood that the azimuth translation from  $-90^\circ$  to  $0^\circ$  would appear as the mirror image to what is depicted in Figure 2. The azimuth scan rate of the illustration of Figure 2 is approximately 2 Hz.

[0059] Note that with each scan pattern cycle of the illustration of Figure 2, the light beam pattern 74 moves in elevation in relation to the line of sight or horizontal axis 72 and in azimuth in relation to the reference or vertical axis 70. Also, since the pattern 74 takes approximately 9 msec. to complete a cycle and since the LOAS generates light beam pulse every 0.1 msec., then there would be approximately 90 light beam pulses uniformly generated per scan pattern cycle. As will become more evident from the following description, the LOAS of the present embodiment may determine a location of each detected obstacle along the path of the predetermined scan pattern in range, azimuth, and elevation.

WO 03/021285

PCT/US02/22894

[0060] Returning to Figure 1, in the present embodiment, the azimuth scan mirror optical element 54 is coupled to the azimuth scan motor 66 in a scan mounting assembly 68 which is also mounted to the common structure 28 via the scan module 60, for example. Accordingly, all of the elements of the present embodiment may be mounted and fixedly aligned on the common mounting structure 28. In some systems, an element of the LOAS may be adjustably realigned at its mounted position from time to time should the need arise. In addition, while the present embodiment is described as having two rotationally operated optical elements 52 and 54, it is understood that it is possible to combine the scan pattern and the azimuth rotations into one optical element which is driven by two motors, one for the cyclical scan pattern and the other for the azimuth scan without deviating from the broad principles of the present invention. Also, more than two mirrors may be used as will be described in connection with an alternate embodiment herein below. In addition, a single mirror can be used to scan in elevation, using a resonant oscillating motion of the mirror in the vertical plane, for example, while simultaneously being driven in azimuth by a motor, producing a raster scan pattern.

[0061] A block diagram schematic of a wide field light beam scan pattern generator/receiver suitable for use in the present embodiment is shown in Figure 3. Like reference numerals will be maintained for those elements already described for the embodiment depicted in Figure 1. Referring to Figure 3, electrical signals generated over signal line 78 by the photodiode 22 are representative of received light beam reflections from objects along the predetermined pattern of the transmitted pulsed light beam. Figure 4 illustrates an exemplary environment in which the LOAS embodiment may operate. Referring to Figure 4, the pulsed light beam projected from the LOAS along the path 36, for example, may be reflected from such obstacles as a cable 80, cable support towers or structures 82 and background clutter which may take the form of trees and bushes 84, for example. The light reflections from the obstacles are received by the LOAS and directed to the light detector 22 as described in connection with the embodiment of Figure 1 wherein the light reflections are converted to electrical signals representative thereof.

[0062] The time graph of Figure 5A is illustrative of such electrical signals produced by the light detector 22 from the pulsed light beam reflections during an interpulse period of the transmitted pulsed light beams. Figure 5A illustrates only the first approximately ten microseconds of a one hundred microsecond interpulse period, for example. In Figure 5A, the first pulse 90 may be representative of the transmitted beam for time synchronization; the second pulse 92 which is close in range may be just an electrical noise pulse; the third pulse 94 may be representative of a reflection from a first obstacle, like the cable 80 or structure 82 as shown in the illustration of

WO 03/021285

PCT/US02/22894

Figure 4, for example; and the fourth pulse 96 may be representative of a reflection from a second obstacle further in range, like one of the trees 84, for example.

[0063] Referring back to Figure 3, the electrical signals from the photodiode 22 over signal line 78 may be coupled to one input of a circuit 86 which is configured as a comparator circuit. An electrical signal representative of a threshold level may be coupled to another input of the comparator 86 for comparison with the electrical signals from the photodiode 22. The threshold level is shown by the dashed line 98 in Figure 5A. Figure 5B is a time graph which exemplifies the operation of the comparator 86 in response to incoming electrical signals from the photodiode 22. For example, as pulse 90, the sync pulse, exceeds the threshold 98, the output of the comparator 86 is caused to change state from a high potential (+5V) to a low potential (+2V). Note that in the embodiment of Figure 3, the output of the comparator 86 is coupled to a signal processor 88 which may be part of the signal processing electronics 50. The processor 88 may be a digital signal processor of the type manufactured by Texas Instruments bearing model number TMS-320C6711, for example. Accordingly, the processor 88 may be programmed to detect the change in state at 100 in the time graph of Figure 5B caused by the sync pulse 90 and measure the time of all subsequent detected pulses with respect to the sync pulse or first change in state 100 of the comparator 86. In the present embodiment, the comparator 86 may have a predetermined response time before it may return its output to a high level to detect the next pulse or detected obstacle. Thereafter, in the example of Figure 5B, the comparator changes state at 102 in response to pulse 94 representative of the detection of one obstacle and again at 104 in response to pulse 96 representative of another obstacle. Note that no change of state occurs in response to pulse 92 which falls below the threshold level 98, and thus, is considered electrical noise. With preprogrammed data of the speed of light, the processor 88 may be also programmed to determine the range to a detected obstacle from the time difference between the sync pulse and the pulse representative of the obstacle. The processor may also determine the azimuth and elevation location of the obstacle as well, as will be described in connection with the following paragraphs.

[0064] Referring back to Figure 3, the scan pattern module 60 may be coupled to and drive the rotationally operated optical element 52 through a shaft 110 which may include an indication of its angle position with respect to a reference angle. In one embodiment for sensing the angular position of the optical element 52, the shaft may be marked with indicia representative of its relative angle or include a wheel thereon or attached thereto with such angle markings. In either case, the indicia may be read by a conventional reader and digitally provided to the processor 88

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
as a measure of the angle of rotation of the scan pattern optical element. Thus, the processor will have stored at any time the measured angle of the scan pattern which it may use to calculate azimuth and elevation of a detected obstacle. In another embodiment, the shaft 110 may include markings like grooved teeth, for example, or have affixed thereto a wheel with teeth grooved therein. A conventional proximity device 112 may detect each grooved tooth and generate an electrical pulse in response. These electrical pulses may be counted in a counter 114 which count may be a measure of the current scan pattern angle of optical element 52. The element 52 may include a mechanical, proximity or optical switch positioned to generate a reference pulse 116 each time the element 52 is rotated past the reference angle. The reference pulse 116 may be coupled to the counter 114 to reset it to zero so that it may start counting with respect to the reference angle with each rotation cycle. Accordingly, as the processor 88 detects an obstacle in time, it may read the contents of the counter 114 which is a measure of the concurrent angular position of the optical element 52 and from which the processor may determine elevation of the detected obstacle.

[0065] In yet another embodiment for sensing angular position of the scan pattern, the processor 88 may include a clock of a predetermined rate for counting up in a designated register thereof a count that is a time based measure of the angular position. The reference pulse 116 may be provided to the processor for resetting the count in the designated register. Each time the reference pulse 116 is received, the processor 88 saves the total count in the counting register and resets the register to start counting up from a zero count. In this embodiment, when an obstacle is detected, the processor 88 merely reads the concurrent count in the counting register and compares it to the saved total count to obtain a ratio from which it may determine the angular position of the scan pattern. The elevation of the obstacle with respect to the line of sight of the LOAS may be determined by taking, for example, the sine of the sensed scan pattern angle of the detected obstacle and multiplying it by the maximum elevation amplitude at the measured range of the detected obstacle. That is, one half of the diameter of the plane section of the conical scan pattern at the range of the detected obstacle will be the maximum elevation amplitude. This is illustrated in the scan pattern example of Figure 2 for a range of 500 meters.

[0066] The embodiment of Figure 3 also exemplifies a way for determining substantially the azimuth position of the directed pulsed laser beam for determining the location of a detected object in at least range and azimuth. Referring to Figure 3, a conventional digital clock circuit 120 generates a clock signal 122 at a predetermined rate. Signal 122 is coupled to select logic circuitry 124 and to a rate divider circuit 126 which divides the rate of clock signal 122 by a

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
factor N. The divided rate signal 128 from the circuit 126 is coupled to the select logic circuitry 124 and to an azimuth position counter 130 which increases its count with each received pulse. The select logic circuitry 124 generates a clockwise signal (CW) and a counter-clockwise signal (CCW) for use in controlling the electric motor 66, which may be a stepper motor, for example. The motor 66 is coupled to the azimuth scan mirror assembly 54 by a shaft 132 for rotating the mirrored element 54 through its 180° rotation. The azimuth mirror assembly 54 may include a first switch positioned to activate and generate a START signal at substantially the 0° azimuth position, and a second switch positioned to activate and generate a STOP signal at substantially the 180° azimuth position, for example. The START and STOP signals are provided to the select logic circuitry 124. In some applications, the signal processor 88 may be coupled to the divider circuit 126 over signal line 134 for setting the number N by which the rate of signal 122 will be divided. The signal processor 88 is also coupled to the counter 130 over signal line 136 for reading the azimuth position count thereof.

[0067] In operation, the signal processor 88 may set the number N of the divider 126 which ultimately sets the rate at which the laser beam scan pattern is rotated azimuthally. It is understood that this number N may be preprogrammed into the rate divider circuit 126 as well. So, the select logic 124 receives both a fast rate signal 122 and a slower rate signal 128 and selects one of the rate signals to control or step the motor 66 through its rotation. For example, when the select logic 124 receives the START signal from the scan mirror assembly 54, it selects the slow rate signal 128 to control the motor 66 via the CW control line to rotate clockwise through its 180° rotation in a predetermined time, like 0.5 seconds, for example. When the STOP signal is generated, the select logic 126 responds by selecting the fast rate signal 122 to control the motor 66 via the CCW signal to rotate counterclockwise back to its starting position whereupon the process is repeated. It is understood that the azimuth scan may be controlled to rotate at the slower rate in a counterclockwise rotation and returned to its starting angular position at a much faster rate as well without deviating from the broad principles of the present invention.

[0068] Each time the select logic receives the START signal, it generates a ZERO signal to the counter 130 for resetting the count thereof to zero. The STOP signal may be also coupled to the signal processor 88 which responds to the signal by reading and storing the total count in the counter 130 which is representative of an azimuth angular position of 180°, for example. So, each time an obstacle is detected by the signal processor 88, it may read the concurrent count in the azimuth position counter 130 and use the read count together with the total count to determine

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
the azimuth position of the detected obstacle. In the present embodiment, the circuits 120, 124, 126 and 130 may be part of the signal processing circuitry 50. It is understood that the functions of these circuits may also be programmed into the signal processor 88.

[0069] In some applications, the azimuth scan may be controlled to rotate at the programmed rate for both of the clockwise and counterclockwise directions in which case, the counter 130 will count up from the starting position in one direction and count down from the stop position in the opposite direction. In these applications, the counter may still be reset to zero by the select logic 124 in response to the START signal and the processor 88 may read the total count of the counter 130 in response to the STOP signal. And, similarly, each time an obstacle is detected by the signal processor 88, it may read the concurrent count in the azimuth position counter 130 and use the read count together with the total count to determine the azimuth position of the detected obstacle.

[0070] The flowchart of Figure 6 illustrates a programmed operation of the signal processor 88 by way of example. Referring to Figure 6, the diode laser source 12 may be controlled to fire periodically at a rate of 10 KHz or 10,000 pulses per second, for example, with an interpulse period of 100  $\mu$ sec. autonomously by the driver circuit 10 or may be controlled to fire by the programmed processor 88 as shown by the block 140. In either case, the processor detects the sync pulse as described supra and starts a processor range timer in block 142. Thereafter, the processor begins searching for return pulses of reflections from the targets or obstacles along the predetermined scan pattern in block 144. When a return pulse is received in block 146, which is representative of a detected obstacle, the processor bins the return signal according to its time of flight in block 148. That is, the return pulse is indexed and stored in a designated memory location of the processor along with its recorded range processor time which is the count in the timer concurrent with the time of detection. This count is representative of the range of the detected obstacle. Concurrent with the detection of the obstacle, the instantaneous positions of the Palmer scan pattern and azimuth mirrors are recorded as described supra, preferable in the designated memory location for the indexed detected obstacle, in block 150. Each time an obstacle is detected by the processor in the interpulse period of laser firing, the blocks 146, 148 and 150 are repeated and the obstacle index and its range and location representative data for azimuth and elevation are recorded in a designated memory location or bin.

[0071] After, the initial approximately 6  $\mu$ sec. of the interpulse period between laser firings or some other appropriate initial time period ends, the processor stops searching for detected obstacles in block 152. Thereafter, the processor may use the remaining time before another

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
laser firing to compute the range and location in azimuth and /or elevation for each obstacle detected and indexed in the current interpulse period from the recorded data thereof. In block 158, this range and position location information for the detected obstacle(s) may be configured for display and transferred to a display 154 such as shown in the block diagram schematic of Figure 3, for example. This information may also be provided by the processor 88 over a signal line 156 to other systems for use therein. At the end of the interpulse period, the laser source 12 may be controlled to fire again in block 140 and the process as just described is repeated. In this manner, each obstacle along the predetermined scan pattern may be detected and its location determined and the detected obstacles and their respective locations may be displayed to an operator for awareness purposes as will become more apparent from the description found herein below.

[0072] The wide field scanning LOAS embodiment described in connection with Figures 1-6 detects obstacles along a predetermined scan path using a pulsed laser beam spot size on the order of a meter in diameter at about a kilometer in range, for example. As shown by the pattern example of Figure 2, obstacles will not be detected in the cusp areas between the scan paths of the pattern 74. To improve the obstacle detection effectiveness of the wide field LOAS embodiment, a beam perturbation or dither mirror may be disposed in the optical path 18 between the beam splitter 16 and input or entrance aperture of the expander 20, preferably in the aft optics of the optical bench 26, for example. The perturbation mirror 160 as shown in Figures 7A and 7B, which is configured as a fold mirror, may be supported on a pivot and rotated back and forth across a center axis of the optical path 18. In so doing, it will change the beam approach angle into the entrance aperture of the beam expander 20. For example, in the present embodiment, a  $\pm 1^\circ$  pivot or tilt of the perturbation mirror 160 with respect to the central axis of the optical path 18 is expected to move the laser beam spot  $\pm 5$  meters at a kilometer in range. If the mirror is dithered in this manner at a high rate, like on the order of one to ten Kilohertz (1-10 kHz), for example, the 1 meter laser beam spot size would be smeared to become effectively 5 meters at 1 kilometer. Accordingly, a greater percentage of the scene would be observed by an effectively wider laser beam spot size. That is, the width of the path of the scan pattern would be increased effectively five fold.

[0073] Figures 7A and 7B illustrate by way of example the dithering operation of the perturbation mirror 160. In Figure 7A the mirror 160 is at shown configured as a fold mirror pivoted about an axis 163 looking into the drawing sheet. In Figure 7A, the mirror 160 is shown at a zero angle tilt. Note that in this position of the mirror 160, the rays of the beam guided

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
through the optical path 18 are centered about a central axis 162 of the entrance aperture 164 of the beam expander 20. In Figure 7B, the mirror 160 is tilted or pivoted downward approximately 1° from its zero angle position of Figure 7A causing the rays of the beam to move off the central axis 162 downward at an approach angle to the entrance aperture of approximately minus one degree. Similarly, as the mirror 160 is tilted upward 1° from the zero angle position, the rays of the beam will move off the central axis 162 upward at an approach angle to the entrance aperture of approximately plus one degree. A rapid movement of the mirror 160 rotating between the ±1° tilt positions will result in the effective spread of the laser beam spot along the scan pattern.

[0074] Figures 8A and 8B show the effect of the 1° tilt of the mirror 160 on an image projected in space. In Figure 8A, the mirror 160 is at the zero degree tilt position. Note that the laser beam reflected along path 18 expands through the beam expander 20 as shown by the departing rays. As the beam exits the expander 20, it becomes collimated with parallel rays at path 30. The expanded collimated beam is reflected from mirror 52 along path 56 to the mirror 54 where it is again reflected along path 36 and directed from the system along the predetermined scan path. To better illustrate the effects of the dithering of the perturbation mirror 160 on a projected image, like the spot size, for example, a converging lens 168 is disposed at the output of the system to focus the beam to a focal point or spot 170 in space a predetermined range from the system. This converging lens 168 is used in the present example merely for image analysis purposes. In Figure 8B, the mirror 160 is tilted downward 1° causing the collimated beam exiting the expander 20 to shift downward which results in a deflection of the focal spot to a new position 172 that is only slightly away from the original focal position 170 as shown in Figure 8A. In the present example, a 1° tilt resulted in only a 1.6 meter deflection of the focal spot at a range of one kilometer. Thus, a minor perturbation of the mirror 160 will not result in substantial defocusing or distortion of an obstacle image detected at substantial distances from the system.

[0075] A perturbation mirror 160 suitable for use in the embodiment of Figure 1 may be any one of a variety of commercially available mirrors, like a Palmer or wobble mirror assembly or a scan mirror, for example. But to effect the speeds of pivoting or dithering desired for the present embodiment which may be on the order of 200-600 Hz, for example, a mirror assembly that has a low inertia, like a mirror assembly made using micro electro-mechanical systems (MEMS) technology, is preferred. These type of low inertia mirror assemblies may use a small piezoelectric power supply. The area of mirrored surface of the perturbation mirror 160 may be made quite small, like on the order of the width of the laser beam it is reflecting. Several

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
commercially available "fast" dither mirrors operated by piezoelectric drivers for optical image stabilization would be suitable for this purpose.

[0076] In accordance with another aspect of the present invention, the rotationally operative scan optical element 52 may comprise two rotationally operative scan mirrors 174 and 176 configured as fold mirrors with respect to each other as shown in the illustration of Figure 9 to project a plurality of different output scan patterns of the laser beam along the optical path 56 to the azimuth scan mirror 54 wherein the scan pattern is steered azimuthally through a wide field as described herein above in connection with the embodiment of Figures 1-6. A single scan mirror 52 generates the helical pattern 74 when steered across the wide azimuth field as illustrated in Figure 2. But, this pattern may not be an ideal or a preferred scan pattern for the application at hand. Therefore, it would be desirable to have the option of tailoring an appropriate scan pattern for a particular application or be able to change the pattern due to varying conditions. The dual fold mirror assembly of this aspect of the present invention permits the tailoring of a scan pattern by setting and/or varying the phase, direction and rotational speed of one mirror 174 with respect to the other mirror 176. In the present embodiment, the mirrors 174 and 176 may comprise Palmer or wobble mirror assemblies, each rotationally operative at a predetermined nutation angle, like on the order of 5°, for example. However, it is understood that optical wedge type mirrors may be configured to function just as well without deviating from the broad principles of the present invention.

[0077] In the illustration of Figure 9, the rotationally operative mirror 174 is configured for directing the laser beam which is incident to a surface 178 thereof along optical path 30, for example, to the other rotationally operative mirror 176 along an optical path 180 with an intermediate scan pattern. The other rotationally operative mirror 176 is configured for directing the laser beam which is incident to a surface 182 thereof along path 180 to the azimuth scan mirror 54 over path 56 with the desired scan pattern. The mirrors 174 and 176 are adjustably rotationally operative about respective axes of rotation 184 and 186 in speed, direction and phase angle in relation to each other to effect the desired output scan pattern of the plurality of output scan patterns of the laser beam. In the present embodiment, an electric scanner motor may be coupled to each mirror and controlled to rotate each mirror at a predetermined nutation angle (angle 188 for mirror 174, and angle 190 for mirror 176) with the desired speed, direction and phase angle in relation to the other mirror to effect the desired output scan pattern. Figures 10A, 10B, and 10C illustrate exemplary scan patterns which may be effected by the rotationally

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
operative mirrors 174 and 176. Other scan patterns are also possible with different combinations of rotations and speeds.

[0078] In Figure 10A, a sawtooth scan pattern is shown generated by the dual mirror assembly embodiment of Figure 9 by operating mirror 174 at a rotational speed of 50 Hz in a clockwise direction with a nutation angle of 5°, and operating mirror 176 at a rotational speed of 50 Hz in a counter-clockwise direction in relation to mirror 174, with a nutation angle of 5°. In this example, the azimuth steering rate is approximately 360° per second. This scan pattern may be better suited for detecting vertical or horizontal shaped obstacles. In Figure 10B, a large circular scan pattern is shown generated by the dual mirror assembly embodiment of Figure 9 by operating mirror 174 at a rotational speed of 50 Hz in a clockwise direction with a nutation angle of 5°, and operating mirror 176 at a rotational speed of 50 Hz also in a clockwise direction, but 180° out of phase to mirror 174, with a nutation angle of 5°. In this example, the azimuth steering rate is approximately 360° per second. Finally, in Figure 10C, a small circular scan pattern is shown generated by the dual mirror assembly embodiment of Figure 9 by operating mirror 174 at a rotational speed of 50 Hz in a clockwise direction with a nutation angle of 5°, and operating mirror 176 at a rotational speed of 50 Hz also in a clockwise direction, but with a 22° phase difference to mirror 174, with a nutation angle of 5°. In this example, the azimuth steering rate is also approximately 360° per second. Accordingly, the size of the pattern, as shown by Figures 10B and 10C, may be varied by changing the phase angle of one mirror in relation to the other while maintaining the rotational speed substantially fixed. It is also possible to change the density of the pattern in azimuth scan by altering the speed of the azimuth scan mirror. Note that the side edges of the patterns of Figures 10A-10C appear somewhat compressed because the pattern is projected onto a flat surface disposed directly in front of the system. The horizontal and vertical units shown in the Figures are normalized to a ±90° azimuth scan and a predetermined target range, respectively.

[0079] In accordance with yet another aspect of the present invention, the wide field scanning LOAS embodiment described above in connection with Figures 1-6 may be disposed on-board an aircraft, like a helicopter, for example, for use in alerting an operator or pilot of the aircraft of obstacles posing a risk of collision with the aircraft. The processor 88 described above in connection with the embodiment of Figure 3 determines the location of one or more detected obstacles in range, elevation and azimuth in relation to a flight path of the aircraft and drives the display 154 which may be located in the cockpit of the aircraft, for example, to display to the pilot or an operator an indication representing the one or more obstacles or objects in range,

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
azimuth and elevation. It is understood that the processor 88 may first determine the location of a detected obstacle in relation to the reference axes of the LOAS and then, convert the location to the reference axes of the aircraft. This conversion from one set of reference axes to another will be explained in greater detail herein below.

[0080] One embodiment of the display 154 comprises a panel 200 of light indicators 202 as shown by the illustration of Figure 11. The light indicators 202 of panel 200 may be light emitting diodes (LEDs), for example. In this embodiment, the panel 200 includes at least one row 204 and at least one column 206 of indicators 202. The row 204 may represent a horizontal axis of the flight path of the aircraft and the column 206 may represent an elevation axis thereof. Accordingly, the indicator 208 at the intersection of the row 204 and column 206 represents the line of sight or instantaneous directional path of the aircraft. The light indicators 202 may be controlled to emit light of different colors to indicate the location of the one or more objects in elevation and azimuth in relation to the flight path of the aircraft. A color change from green to yellow to red, for example, may indicate the range of a detected object from the aircraft. In the illustration of Figure 11, the colors are represented by gray scale. For example, a blackened indicator 210 is indicative of red and indicates that the detected object represented thereby is close in range to the aircraft, but below the aircraft. A gray indicator 212, for example, may represent a detected object at mid range to the aircraft, but substantially off to the left thereof. Those indicators 202 which are not lit or are only slightly gray (green) represent no detected objects of detected objects far in range from the aircraft, respectively. A change in color of an indicator on the panel 200 may also indicate to the operator the risk of a collision of one or more detected obstacles with the aircraft.

[0081] Another embodiment of the display 154 comprises a multi-functional video display (MFD), an exemplary screen of which being illustrated in Figure 12. The screen of the MFD may display a forward looking view, like the view shown in Figure 12, for example, obtained from a video or forward looking infrared (FLIR) camera or radar unit (not shown) mounted to the front of the aircraft. Generally, radar and video or FLIR cameras have a relatively narrow field of view, on the order of  $\pm$  thirty degrees ( $\pm 30^\circ$ ) in azimuth from the flight path of the aircraft, for example. Accordingly, the operator may view only those obstacles in the field of view of the camera to ascertain risks from obstacles in the aircraft's path. Note that in the screen of Figure 12, the MFD displays a wire stretching horizontally across the path of the aircraft shown by the dotted line 216 which may change in color according to the detected range thereof. Note also that a variety of information obtained from sensors on the aircraft or received from uplinked

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
transmissions to the aircraft is displayed on the screen of Figure 12 through use of overlay or image integration technology which is well known to all those skilled in the pertinent art. An exemplary MFD for use in the present embodiment is manufactured by Goodrich Avionics Systems, Inc. under the tradename of SmartDeck™ display. These type of MFDs display such information as aircraft velocity, i.e speed and heading, altitude, above ground level (AGL) readings, aircraft power levels and the like.

[0082] The present invention enhances the situational awareness of the pilot or operator of the aircraft by displaying the locations of detected obstacles in relation to the aircraft outside of the azimuth field of view of the display screen of the MFD. It does this by overlaying an image in the form of at least one vertical bar 218 onto the screen image of the MFD for representing one or more detected objects and the locations thereof. In the present embodiment, one vertical image bar 218 is overlaid to the far left of the screen image and another vertical image bar 220 is overlaid to the far right of the screen image. Each bar 218 and 220 is split into two areas, one area 222 above the center line of the display screen, which is representative of the current altitude of the aircraft, and the other area 224 below the center line. Each bar 218 and 220 is controlled to light upon the detection of an object azimuthally outside of the field of view of the MFD starting at the bottom area 222 with a color indicative of the range to the detected object. In the present embodiment, the LOAS may have a field of regard of 50 meters to 1 kilometer in range,  $\pm 90^\circ$  in azimuth and  $\pm 10^\circ$  in elevation, for example.

[0083] For example, as an object is first detected at a range far from the aircraft, but azimuthally outside the field of view of the MFD, the bottom of the corresponding bar 218 or 220 becomes lit with a green color indicating the elevation of the object is determined to be optically below the altitude of the aircraft and at a far range thereto. As the aircraft approaches the detected obstacle, the image bar will change in color, like from green to yellow, for example, to indicate a change in the range thereof and also may grow vertically in size if the elevation of the obstacle is determined to be optically closer to the altitude of the aircraft. And, as the detected obstacle becomes very close to the aircraft in range, the color of the corresponding image bar will change from yellow to red, for example, and if the obstacle is determined to be above the altitude of the aircraft, the colored portion of the image bar will extend above the center line of the display screen in the portion 224 thereof. In this manner, the pilot or operator will be alerted to detected obstacles outside of the azimuth field of view of the MFD and their locations in range(color) and elevation (height of bar) in relation to the aircraft.

WO 03/021285

PCT/US02/22894

[0084] Figures 13A-13E are plan view illustrations in time progression (time slices) of a helicopter 228 containing a wide field scanning LOAS similar in type to the foregoing described embodiments and including an MFD like the type described in connection with Figure 12, for example, approaching an electrical power line 230 supported by poles 232 and a 200 meter radio tower 234 and connecting support lines 236. Circled lines 238, 240 and 242 are representative of ranges 200 meters, 400 meters and 600 meters, respectively, from the aircraft 228 which is heading in the direction of the arrow 244. The field of view of the MFD is shown by the wedged area 246 and may be on the order of  $\pm 15^\circ$  in relation to the flight heading 244 of the aircraft. Exemplary MFD screen displays of the time progression illustrations of Figures 13A-13E are shown in Figures 14A-14E, respectively.

[0085] Referring to Figure 13A, which is the first illustration in time, the aircraft 228 is shown at a range of greater than 600 meters from both of the power line and tower obstacles 230 and 234, respectively. Accordingly, since the power line 230 is partially within the field of view (FOV) of the MFD, it is displayed as an overlaid dotted line in the screen of Figure 14A. But, since the obstacles 230 and 234 are outside of the 600 meter range, the vertical bar images 218 and 220 are not lit. The 600 meter range is set by design choice for the present example, and it is understood that this range may vary according to the specific application at hand. In the next time slice as shown in Figure 13B, the helicopter has moved closer to the power line 230, poles 232 and tower 234 and a portion 248 of the power line 230 and poles 232 is within the 600 meter range of the LOAS, albeit outside of the azimuth FOV 246 of the MFD. The obstacles 248 are detectable within an azimuth sector 250 of the wide field scanning LOAS of the aircraft 228 and thus, are displayed in the vertical bar 220 with a color green, for example, and at a height 252 indicative of the determined elevation thereof which is shown in the exemplary screen display of Figure 14B. In the present example, the color green illustrated by light gray is indicative of a range of a detected obstacle between 400 and 600 meters. Note that the height 252 of the lit vertical bar 220 is below the center line of the screen indicating to the operator that the obstacle is below the altitude of the aircraft 228.

[0086] In the time slice of Figure 13C, the aircraft 228 has moved closer to the obstacles to the point where a portion 254 of the power line and poles are within a range between 200 and 400 meters in azimuth sectors 250 and 256. Upon detection by the LOAS of the aircraft 228, the vertical image bar 220 as shown in Figure 14C displays a green portion (white or light gray) 252 representing the portion 248 of the power line and poles falling between 400 and 600 meters in range, and a yellow portion (darker gray) 258 representing the portion 254 of the power line and

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
poles falling between 200 and 400 meters in range. The height 260 of the vertical bar image 220 of the screen of Figure 14C reflects the elevation of the detected obstacles in relation to the altitude of the aircraft, i.e. center line of the screen. Note that the obstacle portion 254 is outside of the azimuth FOV 246 of the MFD and would not be observed by the pilot without the aid of the LOAS and its vertical bar image overlay 220 onto the screen image of the MFD. Note also that the LOAS of the aircraft 228 detects the tower 234 in an azimuth sector 262 outside of the FOV 246 and lights the vertical bar image 218 as an indication thereof, albeit beyond the 600 meter range.

[0087] In the time slice of Figure 13 D, the aircraft has moved closer to the power line 230 and tower 234 and indicates this to the operator through the vertical bar images overlays 218 and 220 as shown by the screen of corresponding Figure 14D. Note that the vertical bar image 218 has increased to the height 264 indicating that the obstacle is at an elevation close to the altitude of the aircraft 228 although more than 600 meters in range. Also, the vertical bar image 220 has increased to a height 266 beyond the center line of the display to indicate that the detected obstacles in azimuth sectors 256 and 250 are at an elevation above the altitude of the aircraft and the risk of a collision with such obstacles has increased. In the time slice of Figure 13E, the aircraft 228 has moved even closer to the power line 230, a portion 268 of which now detected by the LOAS of the aircraft to be within 200 meters in range. In response, the LOAS lights the vertical bar image 220 with a red color (illustrated by dark gray) at a height 272 well beyond the center line of the screen. This indicates to the pilot that the power line is within 200 meters and at the altitude of the aircraft. In other words, collision of the aircraft 228 with the portion 268 of the power line is imminent unless immediate evasive action is taken. On the other hand, the LOAS of the aircraft also detects the tower 234 in an azimuth sector 270 within 600 meters in range of the aircraft and indicates through the lighting of the vertical bar image 218, its range by color and elevation by height. Note that the vertical bar image 218 depicts the detected elevation of the tower 234 approximately at the altitude of the aircraft, represented by the center line of the screen. So, the pilot is also aware of the tower 234 and its range and elevation and can avoid it in the evasive action taken to avoid the power line portion 268.

[0088] Therefore, the foregoing description of Figures 13A-13E and 14A-14E illustrate by way of example the operation of the wide field scanning LOAS in use on-board an aircraft and the enhanced situational awareness it provides to the pilot and/or operator in the form of a dynamically changing display that extends beyond the visual field of view or a field of view of an MFD of the aircraft. Without the aid of the LOAS on-board the aircraft and the displayed

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
overlaid images of detected obstacles and their locations with respect to the flight path and altitude of the aircraft, the pilot and/or operator of the aircraft may not be made aware of the risk of imminent collision of the aircraft with such obstacles and collision may not be otherwise avoided.

[0089] While the wide field scanning LOAS described above provides an enhanced awareness to the operator, the ability to avoid a detected obstacle in the flight path of the aircraft may be further improved knowing the wind conditions around the aircraft as well. So, combining a wide field scanning LOAS for detecting obstacles in the vicinity of the aircraft with a laser air data system, like a light detection and ranging (LIDAR) system, for example, for measuring the wind velocity at points around the aircraft and particularly, at the detected obstacle or at a launch point of a weapon for a military platform is desirable. A suitable embodiment of such a combined system is shown in the block diagram schematic of Figure 15.

[0090] Referring to Figure 15, the pulsed laser beam transmitting and receiving optical elements of a LOAS is shown in the dashed line enclosed block 280, the continuous wave (CW) laser beam transmitting and receiving optical elements of a LIDAR system is shown in the dashed line enclosed block 282, optical elements common to the LOAS and LIDAR systems 280 and 282 are shown in the dashed line block 284. Like reference numerals will be used for those elements already described in connection with the LOAS embodiment of Figures 1-6 herein above. For example, in block 280, a pulsed laser source of the present embodiment may comprise the elements of the laser driver 10 and laser diode 12. Beam conditioning optics for collimating and expanding the generated pulsed laser beam width along optical path 14 is shown by block 11. Beam splitter 16 and the quarter wavelength plate 17 pass the pulsed laser beam along path 18 with a circular polarization. A portion of the generated pulsed laser beam is reflected by the splitter 16 over path 24 to the light detector 22 which may be an APD, for example. The electrical signals generated by the light detector 22 are provided to the threshold detector or comparator circuit 86 which is coupled to the processor 88. Azimuth position data may be provided to the processor 88 in a similar manner as that described for the embodiment depicted by Figure 3, for example.

[0091] In the LIDAR block or module of elements 282, a laser source 286 is controlled to generate a linearly polarized CW laser beam at a wavelength substantially different from wavelength of the pulsed laser beam of the LOAS elements 280. The LIDAR generated laser beam may be at one wavelength in the range of 850 to 1550 nanometers, for example, and the LOAS laser beam may be at a different wavelength in the range of 850-1550 nanometers, for

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
example. However, it is understood that other wavelength ranges may work just as well and the present invention is not limited to any specific wavelength or wavelength range. The CW laser beam is generated along an optical path 288 to beam conditioning optics 290 which collimate and expand the CW beam before passing it along an optical path to a polarizing beam splitter 294. Most of the linearly polarized light is passed by the beam splitter 294 along path 296 to a one-quarter wavelength ( $\lambda/4$ ) plate 298 which converts the linearly polarized light to circularly polarized light before passing the beam along an optical path to beam converging optics 300. Back at polarizing beam splitter 294, a small portion, like on the order of 2% or so, of the generated CW beam is reflected along an optical path 302 to an acousto-optical modulator (AOM) 304 which shifts the frequency of the reflected beam by a predetermined frequency which may be on the order of 80 MHz, for example. The reason for this frequency shift is to avoid a directional measurement ambiguity as a result of the heterodyning operation which will become more evident from the following description. The frequency shifted beam exiting the AOM 304 is optically guided along an optical path 306 by one or more optical elements to another polarizing beam splitter 308.

[0092] Reflected light from an aerosol particle, for example, at a predetermined distance from the combined system is returned through optics 300, the  $\lambda/4$  plate 298, and along optical path 296 to the beam splitter 294 wherein it is reflected along an optical path 310 to the beam splitter 308. The returned beam is combined, i.e. heterodyned, with the transmitted (shifted frequency) beam portion in the beam splitter 308 to effect a light beam with a Doppler frequency content caused by the reflection off of the particle in space. In the present embodiment, if the returned beam is unshifted in Doppler frequency, the heterodyning will result in a combined light beam signal at the center frequency for heterodyne processing which may be set at 80 MHz, for example. Thus, if the returned beam is Doppler shifted, the heterodyning process will result in a combined beam with Doppler frequency content of either greater than or less than 80 MHz. In this way, the process will not be confused by negative Doppler frequency shifts caused by receding targets, which are indistinguishable from the positive Doppler frequency shifts caused by approaching targets if the heterodyning light beam is unshifted in frequency. The combined beam with the Doppler frequency content is guided along an optical path 312 to a light detector 314 which may be a photodiode, for example. The photodiode 314 converts the combined light beam into a time varying analog electrical signal 316 which is passed on to the processor 88 via signal conditioning circuit 318. If the processor 88 is a digital signal processor, the time varying analog signal 316 may be digitized by the signal conditioning circuit 318 according to a predetermined sampled data rate for processing by the processor 88.

WO 03/021285

PCT/US02/22894

[0093] The beam converging optics 300 may be a variable laser air data range module which includes a group of focusing elements that permits adjustably setting the focal point for the LIDAR generated beam at a spot in space which may vary from say 5 meters to 20 meters, for example, from the system. This focal spot in space is where the beam reflections from one or more particles flowing in space are concentrated. In one embodiment, the optics 300 includes the selection of a particular focusing lens to effect the desired distance to the focal spot in space. Each different lens will provide for focusing to a spot in space a discrete predetermined distance or range from the system. This lens selection process may be performed manually by plugging in the desired focusing lens or electro-mechanically by apparatus comprising a mechanical carousel having different lens, for example, which carousel may be controlled to rotate to the selected focusing lens. In another embodiment, the optics 300 may include a lens which is electronically controlled to change its focusing characteristics to effect the desired range of the focal spot in space.

[0094] In the common optical elements block or module 284, the coherent CW light beam exiting the optics 300 is guided along an optical path 319 to a dichroic filter optical element 320. The pulsed coherent light beam along optical path 18 is also guided to the dichroic filter 320. With proper alignment, the two coherent light beams of different wavelengths may be guided to the dichroic filter 320 such that one is reflected and the other is passed along a common optical path 322 towards the entrance aperture of the beam expander or telescope 20 which is aligned to accept and expand the two coherent beams and exit the expanded coherent beams along another common optical path 324 at an output thereof. The expanded coherent beams are guided along common path 324 to be incident upon the at least one optical element 32 as described in connection with the embodiment of Figure 1. The at least one optical element 32 in turn directs the two beams from the system into space. Reflections of the CW coherent beam from particles at the focal spot and reflections of the pulsed coherent beam from obstacles are all returned to the at least one optical element 32 which receives such reflections and directs them along path 324 back to the beam expander 20 wherein they are focused to a focal point of the beam expander 20 along path 322. The dichroic filter 320 may be disposed in the vicinity of the focal point of the beam expander 20 along path 322 to receive the focused reflections and separate the focused light reflections corresponding to the pulsed coherent beam from the focused light reflections corresponding to the CW coherent beam based on the different wavelengths thereof.

[0095] Separated light reflections corresponding to the pulsed coherent beam are directed back to the LOAS module 280 along path 18 for use in detecting one or more objects as described in

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
connection with the embodiments of Figures 1-6, for example. In addition, separated light reflections corresponding to the CW coherent beam are directed back to the LIDAR module 282 along path 319 for determining flow velocity as will be more fully described. As has been described supra, the at least one optical element 32 comprises at least one common rotationally operated optical element which may direct both of the CW and pulsed coherent beams incident thereon from the system, the CW beam being directed from the system with a first predetermined pattern and the pulsed beam being directed from the system with a second predetermined pattern. In the embodiment described above in connection with Figures 1-6, the at least one rotationally operative element 32 comprises optical elements 52 and 54 which together may be configured and rotationally operated to direct both of the CW and pulsed coherent beams substantially colinearly from the system along path 36 with the azimuthally steered, conical beam pattern that is depicted in Figure 2. In this manner, the first and second patterns will be substantially the same and directed substantially to common azimuth positions in the azimuthal scan. An embodiment for directing the two coherent beams from the system with different first and second patterns will be described herein below.

[0096] Separated light reflections that are guided along path 319 back to the LIDAR module 282 will pass through the beam converging optics 300 to the  $\lambda/4$  plate 298 wherein the circularly polarized light is converted back to linearly polarized light and passed on to the beam splitter 294 over path 296. However, since the circular polarization direction of the transmitted beam is reversed upon reflection from a particle, the converted linear polarization state of the reflected light will be at right angles to the linear polarization state of the transmitted beam. Accordingly, instead of being passed by the beam splitter 294, the returned light reflections will be reflected along path 310 and heterodyned with the transmitted beam (shifted in frequency) in splitter 308 as has been described herein above. The processor 88 may compute the flow velocity in the vicinity of the aircraft at various azimuth positions from the time varying electrical burst signals converted by the light detector 314 using Doppler signal processing, like Fast Fourier Transform (FFT) processing, for example, which is well-known to all those skilled in the pertinent art. The flow velocity may be computed in one or more axes as will become more evident from the description found herein below. Azimuth position may also be determined by the processor 88 from inputs of azimuth determining apparatus as described in connection with the embodiment of Figure 3, for example. Accordingly, flow velocity may be correlated with azimuth position in the processor 88. And, since the light reflections of the CW beam and the pulsed beam are at common azimuth positions in the present embodiment, flow velocity may be computed at the azimuth position of a detected obstacle as well as in other azimuth positions.

WO 03/021285

PCT/US02/22894

[0097] In some applications, having the CW beam and pulsed beam directed from the system colinearly with substantially the same predetermined pattern is not desirable, particularly where single dimensional flow velocity will suffice. An exemplary embodiment for directing the two beams from the system with different predetermined patterns is shown in the illustrations of Figures 16 and 16A. In the embodiment exemplified in Figure 16, the rotational operative optical element 52 comprises a dichroic wedge optical element including a wedged surface 330 and a flat surface 332. The optical element 52 may be rotated about an axis normal to the flat surface 332 shown by the dashed line 333. The wedged surface 330 may be coated with a dichroic coating which has the characteristics of passing light substantially at the wavelength of the CW beam and reflecting light substantially at the wavelength of the pulsed beam, for example. And, the flat surface 332 may be coated with a reflective coating, like gold or silver, for example, which reflects light substantially at the wavelength of the CW beam. Referring to Figure 16, the pulsed beam exiting from the beam expander 20 along path 324 illustrated by the rays 334 is reflected from the wedged surface 330 of the optical element 52 with a conical pattern towards the mirrored optical element 54 which steers the conical pattern of the pulsed beam azimuthally to effect a helical-like pattern such as the pattern 336 shown in Figure 16A. In addition, the CW beam exiting from the beam expander 20 along path 324 illustrated by the rays 338 is passed through the wedged surface 330 of the optical element 52 to the flat surface 332 where it is reflected towards the element 54. Note that no pattern is imparted to the CW beam because the reflective surface is flat and the optical element 52 is being rotated about an axis normal to the flat surface 332. Therefore, the optical element 54 will reflect and steer the CW beam in a line pattern through an azimuthal scan like the pattern 340 shown in Figure 16A, for example. In this manner, the CW beam and pulsed beam may be directed from the combined system with two different patterns steered azimuthally.

[0098] While the foregoing described embodiment of Figure 16 describes the optical element 52 as including a wedged optical element, it is understood that other optical elements may be used to serve substantially the same function. For example, a dichroic wobble mirror may be used as optical element 52 for reflecting light of one wavelength from one surface thereof and directing light of another wavelength from another surface thereof. Accordingly, there are a variety of other similar optical elements or combinations of optical elements that could be used as the element 52 just as well as the ones described to impart different predetermined patterns for the CW and pulsed beams. (\*) It is further understood that even a single rotationally operated optical element, wedged or otherwise, may be rotated and steered azimuthally to impart the different

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
predetermined patterns to the CW and pulsed beams without deviating from the broad principles of the present invention.

[0099] In accordance with yet another aspect of the present invention, the optical elements of the LIDAR module 282 may be configured in a block arrangement 350 such as illustrated in Figure 17, for example. Referring to the embodiment of Figure 17, the block 350 is comprised of a plurality of glass modules, delineated by dashed lines, which are aligned together to form a plurality of optical paths in the block and secured together to maintain the alignment. The collimated light source 286, which may comprise the laser diode 286 and beam conditioning optics 290 (see Figure 15), for example, may be secured to the block 350 for generating a coherent beam of light over at least one optical path 354 in the block 350 which guides the coherent beam of light to an exit point 356 thereof. The light detector 314 is also secured to the block 350 which is operative to receive the return coherent beam of light over an optical path 360 and configured to conduct the return coherent beam to the light detector 314 over at least one other optical path formed therein. Accordingly, the block 350 may be disposed in a LIDAR system on-board an aircraft as a whole and endure the shock and vibration environment of the aircraft without substantial loss of alignment or at least reduce the number of realignments over its lifetime. Thus, once the optical elements are secured in place, the alignment between the optical elements of block 350 should be maintained.

[00100] Referring to Figure 17, two of the glass modules 362 and 364 of the plurality are secured together, preferably by cementing, to form the beam splitter 294 (see Figure 15) that is disposed in the optical path 354 for passing light in a first polarization state along an optical path 366 to exit the block at point 356 and reflecting light in a second polarization state along an optical path 368. The quarter wavelength plate 298 may be secured, preferably by cementing, to the block 350 at the exit point 356 for converting the polarization of the exiting beam over path 360. The beam splitter 294 is also formed in the path 366 of the return coherent beam of light. Another pair of glass modules 370 and 372 of the plurality are secured together, preferably by cementing, to form the beam splitter 308 that is formed in an optical path 374 of the return beam. The AOM 304 is disposed in a cavity 376 and secured in place, preferably by cementing. Another module 378 of the plurality comprises a dove prism which is cemented to at least one other module 380 of the plurality to form the optical path 368 that guides the light reflected from the beam splitter 294 to the AOM. The dove prism 378 includes polished surfaces 382 and 384 for forming the optical path 368 by internal light reflections. Light exiting the AOM enters

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
another glass module 386 which has a polished surface 388 for reflecting the light exiting the AOM along an optical path 390 to the beam splitter 308.

**[00101]** An alternate embodiment of a block arrangement 400 for the LIDAR optical elements 282 is shown in the illustration of Figure 18. Referring to Figure 18, the laser source 286 and optics 290 are secured to the block 400 at one side of a glass module 404 for generating a coherent beam of light which is guided along an optical path 402 through the module 404. A surface 406 of module 404 is cemented to a surface of another glass module 408 to form the beam splitter 294 in the path 402 of the coherent laser beam. Light of one polarization state of the coherent beam is passed through the beam splitter 294 and exits the block 400 at point 410 where the  $\lambda/4$  plate 298 is secured. Light of another polarization state of the coherent beam is reflected from the beam splitter 294 into a dove prism glass module 412 which is cemented to the glass module 404. The dove prism 412 includes two polished surfaces 416 and 418 which reflect the reflected light from the beam splitter 294 along an optical path 414. The AOM 304 is disposed and secured in an opening or cavity 420 which is formed by the sides of the glass blocks 404, 408 and a third glass block 422. Light reflected from the polished surface 418 is passed through glass module 404 and into the AOM 304. A beam correction optical element 424 may be affixed to the exit end of the AOM 304 to compensate for or readjust the position and angle of the light beam exiting the AOM 304. A surface 426 of the glass module 422 is cemented to a like surface of the glass module 408 to form the beam splitter 308. One side 428 of the module 422 is polished to reflect the beam exiting the beam correction element 424 along an optical path 430 to the beam splitter 308. The return beam along path 432 is converted to a linear polarization state by the plate 298 and passed to the beam splitter 294 wherein it is reflected along an optical path 434 through the module 408 to the beam splitter 308 to be combined with the beam from path 430. The combined beam is directed along an optical path 436 through module 422 to the light detector 314 which is secured to module 422.

**[00102]** Some or all of the glass modules of block 350 or block 400 may be secured together by cementing using an adhesive, preferably an ultraviolet cured optical adhesive, for example. Note that for both glass block embodiments, 350 and 400, the collimated light source 286 is secured to one side of the block and the exit point of the transmitted collimated light beam is at another side of the block. In addition, the alignment of the glass modules of each block 350 and 400 forms a direct line optical path between the collimated light source 286 and the exit point of the block. In addition, the light detector 314 of each block embodiment 350 and 400 is

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
secured to a side of the block other than the side to which the laser source is secured. Still further, the optical paths of the transmitted and return coherent light beams are co-linear within the block.

[00103] The illustrations of Figures 17 and 18 also depict by symbols the various polarization states of the light beams as they are guided along their respective optical paths. For example, the circled X symbol represents light in a state or plane of linear polarization going into the page parallel to the optical path along which it is guided and the directional arrow symbol represents light in a state or plane of linear polarization going into the page perpendicular to the optical path along which it is guided, that is, at right angles to the circled X polarization state. Also, light in a circularly polarized state is depicted by an arrowed rotation symbol, the direction of rotation is depicted by the arrow. Knowledge of these polarization symbols will yield a better understanding of the operation of the optical elements of the exemplary block embodiments 350 and 400, which operation having been described in connection with the block diagram embodiment of Figure 15 herein above.

[00104] In accordance with yet another aspect of the present invention, a LIDAR system having an embodiment similar to the embodiment described in connection with Figure 15, for example, is operative to measure flow velocity in three axes of a predetermined coordinate system as will become more evident from the following description. A suitable embodiment of the 3-axis flow velocity determination elements is shown in the block diagram schematic of Figure 19. Reference numerals of elements previously described for azimuth determination, scan position determination, display and processing for the embodiment depicted by the block diagram embodiment of Figure 3 will remain the same for the embodiment of Figure 19. Accordingly, these elements will operate structurally and functionally the same or similar to that described for the embodiment of Figure 3 except that their use in the embodiment of Figure 19 will be for flow velocity measurement and display. Those elements of the block diagram of Figure 19 not previously described will now be described.

[00105] Referring to Figure 19, as previously described for the LIDAR system embodiment of Figure 15, electrical return signals which are generated by the light detector 314 in response to light reflections from a particle along the predetermined scan pattern of the transmitted CW laser beam are passed over signal line 316 to the signal conditioning circuit 318 which may comprise conventional amplification and filtering circuits appropriate for conditioning the electrical signals. These electrical signals will be burst signals of Doppler frequency content lasting as long as a particle is within the width of the transmitted laser beam which will herein after be referred to as a "hit". After the signal conditioning of the circuitry 318,

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
each burst of electrical signaling is sampled and digitized in an analog-to-digital (A/D) converter 440 in accordance with a predetermined sampled data rate which may be on the order of one-hundred and seventy-five million samples per second (175 MSPS), for example. The resultant data samples of each hit are provided to a digital signal processor (DSP) 442 for processing to determine the Doppler frequency associated therewith which is stored in a memory 444 thereof in the form of a data word for retrieval by the processor 88 as will be more fully described herein below. The processing of the digitized data samples of a burst or hit may take the form of a Fast Fourier Transform (FFT) algorithm or autocorrelator algorithm, for example, programmed into the DSP 442. Signal lines 446 coupled between processor 88 and DSP 442 provide for handshaking and data word transfers as will become evident from the following description. In the present embodiment, the processors 88 and 442 may be DSPs of the type manufactured by Texas Instruments bearing model numbers TMS320-C33 and TMS320-C6201, respectively, for example. It is understood that separating out and performing the system functions in two digital processors in the present embodiment offer design convenience and ease and that in an alternate embodiment, the functions of the DSP 442 may be programmed into a single DSP, like the processor 88, for example, which may perform by itself the functions of both processors 88 and 442. It is also possible that more than two processors may be used to embody the overall processing functions. Accordingly, this aspect of the present invention should not be limited to the number of processors, which will be determined based on the particular application of the invention.

[00106] Figures 20 and 20A illustrate functionally the processing involved for the determination of flow velocity in the 3-axes of the predetermined coordinate system. As has been described herein above, in one embodiment, the LIDAR system projects a laser beam 450 of a predetermined width in a conical pattern as shown in the illustration of Figure 20. In Figure 20, a plane 452 which is circular in cross-section (see Figure 20A) is taken through the conical pattern at a range R from the LIDAR system where a hit 454 occurs. This plane or slice 452 is referred to herein as a scan circle brought about by the rotation of the optical element 52, for example. As described herein above in connection with the embodiment of Figure 3, each time the optical element 52 is rotated past a reference point of the cyclic rotation, a trigger signal is generated. This reference point is referred to as the trigger position 456 of the scan circle. In the present embodiment, Y and Z quadrature axes of the predetermined coordinate system exist in the plane of the scan circle. More particularly, the Y-axis is along a line 458 drawn from the center 460 of the scan circle to the trigger position 456 and the Z-axis is along a line 462 drawn from the center 460 of the circle 452 90° counter-clockwise from the Y-axis. The X-axis of the coordinate system

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
is along a line 464 drawn perpendicular to the scan circle plane 452 through the center 460 thereof. Accordingly, the X-axis is projected from the apex of the conical pattern as it exits the LIDAR system through the center 460 of the plane 452. Now that the ground-work has been laid, the concept of determining the flow velocity in three axes,  $V_{sx}$ ,  $V_{sy}$ , and  $V_{sz}$ , may be described.

**[00107]** Each time a hit like at point 454, for example, is detected from the resulting electrical signal burst, a Doppler frequency is determined from the data samples of the associated burst. Knowing the wavelength of the laser beam, a one-axis flow velocity  $V_1$  for the hit may be determined from the corresponding Doppler frequency. In addition an angle  $a_1$  on the scan circle corresponding to the hit point 454 may be determined in relation to the Y-axis based on the elapsed time from the last trigger signal and the scan circle period, i.e. the total time to complete a scan of the circle pattern, which will become more evident from the description found herein below. The angle  $t$  that the hit makes with the X-axis remains substantially fixed for the circular scan pattern. Accordingly, a set of three equations may be established for three hits  $H_1$ ,  $H_2$  and  $H_3$  around the scan circle based on their single axis velocities  $V_1$ ,  $V_2$  and  $V_3$  and scan circle angles  $a_1$ ,  $a_2$  and  $a_3$  (angle  $t$  being fixed for the present embodiment) using trigonometric identities as shown by way of example in Figure 20B. Referring to Figure 20B, the top, middle and bottom equations may be each solved for flow velocities  $V_{sx}$ ,  $V_{sy}$  and  $V_{sz}$  along the X-axis, Y-axis, and Z-axis, respectively. Also, knowing the azimuth position of the scan circle pattern from which the three hits are taken will establish a reference point in azimuth of the 3-axis flow velocity.

**[00108]** One complication arises by not knowing when a hit will occur, i.e. a hit may not be forced to occur. Rather each hit occurs naturally as a particle, such as dust or gaseous or vapor condensation, for example, crosses the width of the laser beam as it is guided along its predetermined pattern. Another complication arises as a result of the large number of hits likely to occur and the burden on the processor should all of the detected hits be processed. Thus, a selection criteria is desirable to determine which of the detected hits along the path of the scan pattern should be processed and which of the processed hits should be used to determine the 3-axis flow velocity. These selection criteria will be described in greater detail in the following paragraphs.

**[00109]** In addition, the predetermined coordinate system described above for determining the 3-axis flow velocity is referenced to the LIDAR system and may not be the same as the flight coordinate system of the aircraft on-board which LIDAR system is mounted. Figure 21 exemplifies a LIDAR system 470 mounted on-board an aircraft 472, which, for this example, is a

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
helicopter, with the two coordinate systems of the LIDAR and aircraft being not the same. That is, the LIDAR scanner 470 has its X, Y and Z coordinate system as described herein above and the aircraft 472 has its own X, Y and Z coordinate system. Since it may be important that the pilot or operator know the flow velocity based on the aircraft's coordinate system, the flow velocity of the LIDAR system  $V_{sx}$ ,  $V_{sy}$  and  $V_{sz}$  may be converted to a flow velocity referenced to the aircraft's coordinate system  $V_{ax}$ ,  $V_{ay}$ , and  $V_{az}$  using a set of three equations shown by way of example in Figure 21A. Transformation constants  $a_{ij}$  may be formed into a 3x3 matrix, where  $i$  represents the column and  $j$  represents the row of the matrix. This 3x3 conversion matrix may operate on the LIDAR velocity vector which is expressed as a single column matrix comprising the velocity components of the LIDAR coordinate system to obtain the aircraft's velocity vector which is also expressed as a single column matrix comprising the velocity components of the aircraft's coordinate system.

[00110] An exemplary program flow organization for programming the processor 88 to determine 3-axis flow velocity measurements is shown by the block diagram of Figure 22. Referring to Figure 22, upon turning on processor 88, a main program, which will be described more fully in connection with the flow diagram of Figure 23, is run to initialize the processor in block 474. Next, the processor enters a foreground program in block 476 which will be more fully described in connection with the flow diagram of Figure 24. The foreground program 476 is executed continuously to call various other programs like an evaluate function program 478 (see Figure 28), a velocity function program 480 (see Figure 29), and an output function program 482 (see Figure 30) based on a plurality of interrupt service routines (ISRs), like a clock function ISR 484 (see Figure 25), a trigger function ISR 486 (see Figure 26), and a serial function ISR 488 (see Figure 27). In the present program organizational example, that which triggers the clock function ISR 484 is a Timer 0 which may be a designated register of processor 88 configured to count through a total count which represents a predetermined time period. Each time Timer 0 counts through its predetermined time period, which may be 100 microseconds, for example, the function clock ISR 484 is executed. Another register of processor 88 may be designated as Timer 1 and configured to start counting from zero each time the processor 88 receives the trigger signal 116 described in connection with the embodiment of Figure 19 through an interrupt port INT 0. The trigger signal 116 causes the trigger function ISR 486 to execute. Also, when a data word is received from DSP 442 via a serial Port 0, it will be stored in a register of the processor 88 designated as a data receive register 490 as will be more fully described below. Upon completion of the transfer of the data word into processor 88, the serial function ISR 488 is executed.

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
[00111] Referring to Figure 23 which includes an exemplary software flow diagram of the main program 474, in block 492, the serial Port 0 is configured to be the port through which requests for data words are made to the DSP 442 in response to the generation of a Frame Sync Signal 494 by the foreground function routine 476 (see Figure 22). Port 0 is also configured by block 492 to receive the data word from the DSP 442 and store it into register 490 and call serial function ISR 488 upon completion of the data word transfer. In block 496, Timer 0 is configured to call the clock function ISR 484 each time it counts through a count representative of 100 microseconds, for example. In block 498, Timer 1 is configured to count freely until reset by the trigger function ISR 486. In block 500, the INT 0 port is configured to call the trigger function ISR 486 each time a trigger signal 116 is received over a line coupled thereto from the scan pattern scanner 52 (see Figure 19). In block 502, a display write function of processor 88 is initialized with certain commands well-known to all those skilled in the pertinent art to form text messages and control the screen of the display 154. Once the initialization tasks of the main program 474 are complete, the foreground function routine 476 is called by block 504.

[00112] Referring to Figure 24, in block 506, it is determined whether or not a "Get Data Flag" 508 is set true which is effected every 100 microseconds by the clock function ISR 484. If true, block 510 generates the Frame Sync Signal 494 to Port 0 to initiate the request for a data word from the DSP 442, sets the Get Data Flag 508 false, and executes decisional block 512. If the Get Data Flag 508 is determined to be false by block 506, the execution of block 510 is bypassed and decisional block 512 is executed. In block 512, it is determined whether or not a Data Ready Flag 514 is set true by the serial function ISR in response to the completion of the transfer of the data word into register 490. If true, the evaluate function routine 478 is called for execution by block 516. Upon completion of the tasks of the evaluate function 478, program execution is returned to 516 whereupon the Data Ready Flag 514 is set false and block 518 is executed. If the Data Ready Flag 514 is determined to be false by block 512, then block 516 is bypassed and decisional block 518 is executed. In block 518, it is determined whether or not a Display Flag 520 is set true by the clock function ISR 484. If true, block 522 calls the velocity function routine 480 for execution and when its tasks are complete, program execution is returned to block 522. Block 522 next calls the output function routine 482 for execution and when its tasks are complete, program execution returns to block 522 which next sets the Display Flag 520 false. Upon completion of the execution of block 522 or if the Display Flag 520 is determined to be false by block 518, program execution is returned to decisional block 506 and the program flow repeated. In this manner, the foreground function 476 is continuously executed.

WO 03/021285

PCT/US02/22894

[00113] Referring to the flow diagram of Figure 25, each time the Timer 0 counts through its predetermined count, i.e. every 100 microseconds, program execution is interrupted and the clock function ISR 484 is called for execution. In block 526, the Get Data Flag is set true and a Display counter which may be a designated register of the processor 88 is incremented by one count. Next, in block 528, it is determined whether or not the count of the Display counter has reached a desired count which is indicative of an increment of time. For example, if the Display counter is incremented one count every 100 microseconds and the increment of time desired is 250 milliseconds, then the desired count would be 2500. Accordingly, the Display counter is a vehicle used to establish time increments of 250 milliseconds in the present embodiment. Thus, every 250 milliseconds as determined by block 528, block 530 sets the Display Flag true and resets the Display counter to zero. Thereafter, program execution returns to where it was interrupted and the clock function ISR 484 sits idle waiting for the next internal interrupt from Timer 0.

[00114] Referring to the flow diagram of Figure 26, each time the trigger signal 116 is received by the interrupt port INT 0, program execution is interrupted and the trigger function ISR 486 is called for execution. In block 532, the count in Timer 1 which is representative of a period of one scan cycle is read and stored in a designated register of processor 88 and Timer 1 is reset to zero count. Thereafter, program execution continues from its interruption point and the trigger function ISR sits idle waiting for the next external interrupt signal 116. Referring to the flow diagram of Figure 27, each time the data word transfer is completed, the serial function ISR 488 is called for execution. In block 534, the data word of register 490 which is indicative of the Doppler frequency of the hit and the count of Timer 1 which is indicative of the corresponding scan circle angle  $\alpha_1$  of the hit are read and stored in designated registers of the processor 88 and the Data Ready Flag is set true. Thereafter, program execution continues from its interruption point and the serial function ISR sits idle waiting for reception of the next internal interrupt signal.

[00115] In accordance with the foregoing described embodiment, the processor 88 requests and inputs a data word from the DSP 442 every 100 microseconds. Since it is unknown whether or not a hit has occurred during the most recent 100 microsecond interval, it is not known if the received data word from the DSP 442 for the current 100 microsecond interval is the same data word received for the previous 100 microsecond interval, i.e. no hit during the current interval. Thus, some indication should be provided to the processor 88 to indicate that at least one hit occurred during the current interval. In the present embodiment, this indication is

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
provided in the form of one of the bits of the data word designated as "New Bit" being set to a "1" to indicate that the data word is representative of the Doppler frequency of a hit during the current interval. Accordingly, with each received data word from the DSP 442, an evaluation thereof is performed by the evaluate function 478, a flow diagram of which being shown in Figure 28.

[00116] Referring to the flow diagram of Figure 28, in block 540, it is determined whether or not New Bit is set to a "1" in the received data word. If not, program execution of the evaluate function routine 478 is aborted and execution is returned to block 516 of the foreground routine 476. Otherwise, it is next determined in block 542 if the new data word is the first hit or data point for the current evaluation period. If so, in block 544, the data word (Doppler frequency) and angular position of the first hit or data point is stored and designated as belonging to the first data point. Also, in block 544, target positions for the 2nd and 3rd hits along with acceptance regions therefor are established. In the present embodiment, the target positions for the 2nd and 3rd hits may be approximately 120° and 240°, respectively, in relation to the position of the first data point and the acceptance regions of each may be on the order of ±60°, for example. Then, in block 546, a data point counter of processor 88 having a count indicative of the number of data points received for the present evaluation period is incremented by one. Program execution is then returned to block 516.

[00117] If, in block 542, it is determined that the most recent data point is not the first, then, in block 548, its angular position is determined from a ratio of the count of Timer 1 corresponding to the recent hit and the count representative of the period of the scan cycle. The angular position of a data point subsequent the first data point is subtracted from the angular position of the first data point. Next, in block 550, it is determined if the difference in angular position is within the target and acceptance region for the 2nd data point or 120° ±60°, for example. If so, in block 552, the data word (Doppler frequency) and its corresponding angular position are stored and designated as belonging to the 2nd data point. Also, in block 552, after each 2nd data point with an acceptable target and acceptance region is determined, the acceptance region is tightened. For example, after the first 2nd data point, the acceptance region may be set to ±50°, and after the second 2nd data point, the acceptance region may be set to ±40°, and so on until no more 2nd data points fall within the region. This evaluation process ensures that only the closest 2nd data point to the target of 120°, for example, will be used in the determination of the 3-axis flow velocity. Further, in block 552, a "Point 2 Valid Flag" is set true to indicate that a 2nd data point is found valid for processing. If it is determined that a subsequent

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
data point to the first data point is found not to be within the target and acceptable regions set for the 2nd data point, then in blocks 554 and 556, the same processing as for blocks 550 and 552 is repeated for the 3rd data points to establish a 3rd data point within the closest acceptable region of the set target angle or  $240^\circ$ , for example, in relation to the first data point. After each execution of either block 552 or block 556, the data points counter is incremented by one in block 546 so that its total count is representative of the total number of data points evaluated for the current evaluation period which may be on the order of 250 msec., for example. In this manner, three data points are selected from all of the data points processed in each 250 msec. period and their respective angular positions are the closest to being  $120^\circ$  apart along the scan circle pattern.

[00118] An example flow diagram of the velocity function routine 480 which is run every 250 msec. in the present embodiment is shown in Figure 29. Referring to Figure 29, in block 560, the data point counter is read to determine if at least three data points were processed in the preceding evaluation period. If so, in block 562, it is determined if the Valid Flags for the 2nd and 3rd data points are set true which is an indication that there are three data points which fall within the predetermined acceptance criteria of relative angular positions about the scan circle, i.e. the selected data points. If so, then three single axis velocities V1, V2 and V3 are determined in block 564 from the Doppler frequencies (data words) of the selected three data points. Thereafter, in block 566, a 3-axis flow velocity measurement is determined from the three single axis velocities V1, V2 and V3 and their respective angular positions a1, a2 and a3 (t being fixed for all 3 data points) in accordance with the exemplary equations of Figure 20B, for example. The velocity components V<sub>sx</sub>, V<sub>sy</sub> and V<sub>sz</sub> based on the predetermined coordinate system of the LIDAR may be converted to velocity components V<sub>ax</sub>, V<sub>ay</sub> and V<sub>az</sub> of the aircraft on-board which the LIDAR system is mounted in block 568. And, in block 570 the data used in the aforementioned calculations may be characterized in some manner. For example, a data validity flag may be set to good data, if the data point distribution in the acceptance regions is considered good, and a data rate may be calculated. Finally before returning execution to block 522 of the foreground function routine, all of the flags set by the evaluate function routine 478 in the previous evaluation period are reset in block 572 for the next evaluation period.

[00119] Now, if it is determined in block 560 that in the previous evaluation period less than three data points were processed, then, the data quality will be characterized by setting data validity to a low data rate, for example, and calculating the data rate in block 574. Also, if it is determined in block 562 that there are not three valid data points for processing based on the current acceptance criteria for data point distribution, then, in block 576, the data may be

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
characterized by setting data validity to poor data distribution, for example, and calculating the data rate. After either block 574 or 576, program execution is passed to block 572 for resetting the flags as previously described.

[00120] An exemplary flow diagram of an output function routine 482 suitable for use in describing the programmed processing of the processor 88 is shown in Figure 30. This routine 482 is also called every 250 msec., for example, after the velocity function routine 480 is executed. Referring to Figure 30, in block 480, it is determined if data validity was set at low data rate and if so, certain message text is selected for display on the screen of the display 154 in block 582. For example, a text message which displays an indication of Low Data Rate may be generated and sent to the display by blocks 582 and 588. Also, a signal which is formatted to indicate low data rate may be generated and provided to an interface to other aircraft avionics by blocks 582 and 588. Similarly, if it is determined in block 584 that data validity was set to poor data distribution, then an appropriate text message may be generated and sent to the display and formatted for distribution to other aircraft avionics to indicate this condition by blocks 586 and 588. If neither block 580 nor block 584 determine a true or affirmative condition, blocks 587 and 588 generate and send a text output or message indicative of the 3-axis flow velocity measurement to the display screen, and also, format the velocity measurement and send it to other aircraft avionics over signal line(s) interfaced with the processor 88, for example. After block 588 completes its tasks, program execution is returned to block 522 of the foreground function routine 476.

[00121] While an embodiment of a combined LOAS and LIDAR system has been described herein above in connection with the block diagram of Figure 15, it is understood that from a practical perspective when applied to a moving vehicle like a helicopter or UAV, for example, the common optical elements 284 may be embodied in a scan head 600 remotely located from the optical elements of a single LOAS 280 or the combined LOAS 280 and LIDAR system 282 such as shown in the exemplary block diagram schematic of Figure 31. Common elements between the embodiments of Figures 15 and 31 will have like reference numerals. In the embodiment of Figure 31, the optical elements of 280 and 282 may be disposed within the vehicle and well supported and protected from the environment of the vehicle. Conventional fiber optic cabling may be used for the optical paths 18 and 319 leading to and aligned with the dichroic filter optical element 320 which was previously described for the embodiment of Figure 15. A further fiber optic cable provides for the optical path 322 from the dichroic filter 320 to the scan head 600 which includes the common optical elements 284. The fiber optic cabling for the

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
optical path 322 may take a circuitous route within the vehicle to reach the scan head 600 which may be mounted to the external surface of the vehicle to permit the beam scan patterns to be projected out from the vehicle. More than one scan head may be used in the present embodiment as will become more evident from the description found herein below.

**[00122]** A suitable embodiment of the scan head 600 is shown in the sketch of Figure 32. This scan head controls movement of the optical beam scan patterns along three axes 602, 604 and 606. A top 608 of the scan head 600 may be mounted to a surface of the vehicle, like the front underbelly of a helicopter or UAV, for example, such as shown in the sketch of Figure 21. A window area 610 of the scan head 600 through which the beam scans are emitted would be pointed in the direction of movement of the vehicle or flight path, if the vehicle is an aircraft. The fiber optic cable of the optical path 322 may be passed through a hole in the skin of the vehicle and into the scan head 600 through an opening 612 at the top 608 thereof. The optical elements within the scan head 600 which will be described in greater detail herein below cause the beams passed by the path 322 to be scanned 360° about the axis 606. A conventional motor assembly (not shown) within the scan head 600 controls movement of a lower portion 614 thereof  $\pm 90^\circ$  about the axis 602 azimuthally with respect to the flight path of the vehicle. This movement occurs along a seam 616 between the top and bottom portions, 608 and 614, respectively, and effectively moves the axis 606 along with the lower portion 614 which projects the beam scan pattern through a helical pattern much the same as that described in connection with the example of Figure 2.

**[00123]** Another portion 618 of the scan head 600 which includes the window area 610 and falls within the portion 614 moves azimuthally with the portion 614. Another conventional motor (not shown) disposed within the scan head 600 controls movement of the portion 618 about the axis 604  $+30^\circ$  to  $-90^\circ$  in elevation, for example, with respect to the flight path or direction of the vehicle. This movement causes the axis 606 and scan patterns to move in elevation with the portion 618. In the present embodiment, the window area 610 of the portion 618 may be controlled to move upward and inside the portion 614 to protect it from the environment when not in use. The corrugated skin or surface in the area 620 at the top portion 608 acts as a heat sink to improve the transfer of heat away from the scan head 600 during operation thereof.

**[00124]** A sketch exemplifying the common optical elements inside the scan head 600 is shown in Figure 33. Referring to Figure 33, the fiber optic cabling of the optical path 322 is aligned with the axis of the input aperture of the beam expander 20. The beam exiting the

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
expander 20 may be reflected from a fold mirror 325 over an optical path 324 and passed into the rotating optical element 32. In the present embodiment, the rotating optical element 32 comprises a rotating optical wedge element 622 centered and rotated about the axis 606 and having a flat surface 624 at its input side and a surface inclined at a predetermined angle at its output side. It is understood that other elements may be used for the rotating optical element 32, like a transparent liquid crystal scanner, for example, without deviating from the broad principles of the present invention.

[00125] The beam conducted over path 324 is aligned with the axis 606 and passed from the input side to the output side of the wedge element 622. The light beam is refracted in its path through the wedge element 622 and exits perpendicular to the inclined output surface 626 thereof. This refraction of the light beam causes it to exit the scan head 600 as beam 36 through the window area 610 at an angle 628 to the axis 606. Accordingly, as the wedge optical element 622 is rotated 360° about the axis 606, the beam 36 is projected conically from the scan head 600 to form the scan pattern 630. Return beams will follow the same optical paths as their emitted beams as described herein above. The window area 610 may comprise a clear, flat, zero power optical element made of a material like glass, for example, so as not to interfere substantially with the scan pattern of the exiting beam 36. In the present embodiment, the wedge optical element 622 and window 610 are structurally coupled to move together along the azimuth path 632 and elevation path 634 to cause the optical axis 606 to move along therewith. In this manner, the scan pattern 630 is forced to move in azimuth and elevation with the portions 614 and 618 of the scan head 600.

[00126] As noted above, the present invention may be embodied to include more than one scan head mounted at different locations on the vehicle. Depending on the application, some of the scan heads may utilize fewer optical elements and less scan angle than that described for the embodiment of Figures 32 and 33. In one application, the scan head 600 may be mounted at the front under belly of a helicopter or UAV as described herein above to detect objects and wind conditions at the front and sides of the aircraft, for example, and a second scan head 640 may be mounted at the tail section of the helicopter, for example, to detect objects at the rear and sides of the aircraft. A system suitable for embodying this application is shown in the block diagram schematic of Figure 34. In this embodiment, an optical switch 642 is disposed in the output optical path 644 of the LOAS 280. The path 644 may be formed by a fiber optic cable. The optical switch 642 may be controlled by a signal 646 to direct the beam of path 644 to one of a plurality of optical paths. For example, the optical switch 642 may be controlled to direct the

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
LOAS beam over the fiber optic cable of path 18 to the dichroic filter 320 and on to the scan head 600 as described herein above in connection with Figure 31, or to direct the beam over an optical path 648, which may be formed by a fiber optic cable, to the tail scan head 640, or to direct the beam to other scan heads (not shown) mounted elsewhere on the vehicle over other optical paths 650. The return beam will follow substantially the same optical path as the directed beam.

[00127] A suitable embodiment of the high-speed optical switch 642 is shown in the sketch of Figure 35. In this embodiment, a flip mirrored element 652 is mounted with vertical hinges 654 and 656 to be controlled in a horizontal rotation thereabout and is mounted with horizontal hinges 658 and 660 to be controlled in a vertical rotation thereabout. The optical switch may be fabricated on a substrate using micro-electromechanical system (MEMS) techniques with miniature motors coupled to the hinged mountings for controlling the movement of the mirrored element 652 to direct the beam 644 to one of the optical paths 18, 648, or 650 at any given time. Accordingly, the beam 644 and its returns may be multiplexed among the aforementioned paths by controlling the optical switch with the control signal 646 which positions the motors of the switch. It is understood that the embodiment of Figure 35 is merely an exemplary embodiment of the optical switch 642 and that other embodiments may be used just as well. For example, a rotating disc having a portion that is substantially clear to permit passage of the beam and its returns along one of the paths 18, 648 or 650, and a portion that has a reflective coating to cause the beam and its returns to be reflected along another of such paths may be positioned by a motor controlled by the control signal 646 to direct the beam 644 and its returns to a designated optical path by passage or reflection thereof.

[00128] In yet another embodiment as shown by the block diagram schematic of Figure 36, multiple scan heads may be mounted at various locations on the vehicle to detect objects and determine wind conditions at predetermined regions surrounding the scan head locations. For example, one scan head 662 may be located at one wing of an aircraft or side of a vehicle and another scan head 664 located at the other wing or side. The scan head 662 which may be mounted on the right wing or side with respect to the direction vector of the vehicle may be adjusted to scan azimuthally from  $0^\circ$  to  $+90^\circ$  ( $0^\circ$  being the direction vector of the vehicle) to cover the front right side region of the vehicle. Similarly, the scan head 664 which may be mounted on the left wing or side with respect to the direction vector of the vehicle may be adjusted to scan azimuthally from  $0^\circ$  to  $-90^\circ$  to cover the front left side region of the vehicle. Other scan heads may be mounted at other locations like at the tail of the aircraft or rear of the

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
vehicle, for example. All such scan heads are processed by a single LOAS or a combined LOAS 280 and LIDAR 282 system. For this reason, a high speed optical switch 666 is utilized and controlled to multiplex the emitted beams of the single or combined system and their returns among optical paths 668, 670 and 672 to and from the scan heads 662, 664 and others, respectively. In the present embodiment, the switch 666 may be disposed in line with the optical path of the LOAS and/or LIDAR beams exiting the dichroic filter 320 and may be the same or similar to the type of optical switch used for the embodiment of Figure 35 described herein above.

**[00129]** While the aspects of the present invention have been described herein above in connection with a variety of embodiments, it is understood that these embodiments were merely provided by way of example and should not be considered limiting to the present invention in any way, shape or form. Rather, the present invention and all of the inventive aspects thereof should be construed in accordance with the recitation of the appended claims hereto.

WO 03/021285

PCT/US02/22894

## CLAIMS

What is claimed is:

1. A light detection and ranging (LIDAR) system for measuring flow velocity in three axes, said system comprising:

at least one rotationally operated optical element;

a LIDAR arrangement of optical elements for generating a coherent beam of light and directing said coherent beam of light substantially on a first optical path incident on said at least one rotationally operated optical element which directs said coherent beam of light from said system along a second optical path of a predetermined pattern, said at least one rotationally operated optical element also for receiving reflections of said coherent beam of light from particles along said predetermined pattern and directing said beam reflections to said LIDAR arrangement of optical elements;

a light detector;

said LIDAR arrangement of optical elements for directing said beam reflections to said light detector which converts said beam reflections into representative electrical signals;

processing means coupled to said light detector for detecting electrical signal bursts from said electrical signals, each signal burst being representative of light beam reflections from at least one particle substantially at a corresponding position along said predetermined pattern, and for computing a Doppler frequency for each of a selected plurality of detected electrical signal bursts from the signal content thereof,

said processing means for associating said selected plurality of detected electrical signal bursts with their corresponding positions along said predetermined pattern and for computing a three axis flow velocity measurement from at least three of the selected plurality of computed Doppler frequencies and their corresponding positions along said predetermined pattern.

2. The system of claim 1 wherein the processing means includes at least one digital processor, and means for digitizing the electrical signals from the light detector and providing said digitized electrical signals to said at least one digital processor.

3. The system of claim 2 wherein the at least one digital processor includes:

a first digital processor coupled to the digitizing means for receiving the digitized electrical signals, detecting the electrical signal bursts therefrom, and computing the Doppler frequency for each of the selected plurality of detected electrical signal bursts from the digitized signal content thereof; and

WO 03/021285

PCT/US02/22894

a second digital processor coupled to said first digital processor for receiving data words from said first signal processor, each data word being representative of the Doppler frequency of one of the selected plurality of detected electrical signal bursts, said second processor for associating said data words with their corresponding positions along said predetermined pattern and for computing a 3-axis flow velocity measurement from at least three of said data words and their corresponding positions along said predetermined pattern.

4. The system of claim 1 including a three orthogonal axis coordinate system with two of the orthogonal axes being in a plane of the predetermined pattern of the coherent beam of light and the third axis projected along a line of sight of the LIDAR system and substantially perpendicular to said plane; and wherein one of the two orthogonal axes in said plane being a reference axis.
5. The system of claim 4 wherein the processing means includes means for determining angular positions of the particles, causing the detected electrical signal bursts, along the predetermined pattern in the plane based on the reference axis; and means for selecting the at least three computed Doppler frequencies based on the relative angular positions of the corresponding particles along the predetermined pattern in the plane with respect to each other.
6. The system of claim 5 wherein the processing means includes means for computing a single axis flow velocity measurement from each of the selected Doppler frequencies; and means for computing the three axis flow velocity measurement using the three orthogonal axis coordinate system based on a function of the computed single axis flow velocity measurements and the angular positions of the corresponding particles along the predetermined pattern in the plane with respect to the reference axis.
7. The system of claim 6 wherein the processing means includes means for computing the three axis flow velocity measurement based on a function of the computed single axis flow velocity measurements, the angular positions of the corresponding particles along the predetermined pattern in the plane with respect to the reference axis, and an angle that the second optical path makes with the third axis.
8. The system of claim 5 wherein the predetermined pattern is cyclical; including means for generating a signal at substantially the same point along the pattern cycle; and wherein the reference axis is aligned by the generated signal substantially at said point along the predetermined pattern in the plane.
9. The system of claim 8 wherein the angular position determining means includes means for determining the angular positions along the predetermined pattern from the generated pattern cycle signals using time based measurement techniques.

WO 03/021285

PCT/US02/22894

10. The system of claim 1 wherein the at least one rotationally operated optical element also for scanning the predetermined pattern of the coherent beam of light azimuthally about a line of sight of the LIDAR system; including means for determining the azimuth position of said scan and generating a signal representative thereof to the processing means; and wherein the processing means includes means for computing three axis flow velocity measurements at various determined azimuth positions based on said generated azimuth position signals.
11. The system of claim 1 wherein the LIDAR system is operative on an aircraft which has a three axis coordinate system; and wherein the processing means includes means for computing three axis flow velocity measurements based on a three axis coordinate system of the LIDAR system; and means for converting the three axis flow velocity measurements of the LIDAR system coordinates to three axis flow velocity measurements based on the aircraft coordinates.
12. The system of claim 1 including a display unit coupled to the processing means; and wherein the processing means includes means for controlling the display of the computed three axis flow velocity measurements on said display unit.
13. Method of measuring flow velocity in three axes, said method comprising the steps of:  
generating a coherent beam of light and directing said coherent beam of light into space substantially along an optical path of a predetermined pattern;  
receiving reflections of said coherent beam of light from particles in space along said predetermined pattern;  
converting said light beam reflections into representative electrical signals;  
detecting electrical signal bursts from said electrical signals, each signal burst being representative of light beam reflections from at least one particle substantially at a corresponding position along said predetermined pattern;  
computing a Doppler frequency for each of a selected plurality of detected electrical signal bursts from the signal content thereof,  
associating said selected plurality of detected electrical signal bursts with their corresponding positions along said predetermined path; and  
computing a three axis flow velocity measurement from at least three of the selected plurality of computed Doppler frequencies and their corresponding positions along said predetermined path.
14. The method of claim 13 including the step of choosing a three orthogonal axis coordinate system with two of the orthogonal axes being in a plane of the predetermined pattern of the coherent beam of light and the third axis projected along a line of sight of the LIDAR system and

WO 03/021285 PCT/US02/22894  
substantially perpendicular to said plane; and wherein one of the two orthogonal axes in said plane being a reference axis.

15. The method of claim 14 including the steps of: determining angular positions of the particles, causing the detected electrical signal bursts, along the predetermined pattern in the plane based on the reference axis; and selecting the at least three computed Doppler frequencies based on the relative angular positions of the corresponding particles along the predetermined pattern in the plane with respect to each other.

16. The method of claim 15 including the steps of: computing a single axis flow velocity measurement from each of the selected Doppler frequencies; and computing the three axis flow velocity measurement using the three orthogonal axis coordinate system based on a function of the computed single axis flow velocity measurements and the angular positions of the corresponding particles along the predetermined pattern in the plane with respect to the reference axis.

17. The method of claim 16 including the step of computing the three axis flow velocity measurement based on a function of the computed single axis flow velocity measurements, the angular positions of the corresponding particles along the predetermined pattern in the plane with respect to the reference axis, and an angle that the second optical path makes with the third axis.

18. The method of claim 15 wherein the predetermined pattern of the coherent beam of light is generated cyclical; including the step of generating a signal at substantially the same point along the pattern cycle; and aligning the reference axis by the generated signal substantially at said point along the predetermined pattern in the plane.

19. The method of claim 18 including the step of determining the angular positions along the predetermined pattern from the generated pattern cycle signals using time based measurement techniques.

20. The method of claim 13 including the steps of: scanning the predetermined pattern of the coherent beam of light azimuthally about a line of sight; determining the azimuth position of said scan; computing three axis flow velocity measurements at various determined azimuth positions based on said determined azimuth position signals.

21. The method of claim 13 including the step of converting the three axis flow velocity measurements from one three axis coordinate system to another.

22. The method of claim 13 including the step of displaying the computed three axis flow velocity measurements on a display unit.

WO 03/021285

PCT/US02/22894

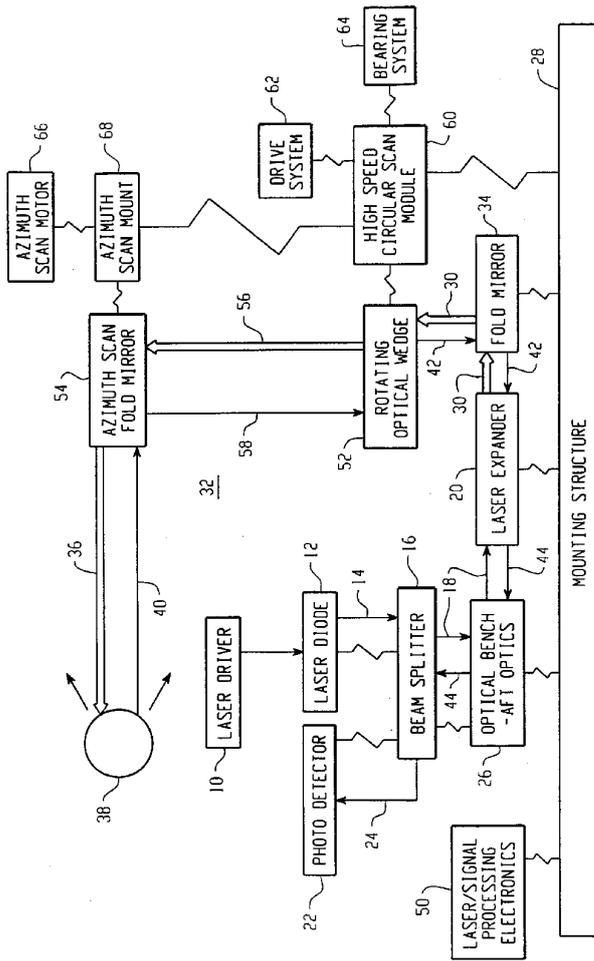


Fig. 1

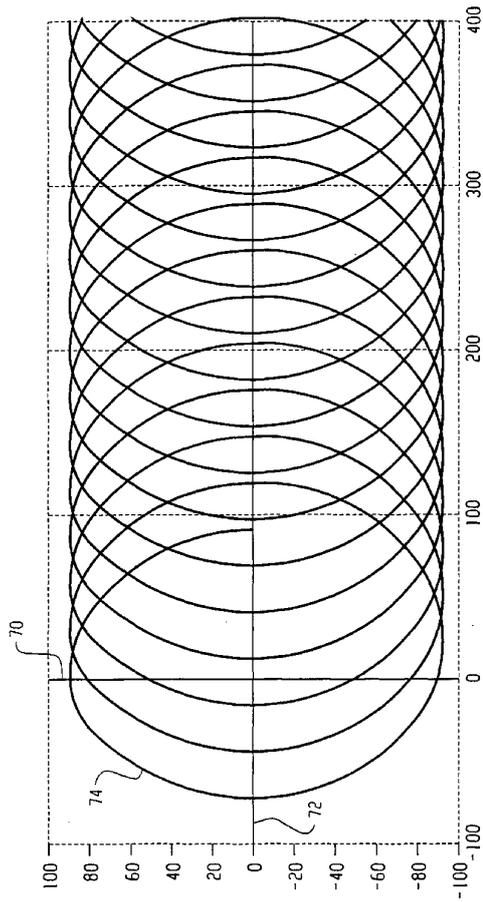


Fig. 2

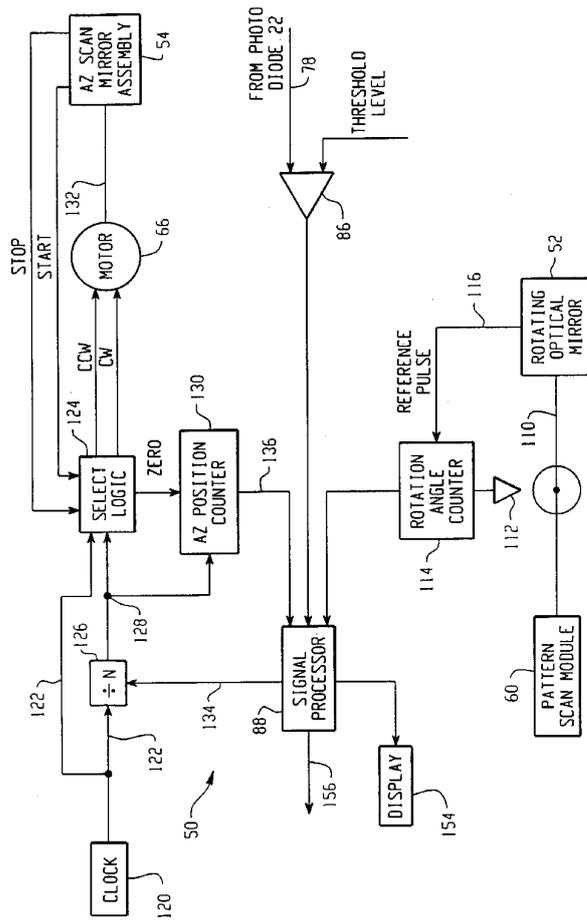


Fig. 3

WO 03/021285

PCT/US02/22894

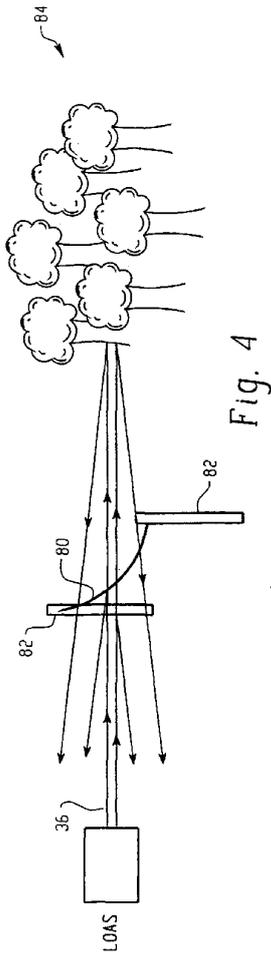


Fig. 4

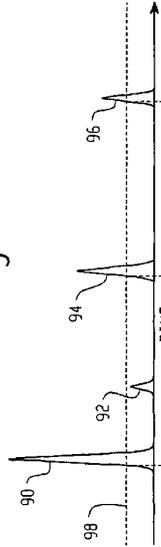


Fig. 5A

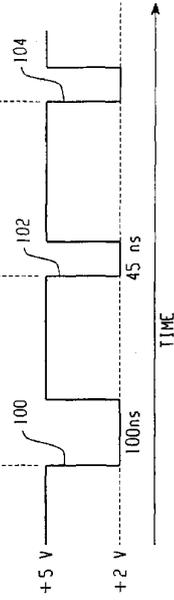


Fig. 5B

WO 03/021285

PCT/US02/22894

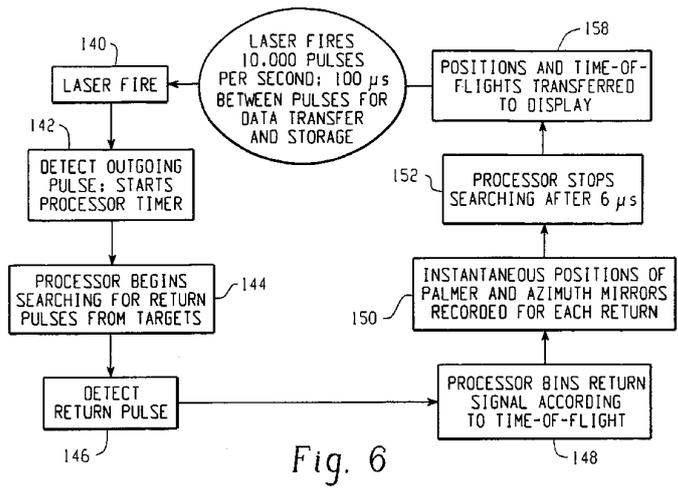


Fig. 6

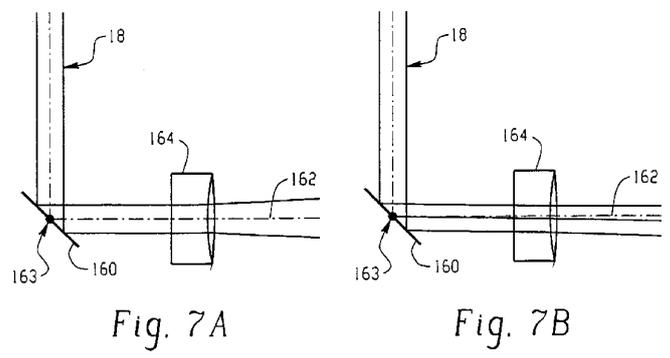


Fig. 7A

Fig. 7B

WO 03/021285

PCT/US02/22894

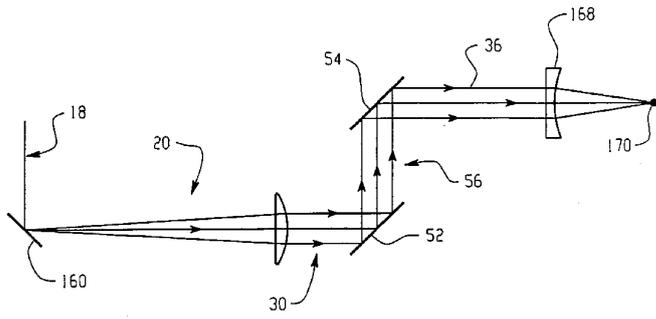


Fig. 8A

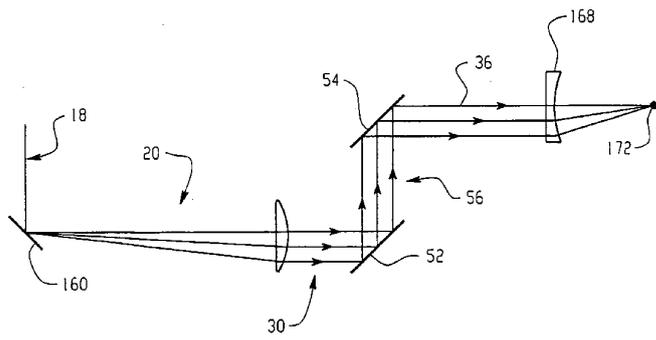


Fig. 8B

WO 03/021285

PCT/US02/22894

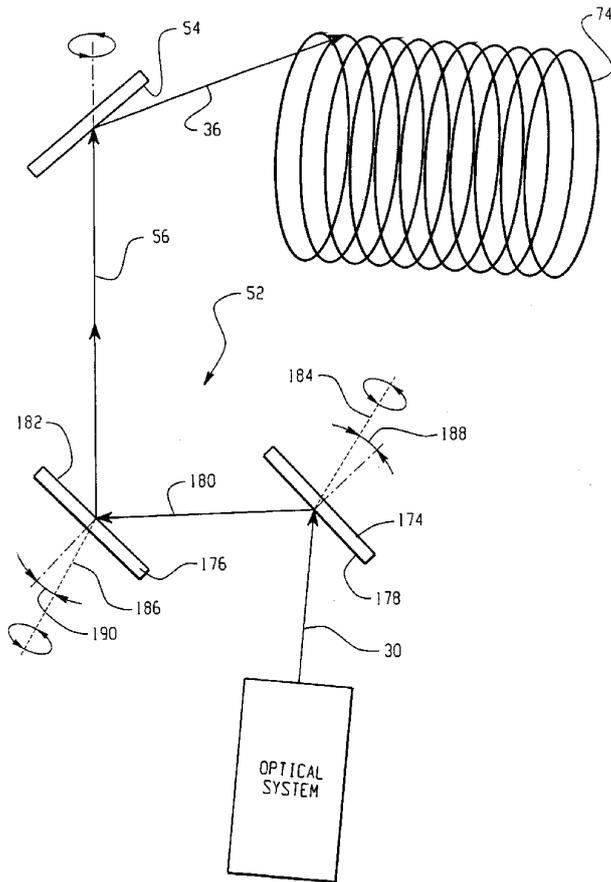


Fig. 9

WO 03/021285

PCT/US02/22894

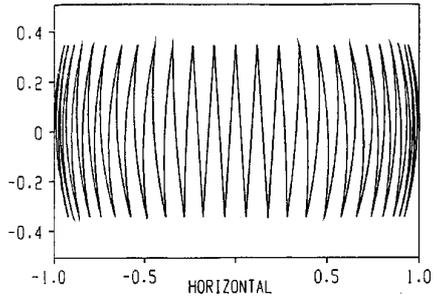


Fig. 10A

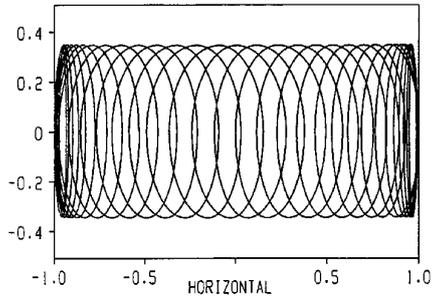


Fig. 10B

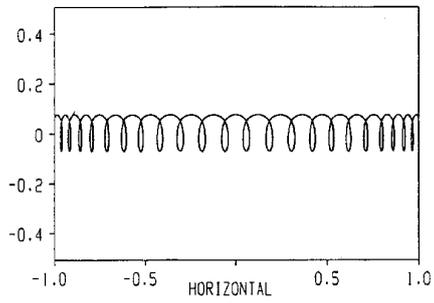


Fig. 10C

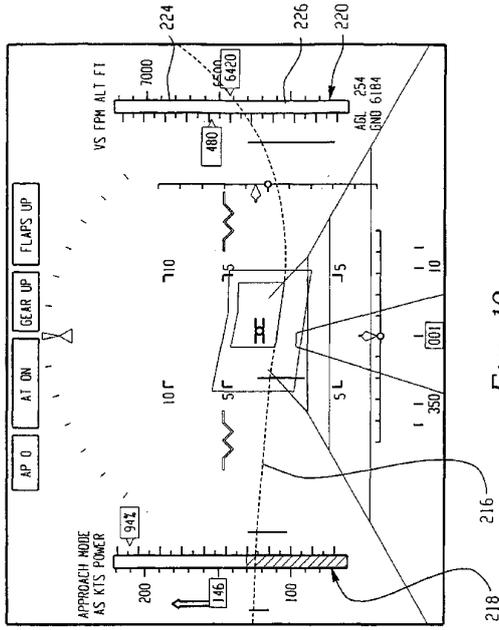


Fig. 12

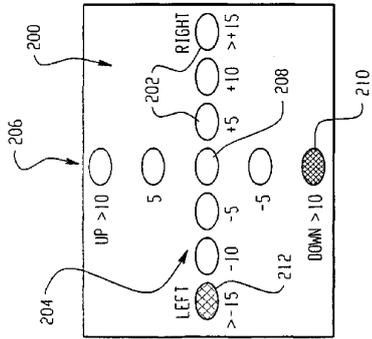
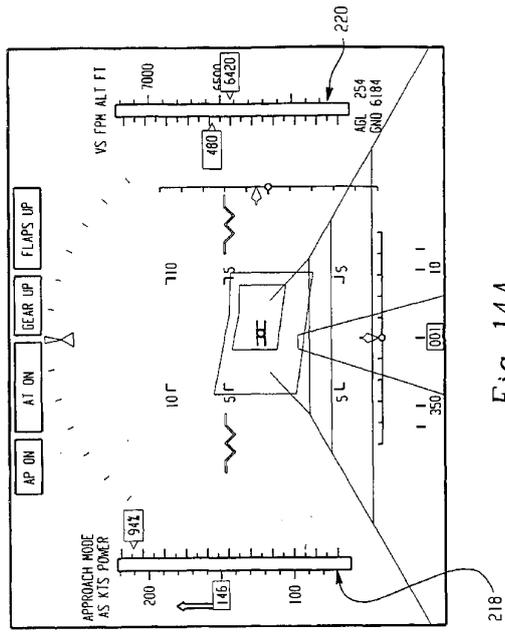
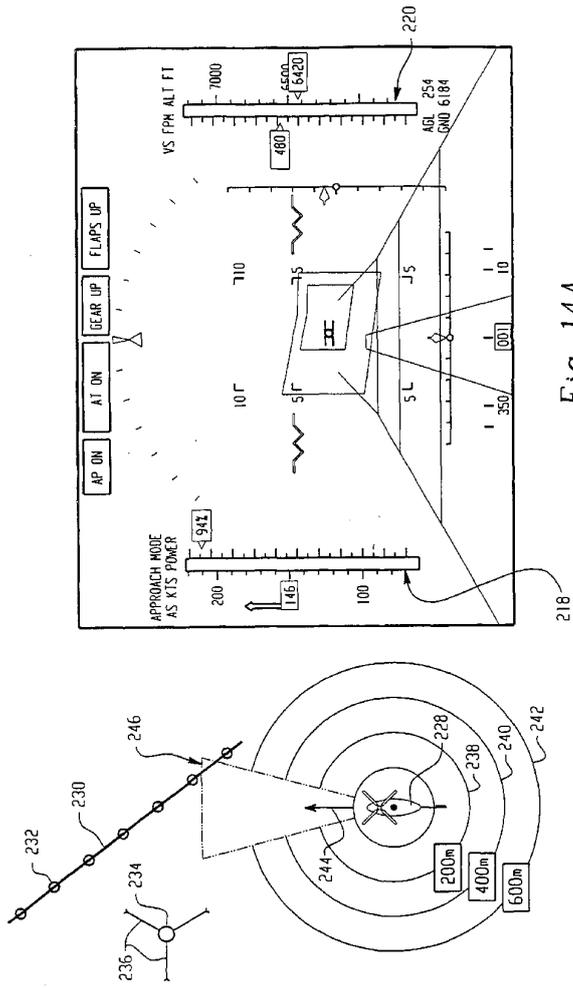


Fig. 11



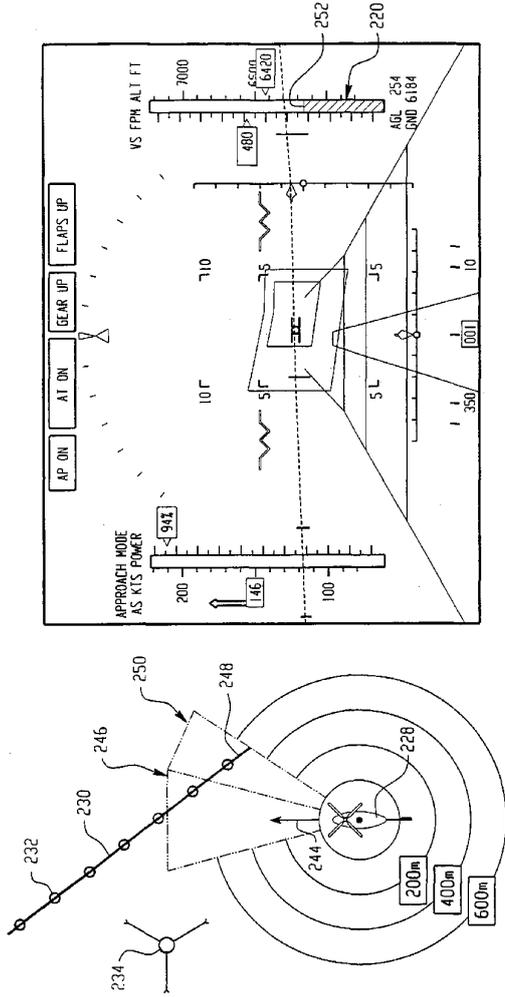


Fig. 13B

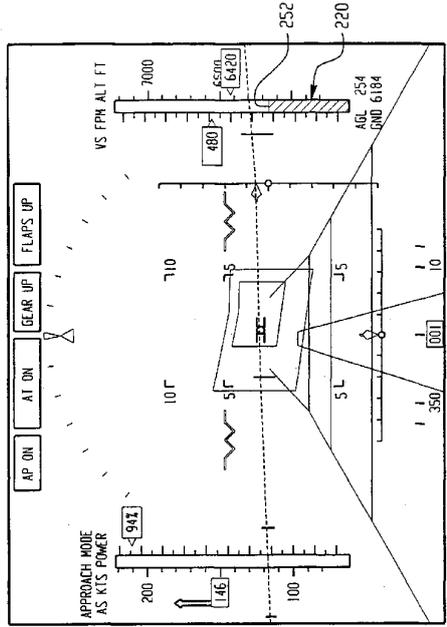


Fig. 14B

WO 03/021285

PCT/US02/22894

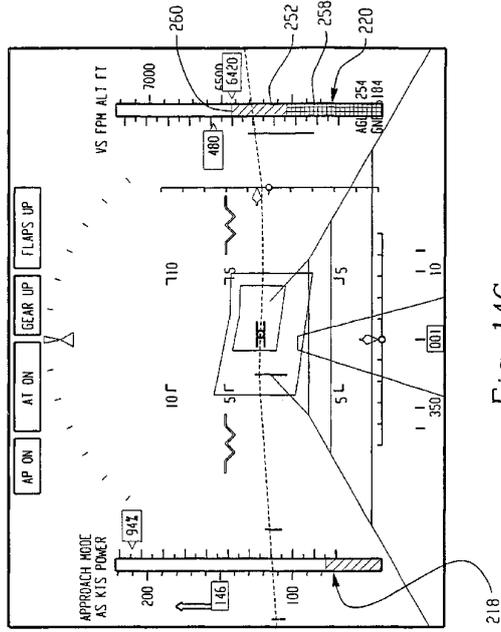


Fig. 14C

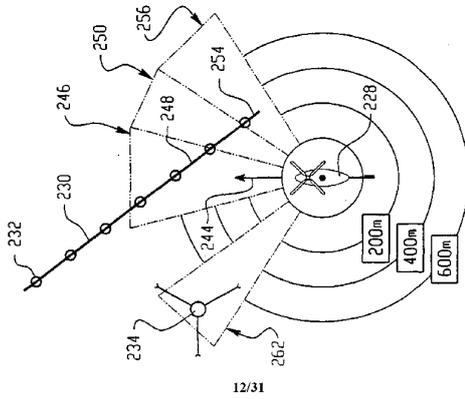


Fig. 13C

WO 03/021285

PCT/US02/22894

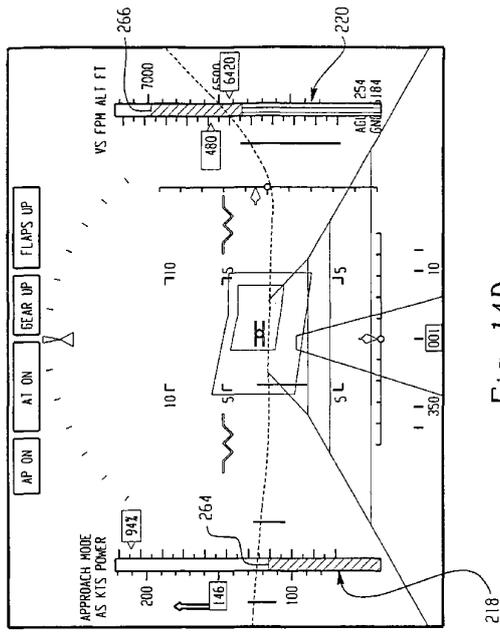


Fig. 13D

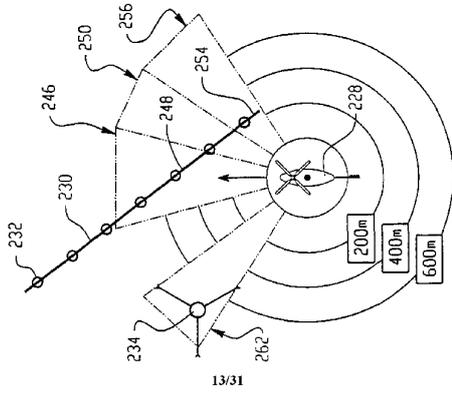


Fig. 14D

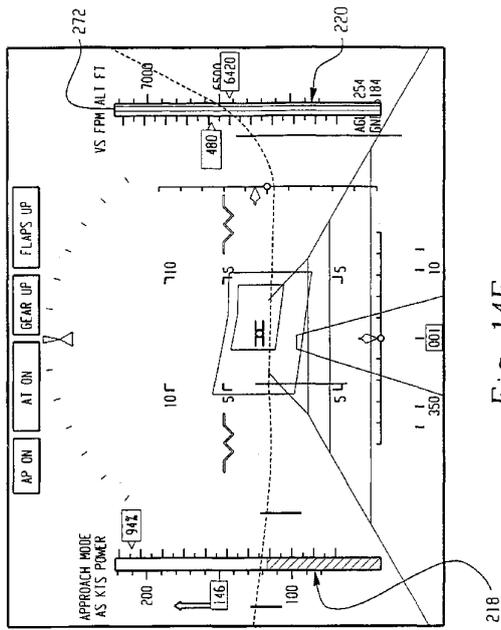


Fig. 14E

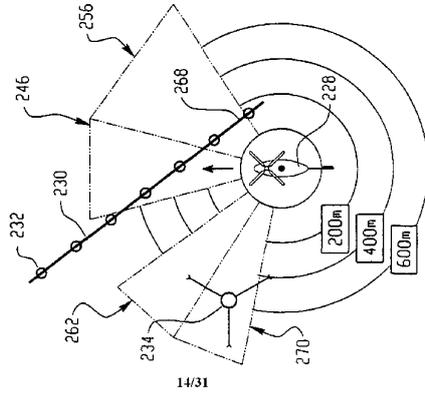


Fig. 13E

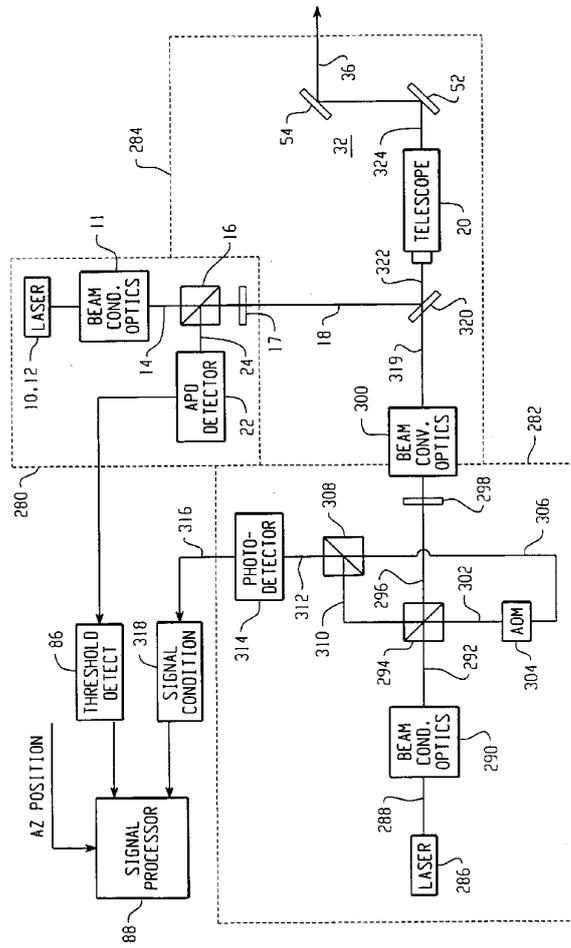


Fig. 15

WO 03/021285

PCT/US02/22894

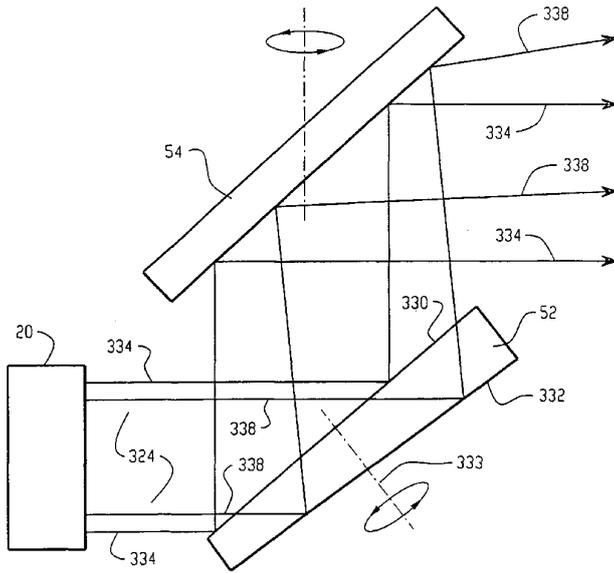


Fig. 16

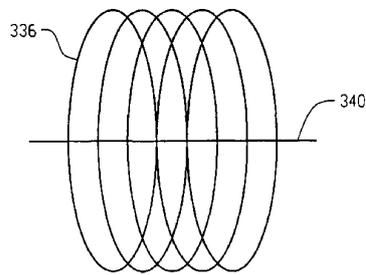


Fig. 16A

16/31

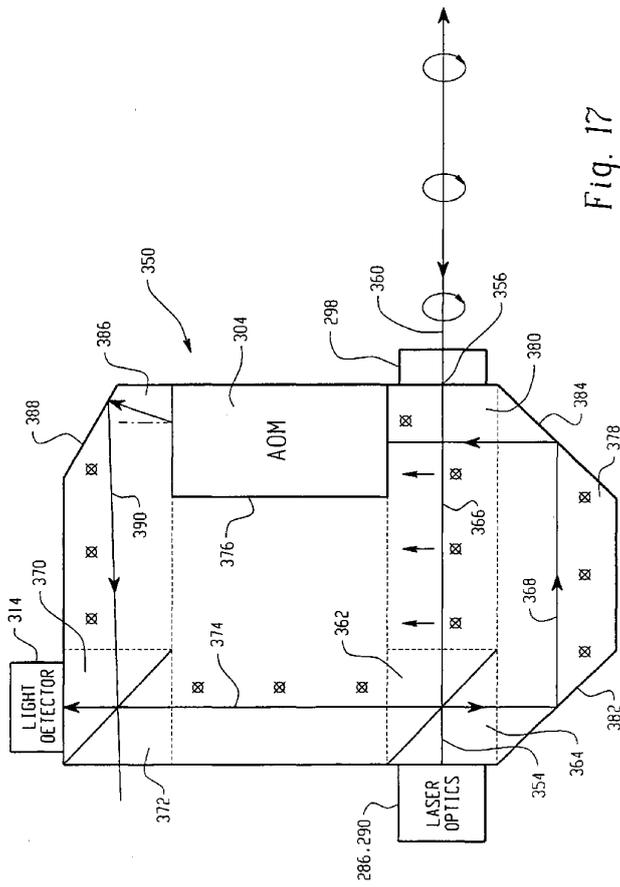


Fig. 17

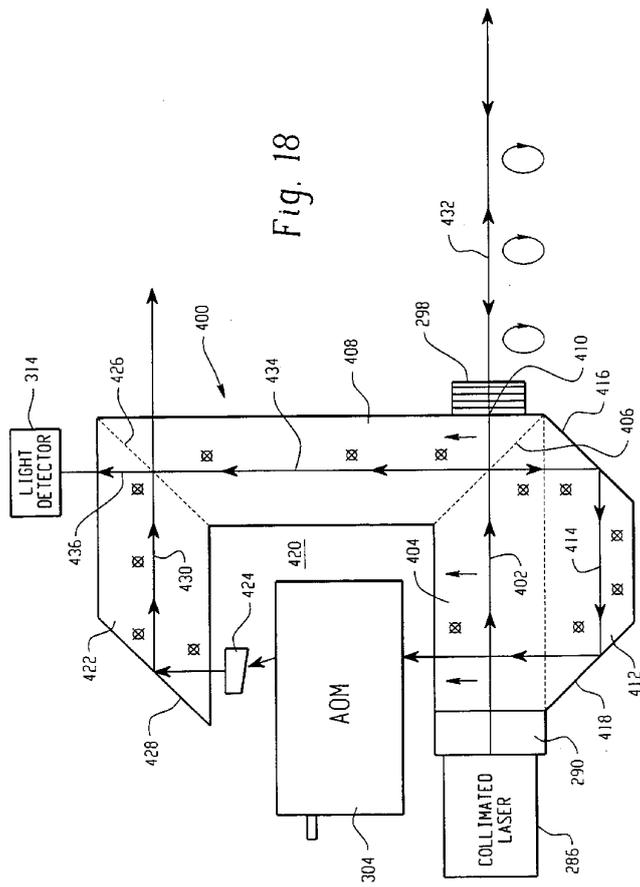


Fig. 18



WO 03/021285

PCT/US02/22894

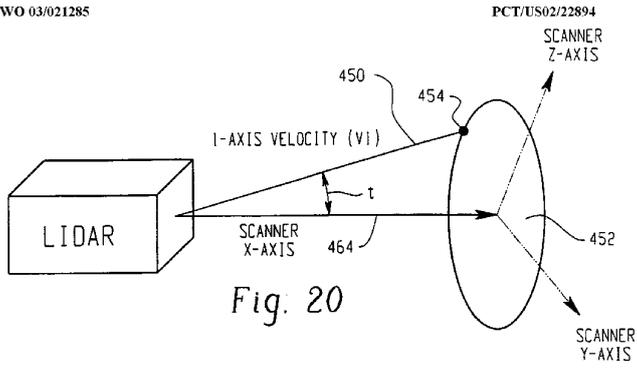


Fig. 20

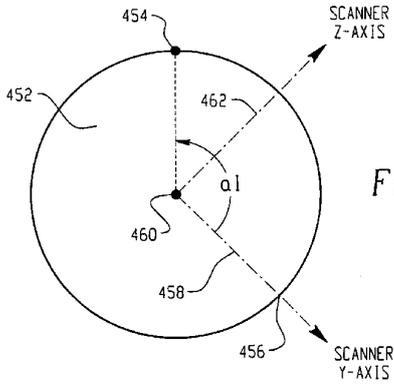


Fig. 20A

$$\begin{bmatrix} \sin(t)\cos(a1) & \sin(t)\sin(a1) & \cos(t) \\ \sin(t)\cos(a2) & \sin(t)\sin(a2) & \cos(t) \\ \sin(t)\cos(a3) & \sin(t)\sin(a3) & \cos(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{sx} \\ V_{sy} \\ V_{sz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V1 \\ V2 \\ V3 \end{bmatrix}$$

Fig. 20B

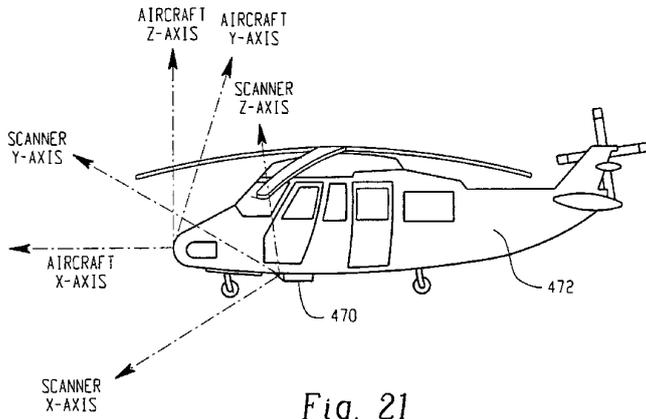


Fig. 21

$$\begin{aligned} [V_{ax}] &= [a_{11} \ a_{21} \ a_{31}] [V_{sx}] \\ [V_{ay}] &= [a_{12} \ a_{22} \ a_{32}] [V_{sy}] \\ [V_{az}] &= [a_{13} \ a_{23} \ a_{33}] [V_{sz}] \end{aligned}$$

Fig. 21A

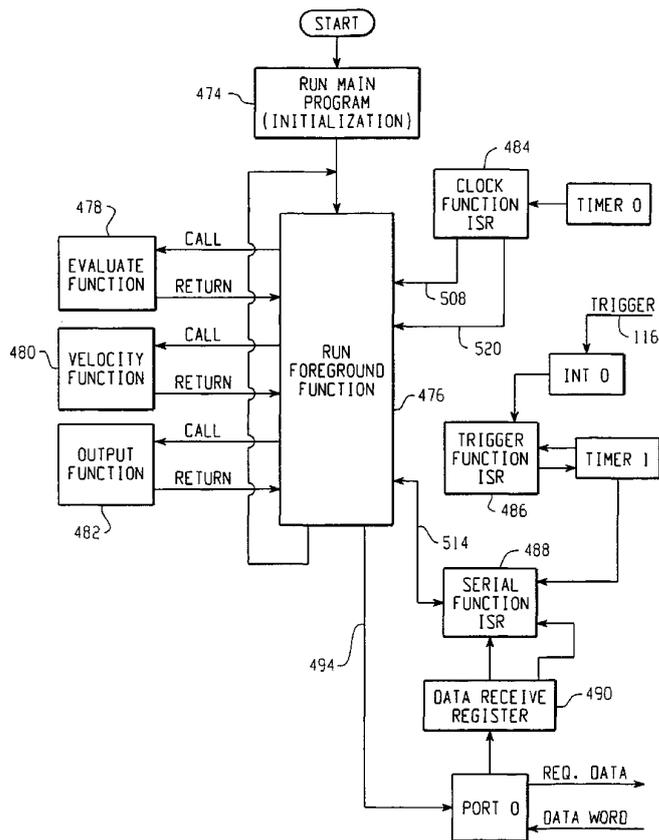


Fig. 22

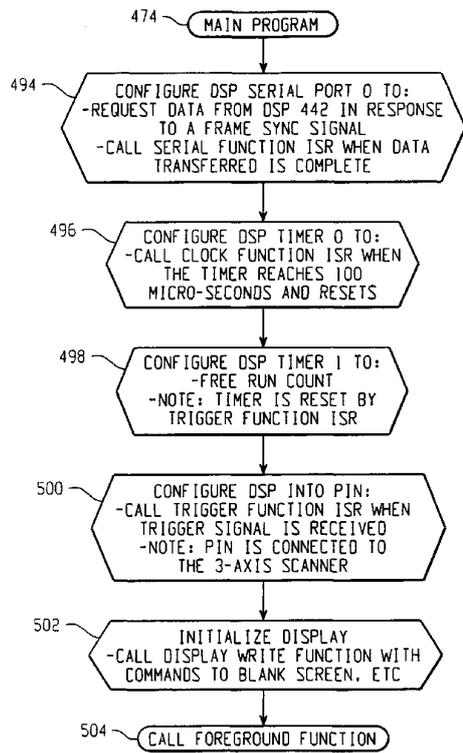


Fig. 23

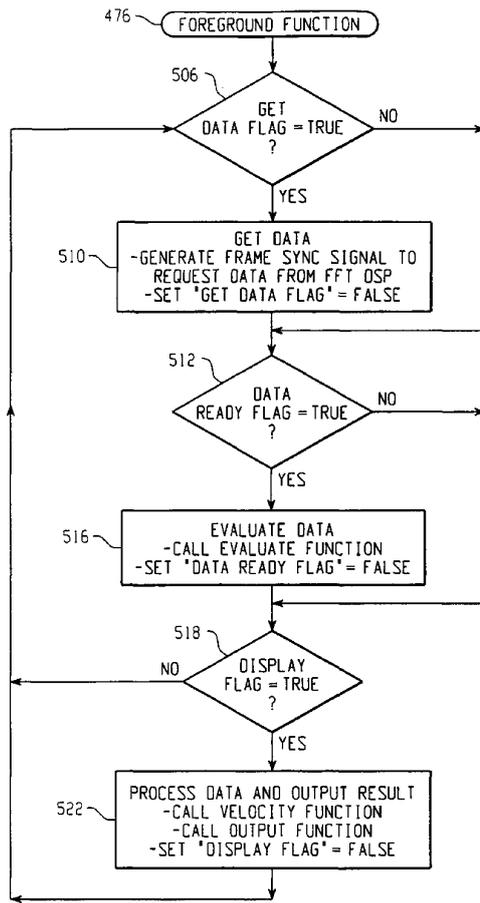
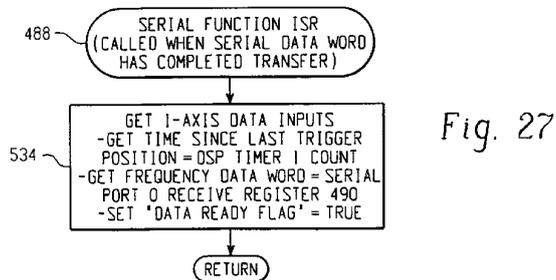
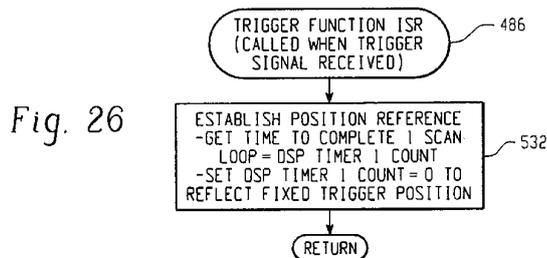
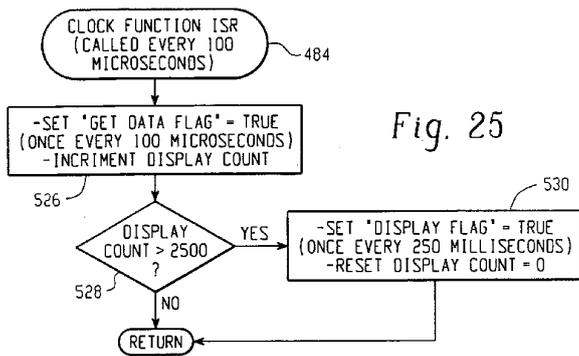


Fig. 24

WO 03/021285

PCT/US02/22894



WO 03/021285

PCT/US02/22894

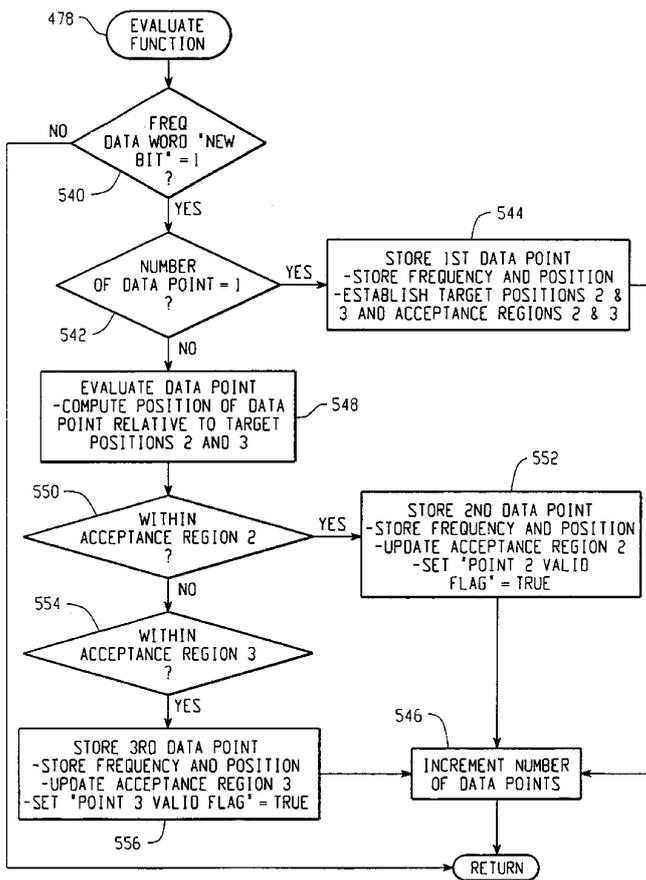


Fig. 28

WO 03/021285

PCT/US02/22894

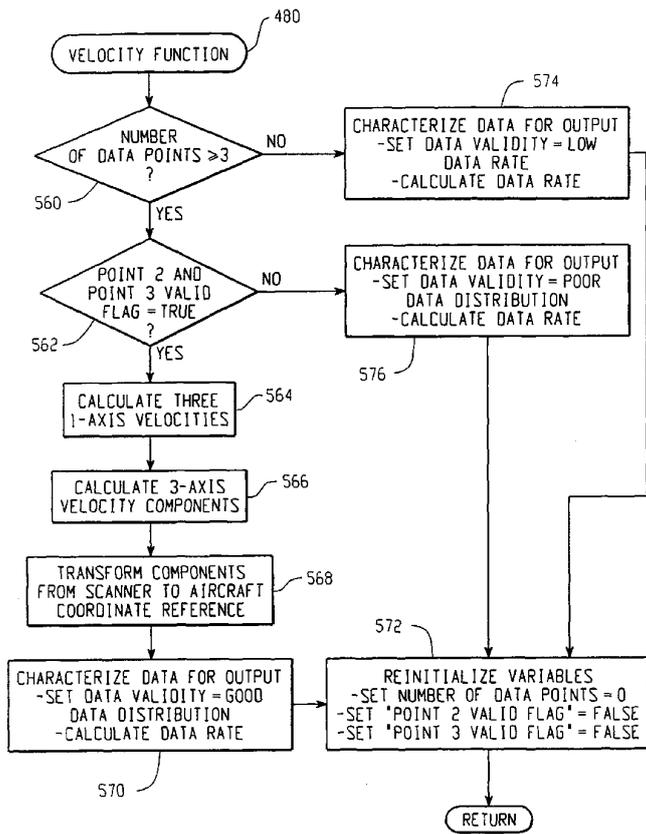


Fig. 29

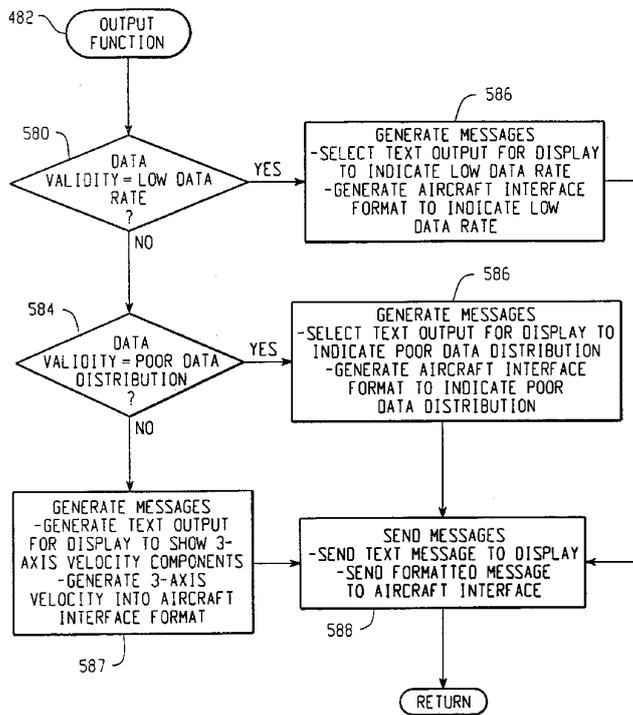


Fig. 30

WO 03/021285

PCT/US02/22894

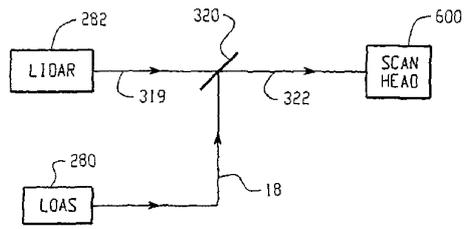


Fig. 31

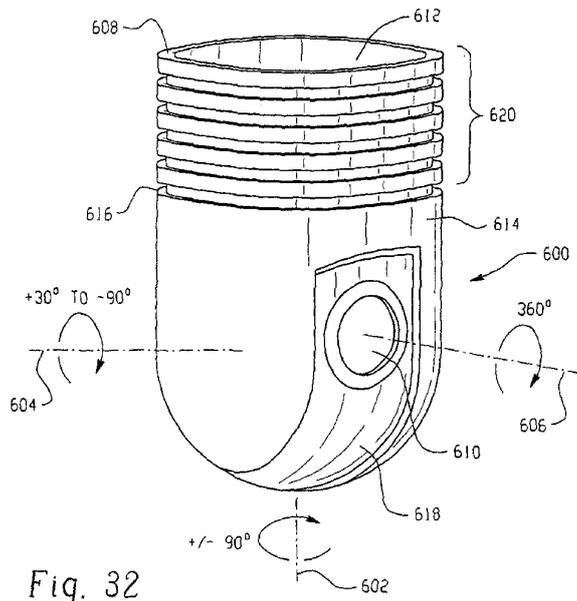


Fig. 32

29/31

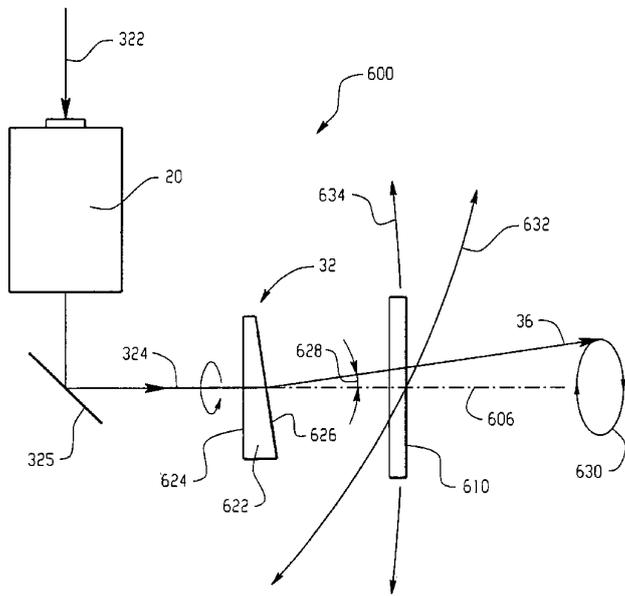


Fig. 33

WO 03/021285

PCT/US02/22894

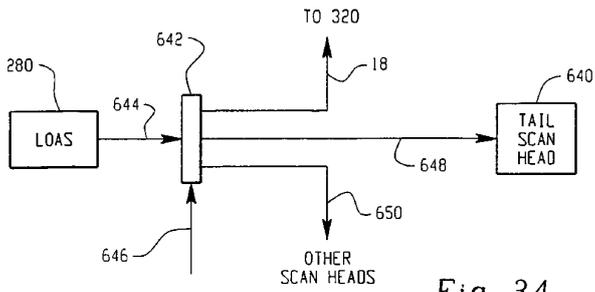


Fig. 34

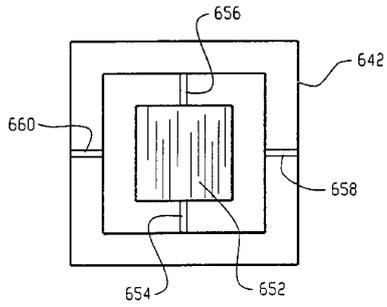


Fig. 35

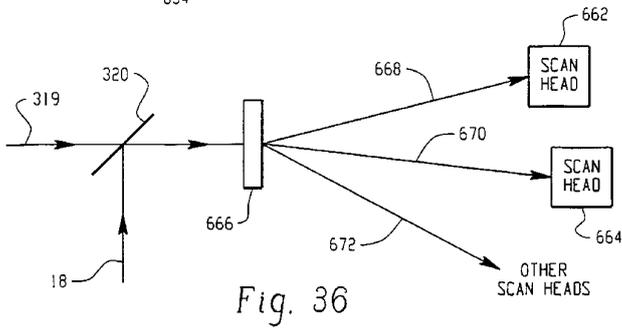


Fig. 36

【国際公開パンフレット(コレクトバージョン)】

(12) INTERNATIONAL APPLICATION PUBLISHED UNDER THE PATENT COOPERATION TREATY (PCT)

(19) World Intellectual Property Organization  
International Bureau



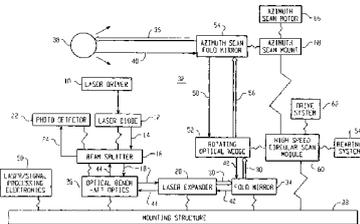
(43) International Publication Date  
13 March 2003 (13.03.2003)

PCT

(10) International Publication Number  
WO 03/021285 A3

- (51) International Patent Classification: G01S 17/93 (US). MENEELY, Clinton, T.; Bldg. 1540, Apt. 14, Thomas Lake Point Road, Fagen, MN 55122 (US).
  - (21) International Application Number: PCT/US02/22894
  - (22) International Filing Date: 18 July 2002 (18.07.2002)
  - (25) Filing Language: English
  - (26) Publication Language: English
  - (30) Priority Data: 09/946,048 4 September 2001 (04.09.2001) US
  - (71) Applicant: ROSEMOUNT AEROSPACE, INC. [US/US]; 14300 Judicial Road, Burnsville, MN 55306-4898 (US).
  - (72) Inventors: JAMIESON, James, R.; 8339 Carriage Hill Alcoue, Savage, MN 55378 (US); RAY, Mark, D.; Box 215, 1619 W. County Road 42, Burnsville, MN 55306
  - (74) Agent: ZITELLI, William, E.; Caffee, Halter & Griswold LLP, 1400 McDonald Investment Center, 800 Superior Avenue, Cleveland, OH 44114 (US).
  - (81) Designated States (national): AU, IL, JP.
  - (84) Designated States (regional): European patent (AT, BI, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, IT, LU, MC, NL, PT, SE, SK, TR).
  - Published: with international search report
  - (88) Date of publication of the international search report: 27 November 2003
- For two-letter codes and other abbreviations, refer to the "Guidance Notes on Codes and Abbreviations" appearing at the beginning of each regular issue of the PCT Gazette.*

(54) Title: SYSTEM AND METHOD OF MEASURING FLOW VELOCITY IN THREE AXES



WO 03/021285 A3

(57) Abstract: A LIDAR system for measuring flow velocity in three axes comprises: a LIDAR arrangement of optical elements for generating a coherent beam of light and directing the coherent beam of light by at least one rotationally operated optical element from the system with a predetermined pattern, the at least one rotationally operated optical element also for receiving reflections from particles along the predetermined pattern and directing the beam reflections to a light detector which converts the beam reflections into representative electrical signals; and a processor for detecting bursts from the electrical signals which are representative of light beam reflections from at least one particle substantially at a corresponding position along the predetermined pattern, and for computing a Doppler frequency for each of a selected plurality of detected bursts from the signal content thereof. The processor also capable of associating the selected plurality of detected bursts with their corresponding positions along the predetermined pattern and for computing a three axis flow velocity measurement from at least three of the selected plurality of computed Doppler frequencies and their corresponding positions along the predetermined pattern. A method of measuring flow velocity in three axes is further disclosed.

## 【 国際調査報告 】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT		Original Application No PCT/US 02/22894
<b>A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER</b> IPC 7 G01S17/93		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
<b>B. FIELDS SEARCHED</b> Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) IPC 7 G01S G01P		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used) EPO-Internal		
<b>C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT</b>		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 5 313 263 A (ABBISS JOHN B ET AL) 17 May 1994 (1994-05-17) abstract; figures 1-3, 8 column 4, line 60 -column 8, line 15 ---	1-7, 11, 13-17, 21, 20
Y		
X	US 5 724 125 A (AMES LAWRENCE L) 3 March 1998 (1998-03-03) abstract; figures 5-8 column 3, line 56 -column 7, line 63 ---	1, 4, 12-14, 22
X	EP 0 947 834 A (MARCONI ELECTRONIC SYST LTD) 6 October 1999 (1999-10-06) abstract; figure 7 column 14, line 4 - line 8 column 16, line 40 -column 17, line 27 --- -/--	1, 12, 13, 22
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of box C. <input checked="" type="checkbox"/> Patent family members are listed in annex.		
* Special categories of cited documents: *A* document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance *E* earlier document but published on or after the international filing date *L* document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) *O* document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means *P* document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed **T* later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to underscore the principle or theory underlying the invention **X* document of particular relevance, the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone *** document of particular relevance, the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, each combination being obvious to a person skilled in the art. *A* document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search 11 April 2003		Date of mailing of the international search report 22/04/2003
Name and mailing address of the ISA European Patent Office, P.B. 5618 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl, Fax: (+31-70) 340-3016		Authorized officer Niemeijer, R

INTERNATIONAL SEARCH REPORT		Original Application No. PCT/US 02/22894
C. (Continuation) DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	US 4 652 122 A (ZINCONE ROBERT ET AL) 24 March 1987 (1987-03-24) abstract; figures 1-7,13 column 2, line 42 -column 4, line 5 column 5, line 8 - line 18 -----	10,20

INTERNATIONAL SEARCH REPORT				International Application No. PCT/US 02/22894	
Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date	
US 5313263	A	17-05-1994	NONE		
US 5724125	A	03-03-1998	NONE		
EP 0947834	A	06-10-1999	GB 2336050 A EP 0947834 A2 IL 128984 A US 6285288 B1	06-10-1999 06-10-1999 10-03-2002 04-09-2001	
US 4652122	A	24-03-1987	DE 3620636 A1 FR 2584191 A1 GB 2176965 A, B IT 1204863 B JP 62003665 A	02-01-1987 02-01-1987 07-01-1987 10-03-1989 09-01-1987	

---

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 100087424

弁理士 大塚 就彦

(72)発明者 ジェミーソン, ジェームズ・アール

アメリカ合衆国ミネソタ州 5 5 3 7 8, サヴェッジ, キャリッジ・ヒル・アルコーヴ 8 3 3 9

(72)発明者 レイ, マーク・ディー

アメリカ合衆国ミネソタ州 5 5 3 0 6, バーンズヴィル, ウエスト・カウンティ・ロード 4 2 1  
6 1 9, ボックス 2 1 5

(72)発明者 メニーリー, クリントン・ティー

アメリカ合衆国ミネソタ州 5 5 1 2 2, イージェン, トーマス・レイク・ポイント・ロード, アパ  
ートメント 1 4, ビルディング 1 5 4 0

Fターム(参考) 5J084 AA05 AA07 AA10 AB08 AC04 AD04 AD09 BA04 BA36 BA49

BB14 BB16 BB21

**【要約の続き】**

る方法が開示される。