

(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2017-516090

(P2017-516090A)

(43) 公表日 平成29年6月15日(2017.6.15)

(51) Int.Cl.		F I		テーマコード (参考)
GO 1 S 15/88 (2006.01)		GO 1 S 15/88		2 G O 4 7
B 6 4 F 1/36 (2017.01)		B 6 4 F 1/36		5 J O 8 3
GO 1 S 15/10 (2006.01)		GO 1 S 15/10		
GO 1 S 7/524 (2006.01)		GO 1 S 7/524	R	
GO 1 N 29/032 (2006.01)		GO 1 N 29/032		
審査請求 未請求 予備審査請求 未請求 (全 22 頁)				

(21) 出願番号 特願2016-564993 (P2016-564993)
 (86) (22) 出願日 平成27年4月21日 (2015. 4. 21)
 (85) 翻訳文提出日 平成28年12月22日 (2016. 12. 22)
 (86) 国際出願番号 PCT/AU2015/000238
 (87) 国際公開番号 W02015/164905
 (87) 国際公開日 平成27年11月5日 (2015. 11. 5)
 (31) 優先権主張番号 2014901525
 (32) 優先日 平成26年4月28日 (2014. 4. 28)
 (33) 優先権主張国 オーストラリア (AU)

(71) 出願人 308014709
 ウインドビッドコ ピーティーワイ エル
 ティーデー
 WINDBIDCO PTY LTD
 オーストラリア国 3786 ビクトリア
 , ファニー クリーク, スクール ロード
 14
 (74) 代理人 110000084
 特許業務法人アルガ特許事務所
 (74) 代理人 100077562
 弁理士 高野 登志雄
 (74) 代理人 100096736
 弁理士 中嶋 俊夫
 (74) 代理人 100117156
 弁理士 村田 正樹

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機によって引き起こされた後方乱気流を検出する方法及びシステム

(57) 【要約】

空港周辺の航空機進入又は離陸コリドーと関連付けられたアパーチャ内の航空機によって引き起こされた後方乱気流を含む大気乱流及び/又はウィンドシアを検出する方法が開示される。この方法は、パルス圧縮に適した波形を有する音響信号をアパーチャ内に送信し、大気乱流及び/又はウィンドシアからの音響信号の後方散乱音響エコーを受信する。方法は、更に、整合フィルタ受信機内で音響エコーを処理して大気乱流の大きさを提供し、航空機によって引き起こされた後方乱気流及び/又はウィンドシアが少なくともアパーチャ内において設定閾値より低下するのにかかる時間である航空機によって引き起こされた消滅時間を識別する。空港周辺の航空機進入又は離陸コリドーと関連付けられた航空機によって引き起こされた後方乱気流を含む大気乱流及び/又はウィンドシアを検出するシステムも開示される。

【選択図】 図 1 0

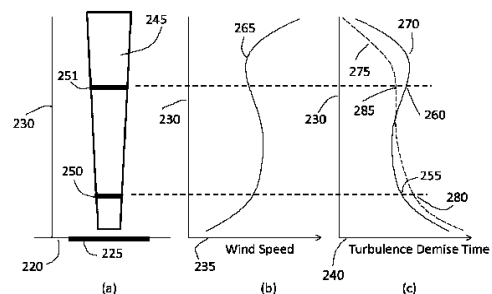


Figure 10

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

空港周辺の航空機進入又は離陸コリドーと関連付けられたアパーチャ内の航空機によって引き起こされた後方乱気流を含む大気乱流及び / 又はウィンドシアを検出する方法であって、

パルス圧縮に適した波形を有する音響信号を前記アパーチャ内に送信する段階と、
前記大気乱流及び / 又はウィンドシアからの音響信号の後方散乱音響エコーを受信する段階と、

音響エコーを整合フィルタ受信機内で処理して前記大気乱流の測定を行う段階と、
前記航空機によって引き起こされた後方乱気流を識別して、前記航空機によって引き起こされた後方乱気流及び / 又はウィンドシアが少なくとも前記アパーチャ内において設定閾値より低くなるのにかかる時間である消滅時間を決定する段階と、を含む方法。

10

【請求項 2】

前記音響信号が、少なくとも 1 k H z / 秒の周波数変動率を有するチャープを含む、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

複数の前記音響信号が、複数の送信機アンテナによって送信される、請求項 1 又は 2 に記載の方法。

【請求項 4】

前記複数の送信機アンテナが、実質的に前記航空機進入又は離陸コリドーを横切って配置される、請求項 3 に記載の方法。

20

【請求項 5】

前記複数の音響信号が、実質的に同じ周波数で送信され、正及び負チャープを有する、請求項 3 又は 4 に記載の方法。

【請求項 6】

前記複数の音響信号が、異なる周波数で送信され、正及び負チャープを有する、請求項 3 又は 4 に記載の方法。

【請求項 7】

前記後方散乱音響エコーが、複数の受信機アンテナによって受信される、請求項 1 ~ 6 のいずれか一項に記載の方法。

30

【請求項 8】

前記複数の送信機アンテナが、実質的に前記航空機進入又は離陸コリドーを横切って配置される、請求項 7 に記載の方法。

【請求項 9】

前記処理する段階が、前記整合フィルタ受信機をエミュレートして前記複数の受信機アンテナによって受信された前記後方散乱音響エコーの大きさを決定する段階を含み、前記大きさが、前記アパーチャ内の前記乱気流及び / 又はウィンドシアのレベルを示す、請求項 7 又は 8 に記載の方法。

【請求項 10】

前記識別する段階が、航空機によって引き起こされた後方乱気流と、航空機によって引き起こされた後方乱気流以外のバックグラウンド大気乱流とを区別する段階を含む、請求項 1 ~ 9 のいずれか一項に記載の方法。

40

【請求項 11】

各受信機アンテナからの振幅を比較して、前記乱気流及び / 又はウィンドシアの水平位置を確定する段階を含む、請求項 9 又は 10 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 12】

前記消滅時間が、実質的に航空機進入又は離陸コリドー全体に沿って計算される、請求項 1 ~ 11 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 13】

ウィンドプロファイルから推定乱流消滅時間を導出し、前記推定消滅時間プロファイル

50

を、1個以上のアパーチャで得られた実際の乱流消滅時間で補正する段階を含む、請求項1～12のいずれか一項に記載の方法。

【請求項14】

前記補正する段階が、1個又は複数のアパーチャから得られた前記実際の消滅時間を測定されたウィンドプロファイルと共に使用して前記航空機進入又は離陸コリドーに沿って補間を適用し、前記航空機進入又は離陸コリドーに沿った実際の航空機後方乱流消滅時間を得ることによって行われる、請求項13に記載の方法。

【請求項15】

前記閾値は、後続航空機が前記アパーチャを通過することが比較的安全であるように設定される、請求項1～14のいずれか一項に記載の方法。

10

【請求項16】

前記消滅時間に安全マージンを加えて航空機間隔時間を得る、請求項1～15のいずれか一項に記載の方法。

【請求項17】

空港周辺の航空機進入又は離陸コリドーと関連付けられたアパーチャ内の航空機によって引き起こされた後方乱気流を含む大気乱流及び/又はウィンドシアを検出するシステムであって、

パルス圧縮に適した波形を有する音響信号を前記アパーチャ内に送信する少なくとも1個の送信機アンテナと、

前記大気乱流及び/又はウィンドシアからの音響信号の後方散乱音響エコーを受信する少なくとも1個の受信機アンテナと、

20

前記音響エコーを処理して前記大気乱流の測定を行う整合フィルタ受信機と、

前記航空機によって引き起こされた後方乱気流を識別して、前記航空機によって引き起こされた後方乱気流及び/又はウィンドシアが少なくとも前記アパーチャ内の設定閾値より低くなるのにかかる時間である消滅時間を決定する手段と、を含むシステム。

【請求項18】

前記音響信号が、少なくとも1kHz/秒の周波数変動率のチャープを含む、請求項17に記載のシステム。

【請求項19】

複数の前記音響信号を送信する複数の送信機アンテナを備える、請求項17又は18に記載のシステム。

30

【請求項20】

前記複数の送信機アンテナが、実質的に前記航空機進入又は離陸コリドーを横切って配置される、請求項19に記載のシステム。

【請求項21】

前記複数の音響信号が、実質的に同じ周波数で送信され、正及び負チャープを有する、請求項19又は20に記載のシステム。

【請求項22】

前記複数の音響信号が、異なる周波数で送信され、正及び負チャープを有する、請求項19又は20に記載のシステム。

40

【請求項23】

前記後方散乱音響エコーを受信する複数の受信機アンテナを備える、請求項17～22のいずれか一項に記載のシステム。

【請求項24】

前記複数の受信機アンテナが、実質的に前記航空機進入又は離陸コリドーを横切って配置される、請求項23に記載のシステム。

【請求項25】

前記処理する手段が、前記整合フィルタ受信機をエミュレートして前記複数の受信機アンテナによって受信された前記後方散乱音響エコーの大きさを決定するアルゴリズムを含み、前記大きさが、前記アパーチャ内の前記乱気流及び/又はウィンドシアのレベルを示

50

す、請求項 23 又は 24 に記載のシステム。

【請求項 26】

前記識別する手段が、航空機によって引き起こされた後方乱気流と、前記航空機によって引き起こされた後方乱気流以外のバックグラウンド大気乱流とを区別するアルゴリズムを含む、請求項 17 ~ 25 のいずれか一項に記載のシステム。

【請求項 27】

前記アルゴリズムが、各受信機アンテナからの振幅を比較して前記乱気流及び / 又はウィンドシアの水平位置を確定する手段を備える、請求項 25 又は 26 に記載のシステム。

【請求項 28】

前記消滅時間が、実質的に航空機進入又は離陸コリドー全体に沿って計算される、請求項 17 ~ 27 のいずれか一項に記載の方法。

10

【請求項 29】

前記処理する手段は、ウィンドプロファイルから推定乱流消滅時間を導出し、前記推定消滅時間プロファイルを、1 個以上のアパーチャで得られた実際の乱流消滅時間で補正する手段を備える、請求項 17 ~ 28 のいずれか一項に記載のシステム。

【請求項 30】

前記アルゴリズムは、1 個又は複数のアパーチャから得られた前記実際の消滅時間を、測定したウィンドプロファイルと共に使用して前記航空機進入又は離陸コリドーに沿って補間を適用することで前記補正段階を実行して、前記航空機進入又は離陸コリドーに沿った実際の航空機後方乱流消滅時間を得る、請求項 29 に記載のシステム。

20

【請求項 31】

前記閾値は、後続航空機が前記アパーチャ内を通過することが比較的安全であるように設定される、請求項 17 ~ 30 のいずれか一項に記載のシステム。

【請求項 32】

前記消滅時間に安全マージンを加えて航空機間隔時間を得る、請求項 17 ~ 31 のいずれか一項に記載のシステム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、大気探測で使用される SODAR システムの分野、特に、空港周辺の航空機進入又は離陸コリドー内で航空機によって引き起こされた後方乱気流及び / 又はウィンドシアを検出する方法及びシステムに関する。方法及びシステムは、航空機によって引き起こされた後方乱気流及び / 又はウィンドシアを実時間で検出することができ、また乱気流の消滅までの時間を測定することができる。

30

【背景技術】

【0002】

航空機によって引き起こされた後方渦及び関連する乱気流を検出する必要性は、十分に確認されており、SESAR と呼ばれる欧州のプログラム（非特許文献 1）と、Next Gen と呼ばれる北アメリカの類似のプログラム（非特許文献 2）に記載されている。これらの 2 つのプログラムは、ICAO ASBU 文書（非特許文献 3）に要約されている。これらのプログラムの目的を達成するには、航空機によって引き起こされた後方乱気流の位置と強さを実時間でかつ全ての気象条件で検出できる技術及びシステムが必要である。詳細には、空港の進入又は離陸コリドー内の後方乱気流を検出することができるシステムが必要であり、空港の進入又は離陸コリドーは、先行航空機からの後方乱気流を受けた後続航空機が、重大な結果となりうる異常姿勢となる可能性がある危険な領域である。

40

【0003】

航空機からの後流は、揚力を生成するために必要とされる空気の移動のために生じる。この後流は、幾つかの形態に発展することがあり、それらの形態は全て、後続航空機にとって潜在的に危険である。後流は、大気状態により 20 秒 ~ 数分続く渦になることがある。この渦は、80 ~ 200 m / s で回転する約 1 m のコア径を有するコア渦を誘発したり

50

、それらがまとまって5～20 m/sで回転する最大30 mの直径を有する大きいコア渦になることもある様々な状態を有する可能性がある。渦は常に強い乱気流又はそれに関連するウィンドシアを有し、渦に遭遇する航空機の飛行を乱す可能性がある。航空機によって引き起こされた後流は、渦段階を経ることなく乱気流に直接発展することがある。従って、進入コリドールの安全性を測定するプロセスは、航空機によって引き起こされた全ての後流を検出できなければならない。乱気流が常に航空機後流と関連しているので、確実な仕組みは、後方乱気流を直接検出することである。しかしながら、航空機によって引き起こされた後流渦を検出するだけでは、後続航空機のための進入コリドールが、先行航空機によって誘起又は生成された乱気流に対して安全であることを保証するには十分でないことがある。

10

【0004】

航空機によって引き起こされた後流渦を検出する様々な手法は、RADAR、LIDAR及びSODARを使用しており、その目的は、後流渦の位置を検出して追跡できるようにすることである。また、航空機によって引き起こされた後流渦の強さを測定する幾つかの試みがあり、その幾つかは成功し幾つか成功していない。それらの取り組みの要約は、非特許文献4に示されている。

【0005】

前述の取り組みでは、SESTAR、NextGen又はICAO ASBUプログラムに概説された利点を提供するために運用システムに必要とされるような、航空機によって引き起こされた全てのタイプの後方乱気流を実時間で且つ全ての気象条件で確実に検出できるシステムが得られなかった。

20

【0006】

特許文献1に示された既知の航空機渦システムは、後方渦を検出するために音波の屈折を使用するが、少数の渦の存在しか検出できない。これは、この技術が、約80 m/sを超える回転速度を有する、航空機によって引き起こされた1対の渦の一方しか検出できず（非特許文献5）、その結果、やはり存在する航空機後流と関連したもっと低速の渦や乱気流を検出できないことによって起こる。特許文献1のシステムは、航空機によって引き起こされた後流渦及び/又は乱気流の確実な指示を提供しないことがある。

【0007】

特許文献1にも概説された既知の音響風センサは、走査受信機ビームを使用して単一送信機のビーム内にある渦しか検出できないという制限を有し、従って、検出の確率が運用システムに必要とされるよりも低い。類似のシステムは、非特許文献6に概説されており、この文献には、航空機後流渦を検出するパルス化及びCW音響システムの両方が記載されている。詳細には、図3-34は、後方散乱パルス化、前方散乱パルス化及び前方散乱CWシステムを示す。図4-1には、前方散乱CWシステムの絵図が示されている。CWシステムには本質的にレンジ情報がないが、レンジは、送信機及び/又は受信機ビームを掃引することによって得ることができる。

30

【0008】

特許文献2と特許文献3に示されたチャープ式SODARを使用して後流渦を検出するこれまでの試みは、渦のコアによるパルス圧縮波形（チャープ）を有する音響信号の屈折からなっていた。このシステムは、渦コアが80 m/sを超える速度で回転する場合は渦高さの正確な測定値を提供したが、80 m/s未満で回転する渦又は航空機後方乱気流と関連した乱気流を確実に検出できなかった。何故なら、後方散乱信号対雑音比が低すぎて検出できず、また航空機によって引き起こされた全ての後方乱気流の強さ又は減衰時間に関する信頼性の高い情報を得ることができなかったためである。飛行経路内の全ての航空機関連乱気流の検出が不十分なのは、単一の送信機アンテナが、アンテナの上の領域を部分的にしか十分な送信信号で照射しないためである。十分な送信信号とは、必要な信号対雑音比と有用な「合成アパーチャ」を提供するための飛行経路のカバー幅を得るのに十分な送信信号である。従って、特許文献2は、飛行経路が後続航空機にとって安全かどうか決定するのに必要な「合成アパーチャ」内の全ての航空機誘起後流渦を検出できない。

40

50

【 0 0 0 9 】

特許文献 4、特許文献 5、及び特許文献 6 に開示されたチャープ式 S O D A R は、従来の短パルス S O D A R より 4 5 d B 高い利得、また他の先行技術に開示されたチャープ S O D A R システムより 2 5 d B 高い利得を有する。後者のシステムは、各振幅測定値をチャープ S O D A R の更新レートで独立に使用して後方乱気流測定値を提供する。後者のシステムは、比較的高いチャープレート（例えば、少なくとも 1 0 0 0 H z / 秒）のチャープ信号形式を使用し、整合フィルタ受信機内で I I R ウィンドウ線形位相フィルタを使用し、且つ改良されたアンテナ設計を使用することによって先行技術を改良する。チャープ音響信号は、パルス圧縮又は整合フィルタ受信機で使用するのに適することが分かっている波形クラスに属する。パルス圧縮波形と整合フィルタの好適な紹介は、非特許文献 7 に示されている。

10

【 0 0 1 0 】

改良されたアンテナ設計は、分離を最大にする内部吸音材を有する二重側壁、並びに比較的低いサイドローブを有するオフセット給電アンテナを備える。アンテナ設計は、また、最大 1 3 5 d B a のサウンドレベルを送信することを可能にする比較的高効率の圧縮ドライバを有する。これにより、チャープ S O D A R は、平均化なしに実質的に全てのタイプの大気乱流を実時間で測定することができ、これは、どの S O D A R、L I D A R 又は R A D A R システムもこれまで利用できなかった機能である。乱気流の測定は、小規模な温度不連続性及び / 又は大気の変動によって音響エネルギーが後方散乱されたときに達成されうる。

20

【 0 0 1 1 】

到着と離陸に安全な航空機アパーチャについては、以前に非特許文献 8 で検討されている。後者の参考文献に開示されたアパーチャは、モデル化された後流渦が航空機コリドーに関してどのように描かれうるかを示す文脈でのものであるが、その概念を後方乱気流の実時間測定に適用することやそのような実時間測定システムを実現する方法については提案されていない。例えば、特許文献 2 は、「合成アパーチャ」を開示すが、非合成アパーチャを有するシステムを構築する方法を開示していない。

【 0 0 1 2 】

航空機後流渦の位置と消滅時間を推測する後流渦挙動モデリングに基づく予測システムを作成するために、過去 3 0 年に亘って多くの試みがなされてきた。しかしながら、航空機産業界の幾つかの部門は、渦の実時間測定の代わりに予測 / 推論的情報の実行可能性を疑問視してきた。従って、本出願人が知る限り、進入又は離陸コリドー内の安全な航空機間隔を得るために、アパーチャ内の航空機後方乱気流を実時間で測定する方法を示す既知の音響パルス圧縮システムはない。

30

【 0 0 1 3 】

本明細書で使用される用語「乱気流」は、速度及び / 又は方向が変化する風で特徴付けられる小規模で不規則な空気の動きを示す。乱気流は、大気を混合し攪拌し、水蒸気、煙及び他の物質並びにエネルギーを、垂直方向と水平方向両方に分散させるので重要である。

【 0 0 1 4 】

本明細書で使用される用語「アパーチャ」は、空港近くの進入又は離陸コリドーに沿ったスライス又は断面を示す。アパーチャは、航空機が乱気流を生成又は誘起する範囲内で且つ先行航空機が後方乱気流を引き起こした後で後続航空機が通る領域を有する。また、用語「アパーチャ」は、進入及び離陸コリドーを含む航空機コリドーの間で航空機によって引き起こされた後方乱気流が移動することがある領域全体を示すことがある。

40

【 0 0 1 5 】

下の表は、チャープ式 S O D A R が、航空機後方乱気流測定システムの要件を満たすことができる技術であることを示す。L I D A R 又は R A D A R ソリューションは、分解能と更新レートの制限により、表に示された性能レベルに近いレベルを達成できない。表中の更新レートは重要である。何故なら、アパーチャ内の乱気流が明確で航空機間隔を最適

50

化できることを確実にするには十分な時間分解能が必要になるためである。

【0016】

【表1】

アパーチャ航空機後方乱気流測定要件の表

	更新レート	分解能	平均化	最小レンジ	最大レンジ	カバレッジ幅
要件	<5秒	5m	平均化なし	10m	150m	150m
短パルス SODAR	20秒	10m	平均化して データを得る	40m	50m	アレイで 150m
チャープ SODAR	<5秒	2m	平均化を使用 しない	10m	250m	アレイで 150m

10

【0017】

今日までのほとんどの研究は、航空機後流渦軌跡を測定し、次にこの挙動のモデルを開発しようとすることに集中してきた。これは、後流渦挙動を表現するために必要な多くのパラメータが、極めて変化しやすく、実際に得ることが困難か不可能であるため成功していない。

20

【0018】

後流渦問題は、多数のパラメータが関係するので全く複雑である。様々な運用シナリオを除いても、問題は、渦を生成する航空機、渦に遭遇する航空機及びそれらの間に介在する大気によって導入されるパラメータを含む。渦は、最初に、重量、翼幅、速度、フラップ及びスポイラ設定、地面までの近さ、エンジン推進力、揚力分布等を含む、渦を生成する航空機のパラメータによって特徴付けられる。遭遇（安全又は危険）は、速度、翼幅、ロール制御権限、飛行フェーズ等を含む、後続航空機のパラメータによって特徴付けられる。また、風、横風、大気安定度、バックグラウンド大気乱気流等を含む気象変数は、どれだけ長い間渦が危険な状態にあるかを決定するのに大きな役割を果たす。

30

【0019】

空港に到着する航空機と空港から離陸する航空機の現在の分離時間は、乱気流遭遇を最小にするために慎重に設定されてきた。この設定は、一般に慎重であり、コリドー内で後方乱気流の位置又は強さを実際に測定することなく、分離時間内に乱気流が消滅するか又は離陸又は到着コリドーから移動したとの推定に依存する。

【0020】

本出願人は、先行航空機からの後方乱気流が、進入又は離陸コリドー内で安全閾値まで減少するのにかかる時間の長さを実時間で決定することができれば、到着及び離陸時の航空機分離時間を短くできる可能性が高いと認識する。航空機後方乱気流の安全閾値の決定は、航空機によって許容できる乱気流レベルが異なるので、比較的複雑である。更に、この決定は、極めて変化しやすい通常又はバックグラウンド大気乱流の存在によって複雑になることがある。従って、実際の安全乱気流閾値を正確に測定するには、大気バックグラウンド乱流の状態の予備的知識も必要とする。航空機後方乱気流の安全閾値を実時間で決定することによって、空港設備の能力と利用率を高めるだけでなく、安全性が改善されることがある。

40

【0021】

本発明の方法及びシステムは、アパーチャ内で航空機によって生成又は誘起された乱気流を含むアパーチャ内の大気乱流を測定して、アパーチャ内の乱気流の様々なタイプと、航空機によって生成又は誘起された乱気流がアパーチャ内で設定又は安全レベル又は閾値以下に低下するのにかかる時間である消滅時間を決定する。消滅時間が実時間で測定される場合は、後続航空機がアパーチャを通過するのに安全又は最適な間隔時間を決定するた

50

めに適切な安全性又は時間バッファ又は余裕を適用してもよい。

【 0 0 2 2 】

先行技術として示された特許文書又は他の物に対する本明細書における参照は、その文書又は物が既知であること、又はそれに含まれる情報が、いずれかのクレームの優先日に一般知識の一部であったことを是認又は示唆するものとして解釈されるべきでない。

【 0 0 2 3 】

本明細書（クレームを含む）において用語「含む」が使用される場合は、述べた特徴、完全体（integer）整数、段階又は構成要素の存在を指定するが、1以上の他の特徴、完全体、段階、構成要素又はそれらのグループの存在を除外しないと解釈されるべきである。

10

【 先行技術文献 】

【 特許文献 】

【 0 0 2 4 】

【 特許文献 1 】 U S 3 6 7 1 9 2 7

【 特許文献 2 】 U S 7 2 8 4 4 2 1（発明の名称：Detection of wake vortices and the like）

【 特許文献 3 】 U S 7 7 0 3 3 1 9（発明の名称：Characterisation of Aircraft Wake Vortices）

【 特許文献 4 】 U S 6 7 5 5 0 8 0（発明の名称：Acoustic Sounding）

【 特許文献 5 】 U S 7 3 1 7 6 5 9（発明の名称：Measurement of the Air Characteristics of the Lower Atmosphere）

20

【 特許文献 6 】 U S 7 1 7 8 4 0 8（発明の名称：SODAR Sounding of the Lower Atmosphere）

【 非特許文献 】

【 0 0 2 5 】

【 非特許文献 1 】 <http://www.sesarju.eu/>

【 非特許文献 2 】 <http://www.faa.gov/nextgen/>

【 非特許文献 3 】 <http://www.icao.int/sustainability/Pages/ASBU-Framework.aspx>

【 非特許文献 4 】 http://ntl.bts.gov/lib/33000/33700/33701/WakeNet3_Europe_March2010_Sensor_Vol_pe.pdf

30

【 非特許文献 5 】 http://ntl.bts.gov/lib/46000/46000/46025/Bumham_CharacteristicsWake_VortexTracking.pdf

【 非特許文献 6 】 "Doppler Acoustic Vortex Sensing System by R.P.McConville" <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a062026.pdt>

【 非特許文献 7 】 "Introduction to Radar Systems, Third Edition, by Merrill I.Skolnik, McGraw Hill, 2001, ISBN 0-07-118189-X"

【 非特許文献 8 】 http://www.transportresearch.info/Upload/Documents/201208/20120807_184001_312_2_ATC_Wake%20D2_12.pdf

【 発明の概要 】

【 課題を解決するための手段 】

40

【 0 0 2 6 】

本発明の一の態様によれば、空港周辺の航空機進入又は離陸コリドーと関連付けられたアパーチャ内の航空機によって引き起こされた後方乱気流を含む大気乱流及び/又はウィンドシアを検出する方法が提供され、方法は、パルス圧縮に適した波形を有する音響信号をアパーチャ内に送信する段階と、大気乱流及び/又はウィンドシアからの音響信号の後方散乱音響エコーを受信する段階と、音響エコーを整合フィルタ受信機内で処理して大気乱流の測定を行う段階と、航空機によって引き起こされた後方乱気流を識別して、航空機によって引き起こされた後方乱気流及び/又はウィンドシアが少なくともアパーチャ内において設定閾値より低くなるまでにかかる時間である消滅時間を決定する段階とを含む。

【 0 0 2 7 】

50

好ましくは、音響信号は、レンジ誤差を減少させ及び/又は分解能を最適化するために少なくとも1kHz/秒の周波数変動率のチャープを含む。好ましい一実施形態では、複数の音響信号が、複数の送信機アンテナによって送信されうる。アパーチャの許容できるカバー範囲を得るために、実質的に航空機進入又は離陸コリドーを横切って複数の送信機アンテナが配置されてもよい。複数の音響信号は、実質的に同じ周波数で送信され、正及び負チャープを含んでもよい。別の好ましい実施形態では、複数の音響信号が、同じ周波数で送信され、正及び負チャープを含んでいてもよい。

【0028】

後方散乱された音響エコーが、複数の受信機アンテナによって受信されてもよい。アパーチャの許容できるカバー範囲を得るために、実質的に航空機進入又は離陸コリドーを横切って複数の受信機アンテナが配置されてもよい。

10

【0029】

処理する段階は、整合フィルタ受信機をエミュレートして複数の受信機アンテナによって受信した後方散乱音響エコーの大きさを決定することを含んでもよく、この大きさは、アパーチャ内の乱気流及び/又はウィンドシアのレベルを示す。方法は、航空機によって引き起こされた後方乱気流と、航空機によって引き起こされた後方乱気流以外のバックグラウンド大気乱流とを識別又は区別することを含んでもよい。方法は、更に、各受信機アンテナからの振幅を比較して乱気流及び/又はウィンドシアの水平位置を確定する段階を含んでもよい。

【0030】

実質的に航空機進入又は離陸コリドー全体に沿って消滅時間が計算されてもよい。方法は、ウィンドプロファイルから推定乱流消滅時間を導出し、推定消滅時間プロファイルを、1以上のアパーチャにおいて得られた実際の乱流消滅時間で補正する段階を含んでもよい。

20

【0031】

補正する段階は、1個又は複数のアパーチャから得られた実際の消滅時間を測定されたウィンドプロファイルと共に使用して航空機進入又は離陸コリドーに沿って補間を適用し、航空機進入又は離陸コリドーに沿った実際の航空機後方乱気流消滅時間を得てもよい。航空機間隔時間を得るために、安全マージンが消滅時間に加えられてもよい。好ましくは、閾値は、後続航空機がアパーチャ内を通過することが比較的安全になるように設定される。

30

【0032】

本発明の更に他の様相によれば、空港周辺の航空機進入又は離陸コリドーと関連付けられたアパーチャ内の航空機によって引き起こされた後方乱気流を含む大気乱流及び/又はウィンドシアを検出するシステムが提供され、システムは、パルス圧縮に適した波形を有する音響信号をアパーチャ内に送信する少なくとも1個の送信機アンテナと、大気乱流及び/又はウィンドシアからの音響信号の後方散乱音響エコーを受信する少なくとも1個の受信機アンテナと、音響エコーを処理して大気乱流の大きさ(measure)を提供する整合フィルタ受信機と、航空機によって引き起こされた後方乱気流を区別して、航空機後方乱気流及び/又はウィンドシアが少なくともアパーチャ内で設定閾値より低下するのにかかる時間である消滅時間を決定する手段とを含む。

40

【図面の簡単な説明】

【0033】

【図1】空港周辺の進入又は離陸コリドーに沿ったアパーチャ内の航空機後方乱気流の存在を決定する一般的な音響チャープシステムを示す図である。

【図2】中で乱気流が測定されるアパーチャに対する別個の送信機及び受信機アンテナの配列を示す図である。

【図3】順方向の送信チャープ信号と受信エコー信号を示す図である。

【図4】逆方向の送信チャープ信号と受信エコー信号を示す図である。

【図5】複数の同時に送信された順方向のチャープ信号と受信エコー信号を示す図である

50

。

【図 6】異なる時間における 1 個の受信機チャネルについての乱気流から後方散乱された信号を示す図である。

【図 7】空港滑走路近くの進入又は離陸コリドーをコリドー内のアパーチャと共に示す図である。

【図 8】乱気流が比較的低いときで且つ航空機によって引き起こされた後方乱気流以外のバックグラウンド大気乱流だけに起因する、20 送信機及び受信機によって測定された乱気流を表す図である。

【図 9】乱気流が比較的高いときで且つ航空機によって引き起こされた後方乱気流に起因する、20 送信機及び受信機によって測定された乱気流を表す図である。

10

【図 10】滑走路コリドー、及びコリドーに沿ったウィンドプロファイルと乱流消滅時間を示す図であり、乱流消滅時間が、ウィンドプロファイルと共に得られる。

【図 11】高効率で良好なアイソレーションで比較的サイドローブが低いビームを提供する改善された送信機及び受信機音響アンテナ構造を示す図である。

【図 12】送信機及び受信機アンテナの変更された構成を示す図であり、送信機と受信機アンテナは同じ物理装置を備える。

【図 13】乱流消滅時間から航空機間隔を導出するプロセスを示す図である。

【図 14】滑走路に対して測定されるアパーチャを示す図である。

【図 15】図 12 のコンピュータ 11 の要素を示す図である。

【発明を実施するための形態】

20

【0034】

次に、本発明の好ましい実施形態を添付図面を参照して説明する。

【0035】

本発明は、空港周辺の航空機到着又は離陸コリドーのアパーチャ又はセクション内で航空機によって引き起こされた後方乱気流及び/又はウィンドシアを検出する改善された方法及びシステムを提供することができる。本発明は、アパーチャ内の様々なタイプのバックグラウンド大気及び航空機によって引き起こされた後方乱気流の存在を確実に検出することができる。これは、音響チャープ信号ビームを繰り返し送信し、受信された即ち後方散乱した音響エコー信号の振幅を繰り返し測定して、後方乱気流がアパーチャ内にあることを確認することによって行われる。後方散乱音響エコー技術は、全ての気象条件で様々なタイプの航空機後方乱気流を検出することができる。

30

【0036】

実時間での乱気流の探索のためのアパーチャの十分なカバー範囲を得るために、幾つかの送信機と受信機を使用してアパーチャをカバーしてもよい。ビームが実質的に垂直に向けられた状態で幾つかのチャープ信号送信機と受信機を使用することによって、飛行経路コリドーに対して垂直のアパーチャがカバーされて、単一ビームを走査する必要性や合成アパーチャを構成する必要性がなくなる。そのような構成は、アパーチャ全体に亘って読取値を得るためにかかる時間を最小にすることによって、飛行経路コリドーのアパーチャ内の後方乱気流を検出できる確率を大幅に改善できる。

【0037】

40

この手法の利点は、送信機からの乱気流の距離の大きさを得ることができ、アパーチャ内で乱気流の位置を突き止めることができることである。乱気流の位置が突き止められてそのレベルが決定された後、乱気流の繰り返し測定を使用して、航空機がアパーチャ内を通った後で乱気流が安全又は設定閾値より下がる時間が測定できる。システムが、乱気流を測定するように適応されるので、乱気流がないことは、アパーチャが後続航空機にとって安全であることを示しているであろう。

【0038】

一連の受信機に亘って受信された信号の振幅を使用して、最も激しい乱気流の水平位置を決定することができる。各送信機に使用される音響チャープ信号は、単一周波数帯を含んでもよい。或いは、異なる周波数帯を各送信機のために使用して、乱気流の位置の水平

50

方向の識別力を高めてもよい。利用可能な周波数帯の数は、周波数が増大するチャープと周波数が減少するチャープが使用される場合に2倍になりうる。水平位置が分かっている場合、乱気流を水平方向に追跡して、乱気流が安全又は設定閾値よりいつ低下するかに関する追加情報を提供することができる。

【0039】

乱気流の強さは、戻り信号の振幅と直接関連付けられる。即ち、航空機が通った後で乱気流が安全又は設定レベル又は閾値まで低下するのにかかる時間を測定することにより、消滅時間の比較的正しい測定が提供されうる。閾値レベルは、大気乱流のレベルに応じて調整する必要があるであろう。消滅時間、即ち乱気流が設定閾値まで低下するのにかかる時間は、極めて変化しやすく、航空機タイプ、フラップ設定、重量、横風、及び大気乱流等に依存するであろう。そのような変化し易さは、乱流消滅時間についての信頼性の高い値を得るために実時間測定が必要であることを意味する。

10

【0040】

飛行コリドールのアパーチャ内の乱流消滅時間を、補間によって、進入又は離陸コリドールに沿った風プロファイル情報と組み合わせ、乱気流がコリドール全体から出るのにかかる時間を推定することができる。横風は、後方乱気流が進入又は離陸コリドールを出るのにかかる時間を決定するであろう。風は高度によって変化するので、乱流消滅時間も進入又は離陸コリドールに沿って変化する。乱気流がコリドールから出る時間の推定を改善するために、進入又は離陸コリドールに沿って追加のアパーチャが追加してもよい。

20

【0041】

図1は、空港周辺の進入又は離陸コリドール内の航空機後方乱気流の存在を決定する一般的な音響チャープシステムを示す。このシステムは、コンピュータ10、コンピュータ10に取り付けられたサウンドカード15、パワーアンプ20、複数の送信機アンテナ25、複数の受信機アンテナ30、及び関連した受信機前置増幅器35を備える。コンピュータ10は、パルス圧縮波形を有するチャープ信号を生成し、このチャープ信号はサウンドカード15に送られ、次いでオーディオパワーアンプ20と送信機アンテナ25に送られる。

【0042】

各送信機アンテナ25は、音響送信機ビーム26を発生し、各受信機アンテナ30は、受信機ローブパターン31を有する。各送信機アンテナ25は、両側に受信機アンテナ30を有し、図2に示されたようなアパーチャ60の一部をカバーする、それによりコリドール全体が、幾つかの送信機及び受信機アンテナを用いてカバーされうる。

30

【0043】

各送信機アンテナ25は、周波数が同一でも異なってもよい音響チャープ信号を放射する。各送信機アンテナ25のビーム26と、各受信機アンテナ30のローブパターン31とは、図1に示されたように重なって、送信機受信機対についての送信機ビーム26と等しいカバー領域を提供する。航空機によって引き起こされた後方乱気流によって後方散乱されたチャープ信号は、受信機アンテナ30の受信機ローブパターン31によって捉えられ、受信機前置増幅器35、サウンドカード15、そして整合フィルタ受信機が実装されたコンピュータ10(図15を参照)に渡されて、後方乱気流の大きさが得られる。

40

【0044】

後方乱気流は、アパーチャ60内を通る航空機の翼によって作られ、様々な受信機ビーム31に現われて、比較的高い乱気流(例えば、図9の205)の概略水平位置を決定することができる。高い乱気流が、吹く風によって消滅するかアパーチャ60から出せば、比較的低い乱気流(例えば、図8の185)は、後続航空機にとって危険ではないであろう。アパーチャ60の寸法は、空港滑走路に対するアパーチャの位置に依存する。

【0045】

図2は、送信機アンテナ25と受信機アンテナ30とアパーチャ60の間の一般的関係を示す。アパーチャ60は、高さ45と幅41を有し、通常、地面40の上方にある。送信機アンテナ25と受信機アンテナ30は、アパーチャ60の適切なカバー範囲を提供す

50

るためにアパーチャ60の下に配置される。より大きいアパーチャ60は、より多数の送信機及び受信機アンテナ55を矢印方向50に追加することによってカバーされる。

【0046】

図3は、アパーチャ60から受信したチャープ信号の順方向送信チャープ信号75とエコー信号80を示す。順方向チャープ信号75は、例えば1000Hzの周波数範囲65を有し、例えば1秒の時間区分70に亘って増大して、1000Hz/秒のチャープレートを生じる。様々なチャープパラメータを使用できるが、チャープレートは、レンジ誤差を回避し及び/又は分解能を最適化するために十分に高くなければならない。チャープ75が送信された後、エコー信号80がアパーチャ60から受信される。

【0047】

図4は、逆方向送信チャープ信号95と、アパーチャ60から受信したエコー信号100を示す。逆方向チャープ信号95は、例えば1000Hzの周波数レンジ85を有し、例えば1秒の時間区分90に亘って減少する。チャープ95が送信された後でアパーチャ60からエコー信号100が受信される。

【0048】

図5は、複数の同時に送信された順方向送信チャープ信号95と、アパーチャ60から受信したエコー信号120を示す。各順方向チャープ信号115は、周波数範囲105を有し、時間区分110に亘って増大する。チャープ信号115が送信された後でアパーチャ60からエコー信号120が受信される。

【0049】

図6は、図15に関して後述されるような、コンピュータ10に実装された1個の整合フィルタ受信機で処理した後の1個の受信機チャンネルについての後方散乱信号135a、135b及び135cを示す。信号135a、b、cは、送信機アンテナ25のビーム26内の乱気流から後方散乱される。地面からの乱気流の高度は、高度スケール125によって表わされ、アパーチャ下部126は地面から高度50mにあり、アパーチャ上部127は地面から100mにある。乱気流の振幅は、乱気流レベルスケール130によって表わされ、乱気流閾値131は40である。乱気流の測定値135a、b、cはそれぞれ、航空機が通過した49、56及び63秒後における値が示される。最初の2個の乱気流測定値135a及び135bは、アパーチャ126の下部より上にあり且つ航空機によって引き起こされた後方乱気流による、閾値131を超える高い乱気流を有する。第3の乱気流測定値135cは、アパーチャ126の下部より下にあり且つ航空機によって引き起こされた後方乱気流以外の大気のバックグラウンド乱流レベルによる乱気流を有する。乱気流135cは、乱気流閾値131より上にあるが、乱気流は、アパーチャ126の下部より下である。この場合、アパーチャ内の乱気流は、63秒後に安全閾値131より低い値となって消滅した。

【0050】

図7は、地上145に対する空港滑走路140、進入又は離陸コリドー150、及びコリドー150に沿ったアパーチャ155及び160を示す。送信機及び受信機アレイ165及び170はそれぞれ、アパーチャ155及び160の下に配置される。

【0051】

図8は、航空機によって引き起こされた乱気流がなく且つ航空機によって引き起こされた後方乱気流以外のバックグラウンド大気乱流だけがあるアパーチャ内の比較的低い乱気流を示す。アパーチャの幅180は100mであり、滑走路センターラインを中心にしてプラス及びマイナス方向に50mである。アパーチャの高さ175は、地上より50~100mである。乱気流グレースケール190は、アパーチャ内の乱気流185の0~100のレベルを示す。グレースケールが明るいほど乱気流のレベルが低いことを表す。

【0052】

図9は、航空機によって引き起こされた乱気流が存在するアパーチャ内の比較的高い乱気流を示す。アパーチャの幅200は100mであり、滑走路センターラインを中心にしてプラス及びマイナス方向に50mである。アパーチャの高さ195は、地上より50~

10

20

30

40

50

100 mである。乱気流グレースケール210は、アパーチャ内の乱気流205のレベルを示す。グレースケールが濃いほど乱気流のレベルが高いことを表す。例えば、グレースケール上の乱気流レベル80に遭遇すると、航空機に45度を超える厳しいロールが生じるであろう。これと対照的に、設定閾値又はレベル(40)の乱気流に遭遇してもほとんど気づかないであろう。

【0053】

乱気流が図9に示されたレベルから図8に示されたレベルまで減少するのにかかる時間が、乱流消滅時間である。乱流が、図8に示されたレベルまで減少した後は、別の航空機が進入又は離陸コリドー上のアパーチャを通過することは安全である。乱流消滅時間は、ACARS等の既存のシステムによって他の航空機に同報通信されてもよく、従来の通信手段によって航空交通管制システムに直接送信されてもよい。

10

【0054】

図10a~図10cは、滑走路コリドー、及びコリドーに沿った関連するウィンドプロファイルと関連する乱流消滅時間を示し、乱流消滅時間は、ウィンドプロファイルと関連して得られる。図10aは、地上220、進入又は離陸端から見た滑走路225、進入又は離陸コリドー245、地上からの高度230、コリドー245内の異なる高度にある2個のアパーチャ250、251を示す。図10bは、滑走路225を横切る方向の風速235の高度230に対する変化を含むウィンドプロファイル265を示す。後方乱気流の消滅時間は、横風265がアパーチャ250、251から後方乱気流205を追い出すのにかかる時間であると考えられる。

20

【0055】

図10cを参照すると、後方乱流消滅時間240の推定プロファイル270が、アパーチャ幅41(図2を参照)を横風速度265で割ることによって得られる。乱流消滅時間が、横風以外の因子によって左右されることがあるので、図10cに示された後方乱流消滅時間の推定プロファイル270は、実際の乱流消滅時間の測定値を得ることによって修正されなければならない。これは、アパーチャ250、251から実際の消滅時間測定値が得られる高度における推定消滅時間270を補正することにより行うことができる。即ち、推定消滅時間255、260を実際の消滅時間280、285に変換することによって行うことができる。次に、推定消滅時間270と新しい値280及び285を使用した補間によって、実際の消滅時間275の完全プロファイルを得ることができる。

30

【0056】

図11は、比較的効率が高く、サイドローレベルが低く、アイソレーションが優れているという特性を有する高性能アンテナ構造体の断面図を示し、これらの特性は、乱気流の正確な測定に役立つ。そのようなアンテナ構造は、送信機と受信機の両方に使用される。アンテナ構造は、地面285に配置され、垂直方向に向けられうる。アンテナ構造体は、基部290によって地面285に保持されうる。アンテナ構造体の側壁は、円形又は四角形とし、50mmの空気によって分離されたHDPE8mm厚プラスチックの層295及び300から作ることができる。内側には、2個の外側部分の縁を越える音波の回折を最小にするために、比較的高品質のUV安定化吸音発泡材305が、2個の外側層の縁よりも上方に広がっていてもよい。オフセット放物面反射器310は、直径1.2mの衛星アンテナタイプProdelinシリーズ1123を含んでいてもよい。ドライバ315は、40度ホーン320が取り付けられたBMSオーディオタイプ4591を含んでいてもよい。ホーン320は、最適な効率と比較的低いサイドローレベルを保証するために放物面反射器310の適正な照射を提供することができる。

40

【0057】

図12は、送信機及び受信機アンテナの変形された構成を示し、送信機と受信機アンテナは、ビーム形状410をそれぞれ有する同じアンテナ装置405を備える。切換スイッチ400は、コンピュータ11によって操作されてもよく、それによりチャープパルス信号が送信されている間に、スイッチ400がアンテナ405を送信機増幅器21に接続する。送信パルスの終わりに、スイッチ400が切り換えられて、アンテナ405が受信機

50

前置増幅器 35 に接続される。この構成は、アンテナ 405 の数を半分にすることができるが、送信機増幅器 21 がアンテナ 405 に接続されている間の測定について最小レンジも設定する。最小レンジは、送信チャープのパルス幅と音速の半分を掛けたものである。

【0058】

図 13 は、航空機がアパーチャを通過した後でアパーチャ内の乱気流が設定閾値より低くなるまでの時間を測定するプロセスの例を示す。時間軸 500 は、航空機がアパーチャを通過するときのゼロから始まり、乱気流軸 505 は、乱気流の繰り返し測定から得られた乱気流 520 の実際のレベルを示す。レベル 515 は、設定乱気流閾値 (40) であり、このレベルより低ければ、別の航空機がアパーチャを通過するのは安全であろう。航空機によって引き起こされた乱気流 520 は、最初に、バックグラウンド乱流レベル 510 を超え、最終的にある時間期間後にそのレベルに戻る。大気バックグラウンド乱流は時間と共に大きく変化するので、現在の大気乱流 510 を確定するためにバックグラウンド乱流レベルの移動平均が必要とされ、その現在の大気乱流 510 から、大気乱流 510 にマージン 530 を加えることによって、航空機によって引き起こされた後方乱気流の適正レベル (515) を識別又は取得できる。時間 0 に航空機がアパーチャを通過してから乱気流が設定閾値より低下するまでの時間期間が乱流消滅時間 525 である。乱流消滅時間 525 に安全マージン 526 を加えることによって、航空機間隔時間 527 を得ることができる。

10

【0059】

図 14 は、アパーチャが滑走路 600 に対してどのように測定されるかを示す。滑走路 600 は、アパーチャ幅 620 を計算する基礎となる。滑走路 610 からのアパーチャの距離に 0.03 を掛けてサイドマージン 605 を得ることができる。サイドマージン 605 を滑走路幅 615 に加えてアパーチャ幅 620 を得ることができる。地面 635 からのアパーチャの下側の高度 630 は、無障害物表面として知られ、各滑走路進入に固有である。アパーチャの高度 640 は、アパーチャの位置における航空機進入路の高度である。

20

【0060】

図 15 は、図 2 のコンピュータ 11 の要素を示す。コンピュータ 11 は、fo や t (df / dt) (チャーププレート) 等のチャープパラメータ入力 700 を有する。デジタル生成されたチャープ 730 は、サウンドカード 16 内の D / A コンバータに加えられて、パワーアンプ 21 に加えられるアナログチャープ信号 735 を生成する。受信したアナログエコー信号は、前置増幅器 35 に加えられて、次にサウンドカード 16 内の A / D コンバータに加えられて、デジタル出力 740 を生成する。デジタル出力 740 は、整合フィルタ受信機 725 に加えられる。整合フィルタ受信機 725 は、2 個の構成要素、即ち、整合フィルタ 715 に加えられる対象周波数範囲を選択する入力 FIR デジタルフィルタ 710 を有する。整合フィルタ 715 は、周波数領域内で動作して、受信されフィルタリングされたデジタル信号 745 が、周波数領域内で送信チャープの逆関数 (inverse) 760 と掛けられた (755) 後で、逆 FFT 750 から受信信号の大きさ出力 720 が得られる。大きさ出力 720 は、大気中の乱流レベルを直接示すものでもよく、大気乱流データ 510 と実際の乱流レベル 520 とを提供するために使用されてもよい (図 13 を参照)。

30

40

【0061】

最後に、本発明の趣旨又は範囲から逸脱することなく、前述した部分の構成及び配置に様々な変更、修正及び / 又は追加を導入することができることを理解されたい。

【符号の説明】

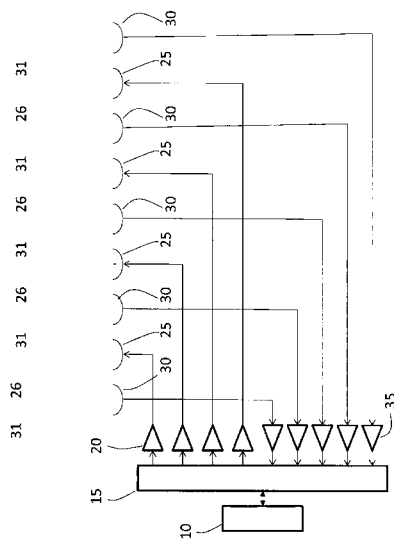
【0062】

- 10 コンピュータ
- 15 サウンドカード
- 20 パワーアンプ
- 25 送信機アンテナ
- 30 受信機アンテナ

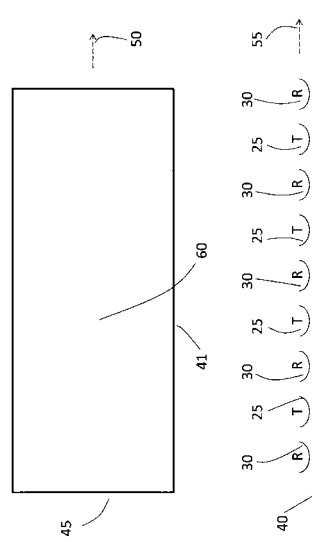
50

- 140 空港滑走路
- 145 地上
- 150 進入又は離陸コリドー
- 155, 160 アパーチャ
- 165 送信機アレイ
- 170 受信機アレイ
- 205 後方乱気流

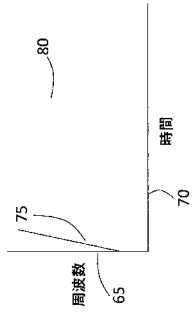
【図1】



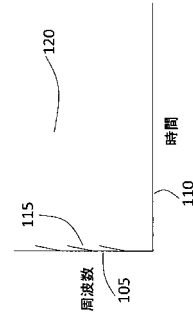
【図2】



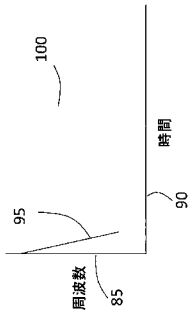
【 図 3 】



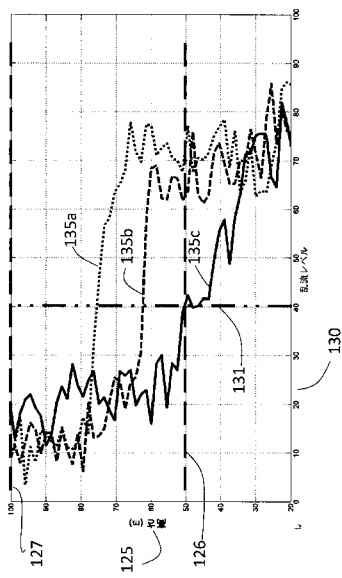
【 図 5 】



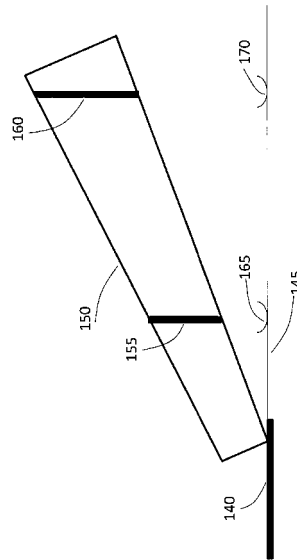
【 図 4 】



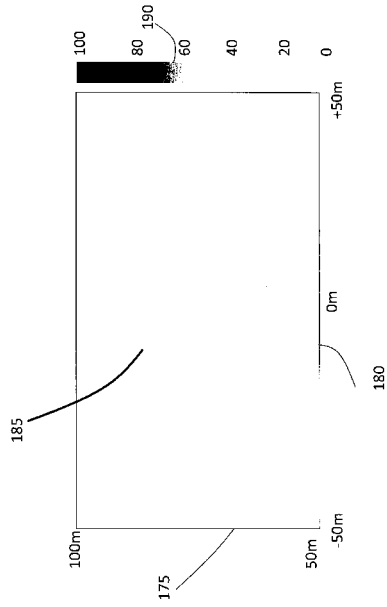
【 図 6 】



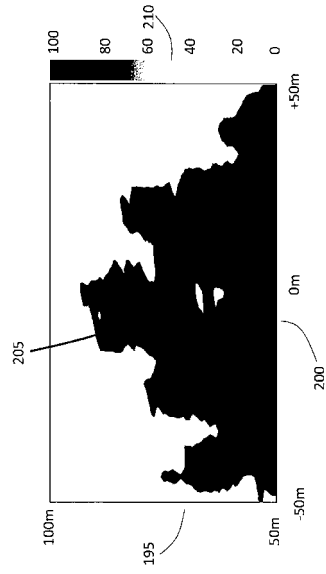
【 図 7 】



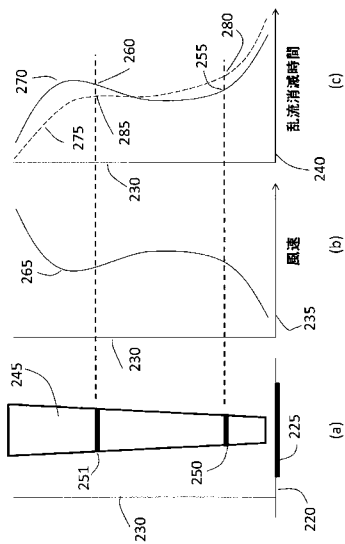
【 図 8 】



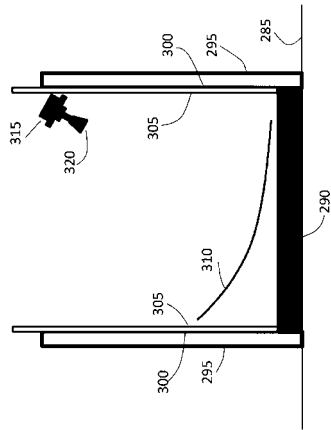
【 図 9 】



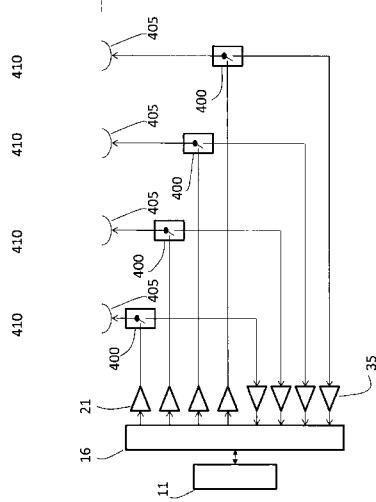
【 図 10 】



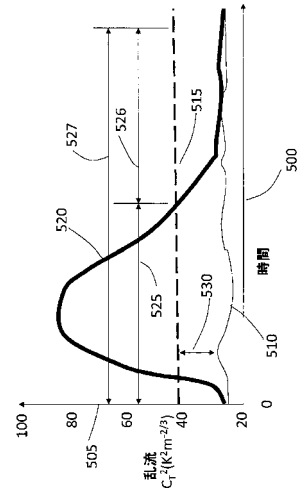
【 図 11 】



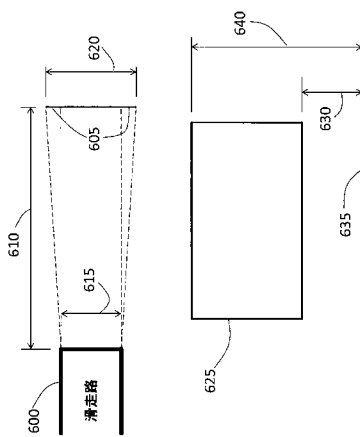
【図 1 2】



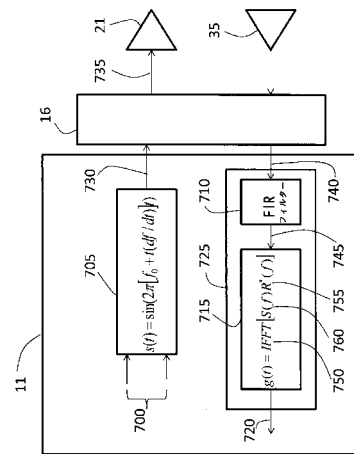
【図 1 3】



【図 1 4】



【図 1 5】



【 国際調査報告 】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT		International application No. PCT/AU2015/000238
A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER G01F 1/66 (2006.01)		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
B. FIELDS SEARCHED		
Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)		
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 practicable, search terms used) WPI, EPODOC, INSPEC: aircraft, wake, turbulence, vortex, matched filter, acoustic and similar terms Google Patents: aircraft wake "demise time" measure; aircraft "wake turbulence" detection aperture acoustic "matched filter"		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Documents are listed in the continuation of Box C		
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C <input checked="" type="checkbox"/> See patent family 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 application or patent 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 understand 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 "Y" 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, such combination being obvious to a person skilled in the art "&" document member of the same patent family	
Date of the actual completion of the international search 27 May 2015	Date of mailing of the international search report 27 May 2015	
Name and mailing address of the ISA/AU AUSTRALIAN PATENT OFFICE PO BOX 200, WODEN ACT 2606, AUSTRALIA Email address: pct@ipaustralia.gov.au	Authorised officer Jim Williams AUSTRALIAN PATENT OFFICE (ISO 9001 Quality Certified Service) Telephone No. 0262832599	

INTERNATIONAL SEARCH REPORT		International application No.
C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		PCT/AU2015/000238
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 7284421 B2 (MARTIN) 23 October 2007 col. 3, lines 15-29, col. 7, lines 57-62, col. 9, lines 39-44; Fig. 8, Fig 9, items 102	1-2, 7-9, 12-18, 23-25, 28-32
A	US 7703319 B2 (MARTIN) 27 April 2010 Whole document	1-32
A	Frech M., 'Estimating the turbulent energy dissipation rate in an airport environment', Boundary-Layer Meteorol (2007) Published on-line 20 February 2007, pages 385-393 whole document	1-32

INTERNATIONAL SEARCH REPORT Information on patent family members		International application No. PCT/AU2015/000238			
This Annex lists known patent family members relating to the patent documents cited in the above-mentioned international search report. The Australian Patent Office is in no way liable for these particulars which are merely given for the purpose of information.					
Patent Document/s Cited in Search Report		Patent Family Member/s			
Publication Number	Publication Date	Publication Number	Publication Date		
US 7284421 B2	23 October 2007	US 7284421 B2	23 Oct 2007		
		AU 2004263911 A1	17 Feb 2005		
		AU 2004263911 B2	18 Nov 2010		
		CA 2535635 A1	17 Feb 2005		
		CN 1849528 A	18 Oct 2006		
		EP 1654562 A1	10 May 2006		
		EP 1654562 B1	10 Apr 2013		
		JP 2007501932 A	01 Feb 2007		
		JP 4926706 B2	09 May 2012		
		NZ 545831 A	30 Apr 2008		
		WO 2005015259 A1	17 Feb 2005		
		US 7703319 B2	27 April 2010	US 7703319 B2	27 Apr 2010
				AU 2006216125 A1	31 Aug 2006
AU 2006216125 B2	21 Oct 2010				
EP 1856557 A1	21 Nov 2007				
WO 2006089369 A1	31 Aug 2006				
End of Annex					
Due to data integration issues this family listing may not include 10 digit Australian applications filed since May 2001. Form PCT/ISA/210 (Family Annex)(July 2009)					

フロントページの続き

(81)指定国 AP(BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), EA(AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), EP(AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OA(BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG), AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US

(74)代理人 100111028

弁理士 山本 博人

(72)発明者 マーティン, アンドリュー, ルイス

オーストラリア国 3786 ピクトリア, ファニー クリーク, スクール ロード 14

Fターム(参考) 2G047 AA01 BA03 BC03 EA08 GF07 GG25 GG28 GG30

5J083 AA02 AB12 AC29 AD01 AE10 AF01 BA03 BE10 CA03