

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第6591246号
(P6591246)

(45) 発行日 令和1年10月16日(2019.10.16)

(24) 登録日 令和1年9月27日(2019.9.27)

(51) Int.Cl.		F I			
B 6 4 D	45/00	(2006.01)	B 6 4 D	45/00	A
G 0 1 C	19/00	(2013.01)	G 0 1 C	19/00	Z

請求項の数 14 外国語出願 (全 27 頁)

(21) 出願番号	特願2015-187772 (P2015-187772)	(73) 特許権者	500520743
(22) 出願日	平成27年9月25日 (2015.9.25)		ザ・ボーイング・カンパニー
(65) 公開番号	特開2016-172544 (P2016-172544A)		The Boeing Company
(43) 公開日	平成28年9月29日 (2016.9.29)		アメリカ合衆国、60606-2016
審査請求日	平成30年9月21日 (2018.9.21)		イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
(31) 優先権主張番号	14/501,854	(74) 代理人	110002077
(32) 優先日	平成26年9月30日 (2014.9.30)		園田・小林特許業務法人
(33) 優先権主張国・地域又は機関	米国 (US)	(72) 発明者	ケルクナー, ブライアン リー
			アメリカ合衆国 イリノイ 60606-1596, シカゴ, ノース リバーサイド プラザ 100 シー/オーザ ボーイング カンパニー

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 機上システムの周囲の気流における光学的波面擾乱の測定のための航空波計器

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

発光源から光ビームを受容し、かつ、前記発光源から発せられた前記光ビームを第1ペリスコープ折り畳み鏡へと反射させるための、ジンバルに支持された鏡と、

前記第1ペリスコープ折り畳み鏡から直接反射された前記光ビームを受容するよう位置付けられた、第2ペリスコープ折り畳み鏡と、

前記第2ペリスコープ折り畳み鏡から反射された前記光ビームを受容するよう位置付けられた、第1凹形軸外放物面鏡と、

前記第1凹形軸外放物面鏡から直接反射された前記光ビームを受容するよう位置付けられた、第1折り畳み鏡と、

前記第1折り畳み鏡から直接反射された前記光ビームを受容するよう位置付けられた、第2折り畳み鏡と、

前記第2折り畳み鏡から直接反射された前記光ビームを受容するよう位置付けられ、かつ、高速ステアリング鏡へと前記光ビームを反射させる、第2凹形軸外放物面鏡と、

組み込みプロセスに結合された、微細追跡カメラとを備え、

前記微細追跡カメラは前記高速ステアリング鏡から前記光ビームの透過部分を受容し、

前記組み込みプロセスは、前記組み込みプロセスが前記高速ステアリング鏡の動作を制御するように、前記高速ステアリング鏡に結合され、

前記組み込みプロセスは、前記ジンバルに結合されて、前記ジンバルに支持された

前記鏡の動作を制御する、航空光学的擾乱測定システム。

【請求項 2】

鏡の運動を検知するように前記ジンバルに支持された前記鏡に結合された、ジャイロセンサを更に含み、前記ジャイロセンサは、前記ジンバルに支持された前記鏡の動作を通信するために、前記組み込みプロセッサに結合され、

前記ジンバルに支持された前記鏡は、航空機の窓の背後に位置付けられ、前記発光源からの前記光ビームは前記窓を通過し、

前記窓は、側方ノーズパレル、ドーサル中央体、翼内装備銃の場所、電気光学的標的システムの場所、コンフォーマルフェアリング、上部ノーズパレル、及びコックピット後方のドーサルのうちの少なくとも1つを含む、前記航空機上の種々の場所に位置付けられる、請求項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。 10

【請求項 3】

前記第 1 ペリスコープ折り畳み鏡に対する前記光ビームの入射角はおよそ 45 度である、請求項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【請求項 4】

およそ 45 度の入射角で前記第 2 ペリスコープ折り畳み鏡から直接反射された前記光のビームを受容し、かつ、およそ 45 度の入射で前記光のビームを受容する第 2 中間折り畳み鏡へと直接前記ビームを反射させるよう位置付けられた、第 1 中間折り畳み鏡を更に含み、

前記第 1 凹形軸外放物面鏡は、前記第 2 中間折り畳み鏡から直接反射された前記光ビームを受容し、 20

前記第 1 折り畳み鏡は、前記第 1 凹形軸外放物面鏡から直接反射された前記光のビームを受容し、かつ、前記第 2 折り畳み鏡へと直接前記光のビームを反射させ、

前記第 2 凹形軸外放物面鏡は、前記第 2 折り畳み鏡から直接反射された前記光ビームを受容する、請求項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【請求項 5】

前記高速ステアリング鏡は、100 Hz から 1000 Hz の制御帯域幅の前記組み込みプロセッサによってコマンドされる、角度ストローク長さが +1.5 度から -1.5 度までの範囲内の角度ストローク長さ、及び、2 マイクロラジアン未満の角度解像度で作動する、請求項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。 30

【請求項 6】

前記高速ステアリング鏡から直接反射された前記光ビームを受容するビーム分割器を更に含み、前記ビーム分割器は、前記光ビームを前記透過部分と反射部分とに分割し、

前記ビーム分割器から前記透過部分を受容する第 1 追跡折り畳み鏡を更に含み、色消しレンズが、前記第 1 追跡折り畳み鏡から直接前記光ビームの前記透過部分を受容し、かつ、第 2 追跡折り畳み鏡へと前記透過部分を透過させ、

前記微細追跡カメラは、前記第 2 追跡折り畳み鏡から直接反射された前記透過部分を受容し、

前記第 2 追跡折り畳み鏡と前記微細追跡カメラとの間に位置づけられたフィルタホイールアセンブリを更に含む、請求項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。 40

【請求項 7】

前記組み込みプロセッサは、10 Hz から 100 Hz の制御帯域幅を伴って前記ジンバルに結合されている、請求項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【請求項 8】

前記ジンバルは、方位及び仰角において + / - 45 度の動眼視野上で解像度が 4 マイクロラジアン未満の角度検知、及び、方位及び仰角において 60 度 / 秒より大きい最大角速度を伴って作動する、請求項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【請求項 9】

前記ビーム分割器から直接前記反射部分を受容し、かつ、色消し瞳リレーへと前記反射部分を直接反射させる、第 1 波面センサ折り畳み鏡を更に含み、 50

前記色消し瞳リレーから直接前記反射部分を受容するよう位置付けられた小レンズアレイを備え、かつ、前記反射部分を焦点面アレイカメラに集束させる、波面センサを更に含み、

前記アレイは (a) 16×16 、又は、(b) 24×24 のうちの少なくとも1つの、一組の小レンズを備える、請求項6に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【請求項10】

前記波面センサからのデータ及び航空機によって生成されたナビゲーションデータを収集する前記波面センサに結合された別の組み込みプロセッサを更に含み、前記波面センサを包含する前記擾乱測定システムは、前記航空機において、航空機にコンフォーマルに装着されるよう構成されている、請求項9に記載の航空光学的擾乱測定システム。

10

【請求項11】

前記航空光学的擾乱測定システムが、前記ジンバルに支持された前記鏡の動眼視野内で前記ジンバルに支持された前記鏡によって前記光ビームが受容されている状態で、飛行経路上を超音速スピードで移動する航空機にコンフォーマルに装着されるよう構成されている場合、前記追跡カメラは前記光ビームの前記透過部分を受容し、かつ、前記波面センサは前記光ビームの前記反射部分を受容する、請求項9に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【請求項12】

前記航空機が前記飛行経路から離れるように移動している場合、前記光ビームは前記ジンバルに支持された前記鏡の前記動眼視野に入来し、前記組み込みプロセッサは前記ジンバルに支持された前記鏡を動かすために前記ジンバルに制御コマンドを提供し、かつ、前記波面センサは前記反射部分を受容し、

20

前記航空機が第2飛行経路内を移動している場合、前記波面センサは前記反射部分を受容し、かつ、

前記航空機が前記飛行経路へと移動している場合、前記光ビームは前記ジンバルに支持された前記鏡の前記動眼視野の中に入来し、ジャイロセンサはその動きを前記組み込みプロセッサへ通信し、前記組み込みプロセッサは前記ジンバルに支持された前記鏡を動かすために前記ジンバルに制御コマンドを提供し、かつ、前記波面センサは前記反射部分からデータを受容する、請求項11に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【請求項13】

30

前記ジンバルに支持された前記鏡及び前記組み込みプロセッサに結合されたジャイロセンサは、前記ジンバルに支持された前記鏡の動作に関して前記組み込みプロセッサに情報を伝達し、前記組み込みプロセッサは、前記ジンバルに支持された前記鏡を動かすために、前記ジンバルに動作コマンドを提供する、請求項11に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【請求項14】

前記透過部分の移動を検出する前記微細追跡カメラと、前記高速ステアリング鏡を動かすために前記高速ステアリング鏡にコマンドを送信する前記組み込みプロセッサとを更に含む、請求項11に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【発明の詳細な説明】

40

【技術分野】

【0001】

本開示は概して、光学計器類に関し、より具体的には、気流場内の光学的擾乱を測定するための光学計器類に関する。

【背景技術】

【0002】

航空機が亜音速、遷音速、又は超音速のスピードで飛ぶ際に、空気を通して移動する航空機の表面によって、航空機を取り巻く気流場における航空光学的擾乱が引き起こされる。これらの航空光学的擾乱は、航空機の各形状によって、及び、航空機がスピード、高度及び運航上の機動飛行を変化させることに伴い、変動することになる。超音速のようなよ

50

り速いスピードでは、航空機を取り囲む気流場内の航空光学的擾乱は、波面擾乱だけでなく、衝撃境界をも含むことになる。気流場において引き起こされるこれらの航空光学的擾乱は、航空機によって運ばれ、かつ、光学データの受信及び/又は光学エネルギーの放出のために使用される、光学計器類の性能及び/又は正確性に影響を与えることになる。

【 0 0 0 3 】

これらの航空光学的擾乱によって引き起こされる問題には、光学追跡装置の追跡正確性、監視センサの画像品質の不明瞭化、レーザシステムの不精密な照準、及び、航空光学的擾乱を包含する航空気流場を通して伝播されるレーザエネルギーのビーム品質の低下が含まれる。航空機の気流場からこれらの航空光学的擾乱の正確な空間的データ及び時間的データを集めることで、光学追跡装置、光学撮像、レーザレーダ、レーザシステム及びレーザ兵器システムのための精密な照準設定設備といった、高性能かつ正確な光学設備の設計が可能になる。気流場からのこれらの擾乱の正確な測定データを用いることで、これらの航空光学的擾乱によって引き起こされる光学偏差を補償するために、これらの装置に設計基準が実装されることが可能になる。

10

【 0 0 0 4 】

種々の形状の航空機の各々について、航空光学的擾乱データの測定及び収集が可能になることが必要である。更に、航空光学的擾乱は航空機の様々なスピード、高度、機動飛行構成によって変化することから、これらのパラメータの変化についても同様に、データを蓄積することが必要になる。ゆえに、特定の航空機のための信頼できるモデリングデータを得るために、航空光学的擾乱の測定は、その航空機がスピード、高度というパラメータのこれらの変動を経て飛行している状態で、かつ、様々な機動飛行を実施している間に、その航空機に固定されるべき、かかる航空光学的データの測定及び収集のための適切な設備を通じて、取得されることが最も望ましいだろう。

20

【 0 0 0 5 】

様々な航空機について測定及び収集されるべき航空光学的擾乱は、最大で少なくともマッハ2の亜音速、遷音速、及び超音速のスピードを含む可能性がある。航空光学的擾乱の測定は、海水位から75,000フィートまでの範囲にわたる高度エンベロープにおいて運航する航空機のために必要である。加えて、航空光学的擾乱の測定は、様々な機動飛行を実施する航空機からのものが必要となるが、かかる機動飛行は、その航空機に3g程度の力を加える。このデータは全て、上述のように、最終的に光学設備を運ぶことになる各航空機に信頼できるモデリングを提供するために、正確に測定されることが必要になる。

30

【 0 0 0 6 】

過去においては、航空光学的測定値は、風洞を使用することによって、又は、飛行中の大型航空機を使用して気流場を生成することによって、取得されていた。特定の航空機の高スピード、より具体的には、マッハ1を上回る超音速スピードを再現するための風洞の使用は、複雑なものであった。詳細には、風洞の壁に衝撃を与える衝撃波により、開放雰囲気中の気流場での飛行においてならば通常発生することになる航空光学的擾乱の再現性、従って航空光学的擾乱との同一性が、破綻する。航空光学的擾乱のための測定設備は概して大型かつ複雑な設備であることから、その設備を運ぶために、より大型の航空機が必要とされてきた。より大型の航空機の使用は、それらのスピード範囲が限定されていることにより、追加的な問題ももたらした。これらのより大型の航空機の限定されたスピードでは、より高速のスピードでの航空光学的擾乱の測定は、完全に不可能であるか、そうでなければ限定されていた。更に、航空光学的擾乱を測定するための大型で複雑な計器類により、航空機上でのかかる設備の位置付け又は配置は制限され、それによって、その大型で複雑な設備に適応するために、気流場擾乱のデータの収集が、航空機上の限定された位置に限定されていた。

40

【 0 0 0 7 】

航空光学的擾乱に関して必要なデータを測定及び蓄積して、光学計器類のためのモデリング設計基準を提供するために、小型の測定計器類を開発することが必要である。小型の測定計器類は、亜音速から超音速までの広範なスピードで進行しうる戦闘航空機のような

50

、より小型の航空機に固定されることが可能である。また、小型構成によって、測定設備が航空機上の多数の異なる位置に固定されることが可能になる。このことは、光学計器類が後に位置付けられうる位置を再現することになる位置から、測定が行われることを可能にする。小型サイズはまた、航空機の望ましくない空力不均衡の生成を防止する上での一助となるだろう。

【0008】

小型構成の測定計器類は、広範なスピード及び高度を通じて、それと共に様々な機動飛行を通じての移動を伴って、進行することが必要になる多数の異なる航空機についての、擾乱データの測定及び収集を促進することになる。航空機が航空光学的擾乱の中で運航し、かつ/又はかかる航空光学的擾乱を軽減するために最終的に運ぶことになる光学システム及び/又はフロー制御装置を設計するために、モデリングを確立するように、小型構成の測定設備は、その航空機の気流場内のこれらの航空光学的擾乱の、必要とされる空間的データ及び時間的データを提供することになる。

10

【0009】

前述の特徴、機能及び利点は、様々な実施形態において個別に実現可能であるか、又は、後述の説明及び図面を参照して更なる詳細が理解されうる、更に別の実施形態において組み合わせられる。

【発明の概要】

【0010】

発光源から光ビームを受容し、かつ、発光源から発せられた光ビームを、第1ペリスコープ折り畳み鏡、及び、第1ペリスコープ折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられた第2ペリスコープ折り畳み鏡へと反射させるための、ジンバルに支持された鏡を含む、航空光学的擾乱測定システムを提供することが、本発明の一目的である。測定システムは、第2ペリスコープ折り畳み鏡から反射された光ビームを受容するよう位置付けられた第1凹形軸外放物面鏡、第1凹形軸外放物面鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられた第1折り畳み鏡、第1折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられた第2折り畳み鏡、及び、第2折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられ、かつ、高速ステアリング鏡へと光ビームを反射させる、第2凹形軸外放物面鏡を、更に含む。加えて、組み込みプロセッサに結合された微細追跡カメラが含まれ、微細追跡カメラは高速ステアリング鏡から光ビームの透過部分を受容し、組み込みプロセッサは、組み込みプロセッサが速操縦鏡の動作を制御するように、高速ステアリング鏡に結合され、かつ、組み込みプロセッサは、ジンバルに結合され、ジンバルに支持された鏡の動作を制御する。

20

30

【0011】

発光源から光ビームを受容し、かつ、発光源から発せられた光ビームを第1ペリスコープ折り畳み鏡へと反射させるための、ジンバルに支持された鏡を含む、航空光学的擾乱測定システムを提供することが、本発明のもう1つの目的である。第2ペリスコープ折り畳み鏡は、第1ペリスコープ折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられる。第1凹形軸外放物面鏡は、第2ペリスコープ折り畳み鏡から反射された光ビームを受容するよう位置付けられる。第1折り畳み鏡は、第1凹形軸外放物面鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられる。第2折り畳み鏡は、第1折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられる。第2凹形軸外放物面鏡は、第2折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられ、かつ、高速ステアリング鏡へと光ビームを反射させる。ビーム分割器は高速ステアリング鏡から直接反射された光ビームを受容し、ビーム分割器は、光ビームを透過部分と反射部分とに分割する。

40

【0012】

発光源から光ビームを受容し、かつ、発光源から発せられた光ビームを高速ステアリング鏡へと反射させるための、ジンバルに支持された鏡を含む、航空光学的擾乱測定システムを提供することが、本発明のもう1つの目的である。ビーム分割器は高速ステアリング

50

鏡から直接反射された光ビームを受容し、ビーム分割器は、光ビームを透過部分と反射部分とに分割する。微細追跡カメラは組み込みプロセッサに結合され、微細追跡カメラは高速ステアリング鏡から光ビームの透過部分を受容し、組み込みプロセッサは、組み込みプロセッサが高速ステアリング鏡の動作を制御するように、高速ステアリング鏡に結合され、かつ、組み込みプロセッサは、ジンバルに結合され、ジンバルに支持された鏡の動作を制御する。

【0013】

前述の特徴、機能及び利点は、様々な実施形態において個別に実現可能であるか、又は、以下の説明及び図面を参照して更なる詳細が理解されうる、更に別の実施形態において組み合わせられうる。

【図面の簡単な説明】

【0014】

【図1】代表的な光学ビームが航空機に向かって気流場を通過する、その気流場における航空機の概略斜視図を示す。

【図2】波面測定システムの一実施形態の概略表現の後面図を示す。

【図3】航空光学的擾乱測定システムの概略表現の上面図を示す。

【図4】図2に示す波面測定システムの概略表現の側面図を示す。

【図5】戦闘航空機に固定された、図3の包含された航空光学的波動擾乱測定システムの一実施形態の拡大図を伴う、戦闘航空機の前端部の拡大された概略切り取り分解図である。

【図6】図1の航空光学的波動擾乱測定システムの一実施形態が固定されることになる、戦闘航空機の概略斜視図である。

【図7】気流場の特性評価のためのセンサの位置の選択肢を図示している、航空機の概略正面輪郭図である。

【図8】図8Aは、初期星捕捉のための直線水平飛行をしている間に、データ収集のための発光源として星を利用することの第1パネル図である。図8Bは、航空機が機動飛行を遂行している間に、データ収集のための発光源として星を利用することの第2パネル図である。図8Cは、航空機が最初の飛行経路を外れて直線水平飛行を再開している間に、データ収集のための発光源として星を利用することの第3パネル図である。図8Dは、航空機が最初の飛行経路に戻るよう機動飛行する際に、データ収集のための発光源として星を利用することの第4パネル図である。

【図9】図9Aは、初期ビーコン捕捉のための直線水平飛行をしている間に、データ収集のための発光源として航空機ビーコンを利用することの第1パネル図である。図9Bは、航空機が機動飛行を遂行している間に、データ収集のための発光源として航空機ビーコンを利用することの第2パネル図である。図9Cは、航空機が最初の飛行経路を外れて直線水平飛行を再開している間に、データ収集のための発光源として航空機ビーコンを利用することの第3パネル図である。図9Dは、航空機がビーコン放射体を通り過ぎた後に最初の飛行経路に戻るよう機動飛行する際に、データ収集のための発光源として航空機ビーコンを利用することの第4パネル図である。

【発明を実施するための形態】

【0015】

本発明は以下で、例示的な実行形態が示されている添付の図面を参照して、より詳細に説明される。本発明は、多くの異なる形態において具現化されてよく、本書に記載されている例に限定されると解釈されるべきではない。

【0016】

図1を参照するに、この実施形態において飛行航空機10はF18である。航空機10は、それが大気を通過する際に気流場12を生成する。航空機10の表面14が空気に衝突する際に、気流場12内に擾乱が引き起こされる。表面14は、図1及び図6で視認されるように、気流場12に曝露される、航空機10に関連付けられた外表面全てを含む。かかる表面は、胴体15、翼17、尾部19、コックピット21などと共に、兵器等のよ

10

20

30

40

50

うな航空機 10 に付随するアイテムを含む、航空機 10 に関連付けられた他の外表面全てを含む。表面 14 の構成が種々の航空機 10 と共に変動することから、結果として生じる、気流場 12 の中で引き起こされる航空光学的擾乱の形状及び航空機 10 からの距離は、相違することになる。航空機 10 のスピード及び高度が変動すること、及び、航空機 10 は様々な機動飛行を通じて前進することから、これらの航空光学的擾乱は更に変化することになる。

【0017】

気流場 12 の複数の部分がある上を流れる表面 14 の形状に応じて、移動する空気のスピードが相違しうることを、理解すべきである。例えば、表面 14 が上反りしている場合、気流は、上反りした表面 14 上では、より平らな表面 14 上よりも速くなる。ゆえに、航空機 10 のいくつかの部分での対気速度は、航空機 10 上の異なる場所での、遷音速スピードで進行していることがある対気速度と対照をなして、例えば超音速スピードで進行していることがある。ゆえに、航空機 10 の周囲の気流場 12 内に結果として生じる擾乱は、航空機 10 上のある場所と別の場所では、必ずしも均質又は均一にはならない。

10

【0018】

航空機 10 が、亜音速から遷音速へ、そして超音速のスピードになって飛行する際に、気流場 12 内の空気は、航空機 10 の表面 14 による圧縮を受けることになる。例えば、超音速スピードでの空気の圧縮は、気流場 12 内の航空光学的擾乱において、衝撃波 / 衝撃境界の間に定常流 16 の領域を伴う、衝撃波 / 衝撃境界 18 を引き起こす。これらの擾乱は、例えば、衝撃波 / 衝撃境界 18 の領域と定常流領域 16 とが交互に生じることによって概略的に表されるように、航空機 10 の表面 14 から外向きに引き起こされる。図 1 で視認されるように、曲がった表面上では、複数の、より弱い衝撃波 / 衝撃境界 18 が、より強い衝撃波 / 衝撃境界 18 と融合する。擾乱は、様々な構成を帯びることになり、かつ、航空機 10 のスピード、高度、機動飛行構成が変動するにつれて、この特定の航空機 10 からの距離も変動することになる。

20

【0019】

気流場 12 内の衝撃波 / 衝撃境界 18 及び定常流領域 16 を含むこれらの擾乱は、航空機 10 によって運ばれる光学設備による光学経路の受容及び透過に、影響を与えることになる。光学経路の透過又は受容の経路の例は、図 1 の経路 20 及び 22 として概略的に示されている。これらの光学的な透過又は受容に関連付けられた、航空機 10 に搭載されている光学設備又は光学装置は、例えば、光学追跡装置、監視センサ、レーザ照準設定システム及びレーザエネルギー伝播兵器を含みうる。これらの装置が正確、効果的かつ効率的に作動するために、それらは、航空機 10 が大気を通して飛行する際に、気流場 12 中の擾乱によって引き起こされる光学経路の変動を、確実に補償することが必要になる。確実な性能というこの目標を達成する上で、航空光学的擾乱の確実な測定データをこれらの光学設備の設計に組み込みうるように、気流場 12 内のかかる確実な測定値を取得することは、大きな一歩である。

30

【0020】

図 2 から図 4 を参照するに、気流場 12 内に航空機 10 の飛行により引き起こされた航空光学的擾乱の位置及び輪郭を空間的及び時間的に測定することによって必要なデータを取得するために、航空機 10 に装着可能な、航空光学的擾乱測定システム 24 の一実施形態が示されている。図 3 で視認されるように、システム 24 は、この実施形態では、波面測定システム 26、及びジンバル支持型鏡システム 28 を含む。これらのシステム 26 及び 28 の各々の例を、それらの作動と共に、本書で詳細に記述する。

40

【0021】

航空機 10 に固定された航空光学的擾乱測定システム 24 を用いて、航空機 10 に到達する前に光学的擾乱を通して進行した光ビームを受容及び解析することによって、気流場 12 内の光学的擾乱の測定データが取得されることになる。この実施形態のために、星、別の航空機からのビーコン、地上ソースからのビーコン、レーザガイド星、又は人工星といった発光源が、システム 24 による使用のために選択されうる。この実施形態のために

50

は、システム24が、(Mv-3)又はそれよりも明るい眼視等級を備えた光ビーム源又は星と共に機能するよう構成されるように、光源は、システム24と共に作動するに十分なほど、十分強力であることが必要である。

【0022】

図2から図4を参照するに、光ビーム30は、図3で視認されるように、この実施形態では星のような発光源から生じて、図3で視認されるように、ジンバル支持型鏡システム28に入り込み、ジンバル34に支持された鏡32に衝突する。鏡32は、第1ペリスコープ折り畳み鏡36へと直接、光ビーム30を反射させる。この実施形態では、このジンバル支持型鏡システム28は、1974年にHughes Optical Systemsによって最初に製造され、現在はThe Boeing Companyによって製造されている、「キャストグランスジンバル(Cast Glance Gimbal)」として既知のものである。それは、米国海軍によってミサイルとターゲット追跡の両方に利用されてきたものであり、NP3D航空機に搭載されている。

10

【0023】

このジンバル支持型鏡システム28は、この実施形態では、ロードアイランド州MiddletonのKVH Industriesによって製造された二軸DSP-1750/デジタル出力(Digital Output)光ファイバジャイロのような、ジャイロセンサ38を含むよう改変されている。ジャイロセンサ38は、鏡32に結合され、航空機10の移動に基づいて飛行中の鏡32の動作を検知し、かつ、微細追跡カメラセンサ41内に組み込まれてそれに結合された組み込みプロセッサ39に、この動作を通信する。次に、組み込みプロセッサ39は、ジンバル支持体34に結合され、かつ、航空機10がフライト中に移動する際に光ビーム30を鏡32と位置合わせされた状態に保つために、ジンバル支持体34によって行われるべき補正動作を鏡32に通信する。組み込みプロセッサ39、ジンバル支持体34とのその結合、及び、鏡32に加えられる動作に関する一層の詳細を、以下で記述する。

20

【0024】

システム24が、マッハ1までのスピード、及びそれを越えたスピードで進行し、かつ機動飛行を実行している航空機10に固定されている場合、仮に、航空機10の機動飛行において航空機10によって行われた移動を補償するために鏡32に補正動作が行われなければ、光ビーム30は、鏡32との位置合わせから外れるか、又は、鏡32の動眼視野から外れることになる。例えば、航空光学的擾乱測定システム24が航空光学的擾乱測定値を取得するために航空機10に固定されている場合で、かつ、航空機10が機動飛行を通じて飛行している場合、鏡32は、光ビーム30に関連して動く。ジャイロセンサ38は、鏡32のこの動作を検知し、組み込みプロセッサ39にこの動作のデータ又は情報を送信する。ジャイロセンサ38は、組み込みプロセッサ39との、10Hzから100Hzの帯域幅接続範囲を有する。組み込みプロセッサ39は、それを受けて、光ビーム30を鏡32と適切に位置合わせされた状態に保つために、ジンバル支持体34に鏡32を動かすよう命令する。ジンバル34は、方位及び仰角において+/-45度の動眼視野上で解像度が4マイクロラジアン以下の角度検知、並びに、方位及び仰角において60度/秒より大きい最大角速度を備えて、作動する。

30

40

【0025】

組み込みプロセッサ39は、上述のように、以下でより詳細に記述される微細追跡カメラ41に結合される。この実施形態では、組み込みプロセッサは、(LX100T及びLX75Tをサポートする)Xilinx Spartan-6 LX150Tのようなフィールドプログラマブルゲートアレイ(Field Programmable Gate Array、FPGA)、ブートフラッシュメモリ、XMOS監視プロセッサ(Supervisory Processor)、2x QDR-II SDRAM、2つの4x SDRAMインターポーザモジュールのサポート、4ギガバイトの記憶領域を提供するNANDフラッシュ、センサ入出力支援カメラリンク(Sensor I/O supporting Camera Link)、PCI-Express x1サポート、

50

及び、FPGAに対する1GbE、を含む。プロセッサ39は、フリースケール(Freescale) QorIQ P1022のような汎用プロセッサ(General Purpose Processor、GPP)、ECCを備えた512メガバイトDDR3 SDRAM、12C RTC(拡張IO経由)、12C温度センサ、シリアルペリフェラルインタフェース(Serial Peripheral Interface、SPI)構成フラッシュ、NANDフラッシュメモリ、プロセッサリセット(Processor Reset)(拡張IO経由)、FPGAモジュール間10ビット通信リンク監視プロセッサ(拡張IO経由)、PCI Express x1、FPGAモジュールスバルタ式FPGAへのGen 1.0(拡張IO経由)、ギガビットイーサネット(Gigabit Ethernet)(拡張IO経由)、及び、固体ディスク記憶装置(Solid State Disk storage)(拡張IO経由)、を更に含む。組み込みプロセッサ39は、10Hzから100Hzの帯域幅接続範囲を備えてジンバル支持体34に結合される。ジンバル支持体34は、方位及び仰角において+/-45度の動眼視野上でストロークが4マイクロラジアン未満の位置検知、並びに、方位及び仰角において60度/秒より大きい最大角速度を備えて、作動する。

10

【0026】

組み込みプロセッサ39がジャイロセンサ38から鏡32に関する動作データを受信する場合、組み込みプロセッサは、鏡32を動かし、かつ、鏡32を適切に位置付けられた状態に維持して、発光源からの光ビーム30を鏡32の動眼視野内に維持するために、ジンバル34に動作コマンドを送信する。キャストグランスクチュエータは、方位において1700deg/sec²より大きく、及び仰角において400deg/sec²より大きい最大加速度で、ジンバルを駆動させることが可能である。

20

【0027】

ジンバル支持型鏡システム28はまた、この実施形態では、ジャイロセンサ38によって提供された安定化プラットフォームと安定化された運動力学を強化するための旋回フラットとの間のエンコーダ、並びに、安定化プラットフォームと旋回フラットとの間の二(2)対一(1)エンコーダ-同期化駆動装置の、使用を含むことになる。加えて、ジンバルは、軸受或いは整流DCモータ又はブラシDCモータの代わりに、回転式フレキシヤ及び回転ボイスコイルを使用する。

30

【0028】

航空光学的擾乱測定システム24が航空機10、特に超音速スピードに到達可能な航空機に装着される場合、ジンバル支持型鏡システム28に、高振動が加えられる可能性がある。この実施形態では、ジンバル支持体34上で、高度に減衰された受動アイソレータが使用されることになる。加えて、鏡32に対して大角度の補正動作を行って、星又は他の航空機などといった発光源を指向するために、ジャイロセンサ38及びジンバル支持体34を利用する、少なくとも100Hzのジャイロ安定化ループが採用されうる。更に、マッハ1.2及びマッハ1.4で、衝撃波パッケージを用いてBoeing F-15E上で収集された振動データの使用が、ジャイロセンサ38、安定化ジンバル34の、例えばSimulinkモデル、或いは他のモデル又はシミュレーションに入力されうる。サイトジッタの残存線は、ベースモーションジッタについて3.0マイクロラジアンを下回ることが予測される。これにより、組み込みプロセッサ39に制御される微細追跡センサ41が、高速ステアリング鏡54に補正を命令することによって、気流場12内の光学擾乱を減少させることが可能になる。

40

【0029】

この実施形態では、図3に示すように、ジンバル支持型鏡システム28の第1ペリスコープ折り畳み鏡36は、ジンバル34に支持された鏡32から直接光ビーム30を受容し、波面測定システム26の第2ペリスコープ折り畳み鏡40に向けて直接、光ビーム30を反射させる。第2ペリスコープ折り畳み鏡40は、この実施形態では45度(45°)の入射角で、第1ペリスコープ折り畳み鏡36から直接光ビーム30を受容する。第2折り畳み鏡40は、この実施形態では、反射率が98パーセント(98%)を上回る広帯域

50

コーティングを備えた、4インチ短軸の楕円形を有する。光ビーム30は、第2ペリスコープ折り畳み鏡40から、第1中間折り畳み鏡42へと直接反射される。第1中間折り畳み鏡は、この実施形態では45度(45°)の入射角で、光ビーム30を受容する。第1中間折り畳み鏡42は、反射率が98パーセント(98%)を上回る広帯域コーティングを備えた、3インチ短軸の楕円形を有する。次に、第1中間折り畳み鏡42は、第2中間折り畳み鏡44へと直接光ビーム30を反射させ、第2中間折り畳み鏡44はまた、この実施形態では45度(45°)の入射角で、光ビーム30を受容する。同様に、第2中間折り畳み鏡44は、この実施形態では、反射率が98パーセント(98%)を上回る広帯域コーティングを備えた、3インチ短軸の楕円形を有する。

【0030】

光ビーム30は、第2中間折り畳み鏡44から、第1凹形軸外放物面鏡46へと直接反射する。第1凹形軸外放物面鏡46は、この実施形態では、反射率が98パーセント(98%)を上回る広帯域コーティングを有する。光ビーム30は、この実施形態では8度(8.0°)を下回る入射角で、第1凹形軸外放物面鏡46によって受容される。光ビーム30は、第1凹形軸外放物面鏡46から、第1折り畳み鏡48へと直接反射する。第1折り畳み鏡48は、この実施形態では、反射率が98パーセント(98%)を上回る広帯域コーティングを備えた瞳リレーである。光ビーム30は、この実施形態では8度(8.0°)を下回る入射角で、第1折り畳み鏡48によって受容される。光ビーム30は、第1折り畳み鏡から48から直接第2折り畳み鏡50へと反射し、この実施形態では15度(15.0°)を下回る入射角で、第2折り畳み鏡50によって受容される。第2折り畳み鏡(50)も、この実施形態では、反射率が98パーセント(98%)を上回る広帯域コーティングを備えた瞳リレーである。

【0031】

光ビーム30は、第2折り畳み鏡50から直接第2凹形軸外放物面鏡52へと反射される。第2凹形軸外放物面鏡52は、この実施形態では8度(8.0°)を下回る入射角で、光ビーム30を受容する。第2凹形軸外放物面鏡52は、この実施形態では、反射率が98パーセント(98%)を上回る広帯域コーティングを備えた、軸外パラボラ鏡瞳リレーである。光ビーム30は、第2凹形軸外放物面鏡52から直接高速ステアリング鏡54へと反射し、高速ステアリング鏡54は、この実施形態では、反射率が98パーセント(98%)を上回る広帯域コーティング、及び100から1000Hzの帯域幅を備えた、直径1インチ(1")のものである。

【0032】

高速ステアリング鏡54は、この実施形態では、カリフォルニア州Long Beachに所在するOptics In Motion LLCによって製造された、OIM101 1インチFSMである。高速ステアリング鏡54は、通信ループを生成して、+1.5度から-1.5度までの範囲内の角度ストローク長さ及び2マイクロラジアン未満の角度解像度を伴う、高速ステアリング鏡の動作を提供するために、組み込みプロセッサ39及び微細追跡カメラ41に結合され、かつ、航空機10の飛行によって光ビーム30に加えられたジッタを補償するために、100から1000Hzの組み込みプロセッサ39との帯域幅接続において作動する。このジッタは、航空機10の振動と、航空機の周囲の様々な視角における気流場12、衝撃波16及び衝撃境界18による航空光学的擾乱とによって、光学ビームに対して引き起こされる。この通信ループを生成するために、部分的には、高速ステアリング鏡54は、光ビーム30の透過部分58を通じて、微細追跡カメラ41に結合される。光ビーム30は、この実施形態では、高速ステアリング鏡54からビーム分割器56へと直接反射する。

【0033】

ビーム分割器56は、この実施形態では、50パーセント(50%)の反射率を備えた広帯域コーティングを伴う1インチ(1")の直径を有し、この実施形態では、8度(8.0°)を下回る入射角で光ビーム30を受容する。

【0034】

10

20

30

40

50

この実施形態では、ビーム分割器56は、ニューメキシコ州AlbuquerqueのCVI Laser Opticsによって製造された、広帯域板状ビーム分割器である。このビーム分割器は、CVI Laser Opticsの商標を有し、光学材料：N-BK7ガラス、表面品質：10-5スクラッチアンドディグ、製品コード：BBS、接着性及び耐久性：Per Mil-C-675C（実験溶媒に不溶性）、開放口：中心直径の85パーセント（85%）以上、コーティング技術：電子ビーム多層誘電体、面取り：45度（45°）で0.35mm（典型例）、ウェッジ：5 arc min以下、損傷閾値：20 nsecにつき100 mJ/cm²、かつ、20 Hz @ 1064 nm、厚さt又は-0.25mm、直径：o+0/-0.25mm、表面形状：633 nmで / 10反射：R_{unpolarized} = 50% + 又は - 15%、及び、S2のコーティング：低反射広帯域反射防止（Low-reflection Broadband Anti-Reflective）コーティング、を備える。ビーム分割器56は、光ビーム30を一方の部分58と他方の部分60とに分割する。

10

【0035】

ビーム分割器56を通過する光ビーム30の一部分は、光ビーム30の透過部分58と称される。透過部分58は、この実施形態では、98パーセント（98%）を上回る反射率を備えた広帯域コーティングを伴う、1インチ（1"）の直径を有する第1追跡折り畳み鏡62によって、この実施形態では、ビーム分割器56から直接受容される。第1追跡折り畳み鏡62は、この実施形態では45度（45°）の入射角で、光ビーム30の透過部分58を受容する。広帯域ARコーティングを備えた色消し集束レンズ64は、垂直又は直角の入射角で光ビーム30の透過部分58を受容する。第2追跡折り畳み鏡66は、この実施形態では、98パーセント（98%）を上回る反射率を備えた広帯域コーティングを伴い、半短軸上に1インチの直径を有する。第2追跡折り畳み鏡66は、この例では45度（45°）の入射角で、色消し集束レンズ64から光ビーム30の透過部分58を受容し、かつ、微細追跡カメラ41に関連付けられ、第2追跡折り畳み鏡66と微細追跡カメラ41との間に位置付けられたフィルタホイールアセンブリ68へと直接、透過部分58を反射させる。

20

【0036】

フィルタホイールアセンブリ68は、星からの信号を最適化するために適用されうるが、それに対して、発光源が航空機によって運ばれるビーコンである場合には、それが適用されないこともある。光ビーム30の透過部分58がフィルタホイールアセンブリ68を通過する場合、透過部分58は、微細追跡カメラ41に到達する。微細追跡カメラ41は、光ビーム30の透過部分58の移動を検知する。

30

【0037】

微細追跡カメラ41は、この実施形態では、128 x 128のウィンドウモードにおいて1700 Hzのフレーム速度が可能な、Xenics Bobcat 640CL短波赤外線（SWIR）を利用する。微細追跡カメラ41が組み込みプロセッサ39に結合され、組み込みプロセッサ39が高速ステアリング鏡54に結合され、かつ、高速ステアリング鏡54が、光ビーム30の透過部分58によって微細追跡カメラ41に結合されている場合、微細追跡カメラ41が光ビーム30の透過部分58の移動を検知し、組み込みプロセッサ39にそのデータを通信するための、通信ループは完成しており、次に、組み込みプロセッサ39は、高速ステアリング鏡54にコマンドを送信して、それに従って高速ステアリング鏡54を動かす。この通信ループは、航空機10の高速での進行によって航空光学的擾乱測定システム24に加えられたジッタを軽減するために、作動することになる。

40

【0038】

ビーム分割器56を再び参照するに、ビーム分割器56は、光ビーム30を分割する。ビーム分割器56は、光ビーム30の一方の部分、透過部分58を透過させ、以下で反射部分60と称される、光ビーム30の他方の部分を反射させる。反射部分60は、ビーム分割器56から、この実施形態では、1インチ（1"）の半短軸直径を有し、かつ、反射

50

率が98パーセント(98%)を上回る広帯域コーティングを備えた、第1波動センサ折り畳み鏡70へと、方向付けられる。反射部分60は、この実施形態では15度(15.0°)を下回る入射角で、折り畳み鏡70によって受容され、折り畳み鏡70は、光ビーム30の反射部分60を、この実施形態では広帯域ARコーティングを有する色消し瞳リレー72へと直接反射させる。反射部分60は、この実施形態では、垂直入射角で色消し瞳リレー72によって受容される。

【0039】

光ビーム30の反射部分60は、気流場12内で航空機10によって引き起こされた航空光学的擾乱に関連付けられた、空間的及び時間的な波面パラメータを捉えるよう構成された、波面センサ小レンズアレイ74へと伝播する。これは、超音速を含む様々なスピードで航空機10が進行している場合、衝撃境界18を含むことになる。小レンズアレイ74は、少なくとも16×16のサブアパーチャの一アレイの小レンズ、又は、24×24のサブアパーチャの一組の小レンズを含む。この実施形態では、波面センサは、この実施形態では15kHzでの波面補正を可能にする、120×120のウィンドウにおいて一サブアパーチャあたり5×5ピクセルを有する24×24のサブアパーチャを備えたXenics Cheetah-640CLを含む。小レンズアレイ74は、反射部分60を、焦点面アレイ波面カメラ76に集束させる。波面カメラは、それによって、波面センサ小レンズアレイ74を通過した光ビーム30の反射部分60から、気流場12内の航空光学的擾乱の時間的及び空間的なデータを受容する。波面カメラ76は、この実施形態では、512×512の短波赤外焦点面を含み、かつ、5kHzを上回るフレーム速度を有する。

【0040】

波面センサ小レンズアレイ74及び波面カメラ76は、信号インターフェースと別の組み込みプロセッサ78とを含むセンサ電源に結合され、別の組み込みプロセッサ78はまた、SAMSUNG 840 Pro Series MZ-7PD128BW 2.5" 128GB SATA III MLC内部固体ドライブ(SSD)のような、固体データ記憶デバイスを含む。固体データ記憶装置は、波面センサ小レンズアレイ74及び波面カメラ76から受容された、航空機10によって引き起こされた航空光学的擾乱の時間的及び空間的な測定データと共に、それに対応する航空機10からの運航データ又はナビゲーションデータを、記憶することになる。この記憶されたデータは次いで、後に航空機10に搭載されることになる光学計器類を設計するために、使用されることが可能になる。図2から図4に示す航空光学的擾乱測定システム24を支援するための追加的な設備は、ジンバル電氣的インターフェースポート80、及び高速ステアリング鏡の電源/コントローラ81を含む。

【0041】

上述の波面測定システム26及びジャイロ安定化ジンバル支持型鏡システム28は、航空光学的擾乱測定システム24が、図5で視認されるような小型機構の中に包含されることを可能にする。例えば、キャストグラスジンバル28を有しない波面測定システム26は、34から40ポンドまでの間の重量を有する、およそ8インチ(8")×10インチ(10")×20インチ(20")の機構内に、組立可能である。キャストグラスジンバル28を有すると、170から175ポンドまでの間の重量を有し、寸法は8インチ(8")×19インチ(19")×20インチ(20")となる。この軽量かつ小型の機構で波面測定システム26を提供する能力があれば、ジャイロ安定化ジンバル支持型鏡システム28はシステム26に固定可能であり、測定システム24も、航空機10上の多くの異なる場所に固定されうる。この小型機構は、測定システム24が、超音速スピードに到達可能なより小型の戦闘航空機に搭載され、かつ、航空機の空気力学を破綻させないことを可能にする。

【0042】

図5を参照するに、波面測定システム26及びジャイロ安定化ジンバル支持型鏡システム28は各々、容器85及び83の中にそれぞれ包含される。容器83及び85は、一ま

10

20

30

40

50

とめにしっかりと固定されて、容器アセンブリ 8 2 を形成する。容器 8 3 は、開口部 8 6 を画定する正面側 8 4 を含み、ジンバル支持型鏡システム 2 8 が光ビーム 3 0 のような入来光に曝露されることを可能にする。波面測定システム 2 6 に関しては、それは容器 8 5 の中に収納される。波面計測システム 2 6 の中の光学的構成要素は、炭素発泡複合構造体（図示せず）を用いて後部容器 8 5 の中に強固に保持され、図 3 で視認されるように、炭素繊維台座 8 7 に装着される。容器 8 3 及び 8 5 は、典型的には、光学的台座の熱膨張率と合致させるために、熱アイソレータを備えたアルミニウムで構築される。

【 0 0 4 3 】

容器アセンブリ 8 2 が組み立てられている場合、それは、華氏 - 6 5 度から華氏 + 1 8 0 度までの温度範囲で Mil - M - 1 7 1 8 5 環境仕様を満たし、かつ、Mil - STD - 1 6 7 振動仕様を満たす、Barry Isolator Series 1 0 0 0 のような受動アイソレータと共に、航空機 1 0 に固定されうる状態にある。例としては、容器アセンブリ 8 2 は、図 5 で視認されるように、ノーズパレル位置 8 8 の一側部に固定される。以下でより詳細に記述されるように、容器アセンブリ 8 2 は、この実施形態では、航空機 1 0 の種々の位置を取り囲む気流場 1 2 内の航空光学的擾乱の時間的及び空間的なデータを測定及び収集するために、航空機 1 0 上のいくつかの場所に位置付けられることになる。典型的には、図 5 に示すように、航空光学的擾乱測定システム 2 4 を包含する容器アセンブリ 8 2 は、窓又はコンフォーマル窓 9 0 の背後に位置付けられることになる。星又は別の航空機又は地上の場所などのような発光源から入来する光ビーム 3 0 は、気流場 1 2 内の航空光学的擾乱を通過し、窓又はコンフォーマル窓 9 0 を通過し、次いで、容器 8 3 の開口 8 6 を通過することになる。光ビーム 3 0 は次いで、ジンバル 3 4 に支持された鏡 3 2 及び第 1 ペリスコープ折り畳み鏡 3 6 から、光ビーム 3 0 が第 2 ペリスコープ折り畳み鏡 4 0 によって受容される波面計測システム 2 6 へと反射することになる。他の場合には、システム 2 4 を包含する容器アセンブリ 8 2 は、コンフォーマル窓 9 0 ではない窓の背後の航空機 1 0 の外側位置に、又は、コンフォーマル窓 9 0 が採用されている航空機 1 0 の他の位置に、固定されることになる。

【 0 0 4 4 】

図 6 で視認されるように、この実施形態は F - 1 8 戦闘航空機 1 0 を描写している。上述のように、容器アセンブリ 8 2 は、F 1 8 航空機 1 0 に固定され、例えば、ドーサル中央体（2ヶ所）9 2、翼内装備銃の場所 9 4、電気光学的標的システム 9 6 又は他の航空機では下部銃倉、コンフォーマルフェアリング 9 8、上部ノーズパレル 1 0 0、及び、コックピット後方のドーサル 1 0 2 を含む場所の、コンフォーマル窓 9 0 の背後に位置付けられることになる。測定システム 2 4 がこれらの様々な場所に位置付けられている場合、航空光学的擾乱データは、航空機 1 0 の周囲で測定及び収集されることが可能である。航空機 1 0 に単一の測定システム 2 4 が採用されてよく、又は、複数の測定システム 2 4 も採用されうる。光学設備のための設計基準を生成して、航空機 1 0 の気流場 1 2 内に位置する航空光学的擾乱によって引き起こされる光学偏差に適應することを可能にするために、収集された測定データを用いて、これらの様々な場所に位置付けられることになる光学設備のためのモデリングが蓄積されることになる。

【 0 0 4 5 】

図 7 で視認されるように、この実施形態では、航空機 1 0 は飛行中の F 1 8 であり、航空機の周囲のセクタは、飛行中の航空機 1 0 と共に測定を行っている測定システム 2 4 の位置の可能な動眼視野を標示するよう、境界画定される。図 7 を参照するに、航空機 1 0 の周囲に位置付けられたこれらのセクタは、上部センサ動眼視野 1 0 4、下部センサ動眼視野 1 0 6、右舷側センサ動眼視野 1 0 8 及び左舷側センサ動眼視野 1 1 0 を含む。航空機 1 0 上での航空光学的擾乱測定システム 2 4 の位置付けにかかわらず、データを取得する試験のための飛行ジオメトリは、システム 2 4 の中の光学システムの動眼視野と、発光源の場所及びスピードとに依拠することになる。

【 0 0 4 6 】

航空機 1 0 の周囲の気流場 1 2 を十分に特性評価するために、光学システム動眼視野が

10

20

30

40

50

4 ステラジアンであることが必要になるが、このことにより、2つ以上のセンサ又はシステム24が必要となる。複数のシステム24が航空機10の上部及び下部に固定されることは可能であるが、特性評価飛行又はデータ取得飛行のために、これが必要という訳ではない。航空機10の周囲の気流は、左舷側動眼視野110と右舷側動眼視野108とにおいて、実質的に同一である。航空機10の周囲の気流場12における相違は、上部と下部との動眼視野104及び106において発生することになる。

【0047】

測定システム24は、気流場12の上部104と下部106とを特性評価するために、航空機10上の定位置にあるべきである。そのためのより良い位置は、航空機10の上方、下方、側方、前方、及び後方の気流場12を測定又は特性評価するに十分な動眼視野を備えた、航空機10の胴体部15のいずれかの側部上となる。しかしまた、動眼視野が大きくなるほど、星であれ別の航空機などであれ、発光源を視野に入れるために必要な航空機10の操縦が最小化され、使用可能なデータ収集時間が増大する。しかし、動眼視野が大きくなるほど、より大きな窓又はコンフォーマル窓90が必要になる。

【0048】

窓90が非コンフォーマルであり、かつ、例えば航空機10の外表面上に、プリスタを形成する場合、より大きな動眼視野を備えた異なるジンバル鏡が必要になる。プリスタ構成は、測定される気流場12を変化させることになる。ジンバル鏡システム28及び波面測定システム26を備える航空光学的測定システム24は、胴体部と、固定翼17、安定化フィン、回転翼などといった少なくとも1つの空力インターフェース表面とを有する多種多様な航空機に固定されることが可能であり、航空機10のような一飛行機にのみ固定されうる訳ではないと、理解される。多種多様な航空機は、飛行機に加え、例えば、ロケット、ミサイル、ヘリコプタ、ヘリコプタの機能性能と共に固定翼を有する航空機などを含むことになる。これらの航空機はプラットフォームを提供することになり、航空光学的測定システム24は、そのプラットフォームから、その特定の航空機を取り囲む気流場内の航空光学的擾乱を測定することになる。

【0049】

上述のように、航空光学的擾乱測定システム24を採用することになるデータ測定飛行又は特性評価飛行は、測定システム24を通過するその光ビーム30のソースとして、星、或いは、別の航空機から又は地上などからのビーコンを使用することになる。システム24は、この実施形態では、容器アセンブリ82の中に固定され、次に、航空機10上の所望の場所に強固に固定されることになる。コンフォーマル窓90の背後にシステム24を固定することにより、気流場12への干渉が最低限になるが、他のデータ取得のために、システム24が非コンフォーマル窓の背後に固定されて、気流場12に影響を与える航空機10上の変則的な表面を生成することもあると、想定される。

【0050】

ここで図8Aから図8Dを参照するに、図示されているように、航空光学的擾乱測定システム24は、この実施形態では、航空機10に搭載されて飛行して、航空機10の気流場内の航空光学的擾乱を測定及び取得するように、開発されてしている。詳細には、測定システム24は、航空機10の航空力学を破綻させることなくシステム24を航空機10上の複数の場所に固定できるようにするために、かつ、超音速を含む広範な対気速度でデータを取得できるようにするために、戦闘航空機のようなより小型の種類航空機上でのシステム24の使用を可能にするように、開発されている。

【0051】

図8Aから図8Dに示すような、航空光学的擾乱データの測定及び取得のための飛行の一実施形態において、この実施形態ではF-18航空機10が、前方ノーズバレル位置100に固定された測定システム24と共に、飛行経路116に沿った飛行を開始する。この実施形態では、航空機10は、30,000フィート(30,000ft)の高度をマッハ1.6で進行している。測定システム24は、90度(90°)の全動眼視野112で作動しており、Mv3又はそれよりも明るい等級を有する発光源、星114から、光ビ

10

20

30

40

50

ーム 30 を受容する。光ビーム 30 は、ジャイロ安定化ジンバル鏡システム 28 の中で、ジンバル 34 に支持された鏡 32 によって受容される。光ビーム 30 は、高速ステアリング鏡 54 を含む波面計測システム 26 を通過し、ビーム分割器 56 を通過する。ビーム分割器 56 は、光ビーム 30 を透過部分 58 と反射部分 60 とに分割する。光ビーム 30 の透過部分 58 は、上述のように、組み込みプロセッサ 39 に結合されている微細追跡カメラ 41 へと反射される。次に、組み込みプロセッサ 39 は、ジンバル 34 に支持された鏡 32 の動作を制御するためにジンバル支持型鏡システム 28 に結合され、かつ、高速ステアリング鏡 54 の動作を制御するために高速ステアリング鏡 54 に結合される。

【 0 0 5 2 】

航空機 10 が飛行している状態で、航空機 10 の気流場 12 内の航空光学的擾乱についての、データを収集するステップが開始される。波面センサレンズアレイ 74 及び波面センサカメラ 76 は、光ビーム 30 の他方の部分 60 から、航空光学的擾乱データを測定する。波面センサレンズアレイ 74 及び波面センサカメラ 76 に結合された別の組み込みプロセッサ 79 は、測定された航空光学的擾乱データを受信し、そのデータを記憶する。前述のように、別の組み込みプロセッサ 78 はまた、航空機 10 に結合され、航空機 10 の場所、高度及び対地スピードについてのナビゲーション情報も同様に受信する。

【 0 0 5 3 】

典型的には、航空機 10 が、航空光学的擾乱データを測定及び取得するために離陸する前に、この例では測定システム 24 と共に作動するに十分な可視等級を有する星 114 のような、発光源が選択される。発光源又は星 114 の座標は、微細追跡カメラ 41 に結合されている組み込みプロセッサ 39 内に収められる。これにより ジンバル 34 に支持された鏡 32 が、航空機 10 が飛行中の状態で、発光源又は星 114 を探知及び検出することが可能になる。

【 0 0 5 4 】

エンジンが始動した後に、航空機 10 の乗員は、システム 24 を初期化し、航空機 10 の GPS からの慣性ガイダンスシステムを初期化する。航空機 10 は、前進して離陸し、測定及びデータ取得のための初期ポイントを目指す。図 8 A から図 8 D に記載されたこの実施形態では、航空機 10 は、水平飛行経路 116 を有して、30,000 フィート (30,000 ft.) の高度でマッハ 1.6 のスピードに到達する。乗員は、ジンバル 34、高速ステアリング鏡 54、追跡カメラ 41、及び組み込みプロセッサ 39 を始動させるデータ収集コマンドを始動させる。発光源又は星 114 の事前にローディングされた座標を取得するために、事前にローディングされたターゲット座標により、始動された装置にガイダンスが提供される。発光源又は星 114 が光ビーム 30 をジンバル 34 に支持された鏡 32 に捉えさせ、微細追跡カメラセンサ 41 が画像フィールドの中央に集まった光ビーム 30 を検知し、組み込みプロセッサ 39 との低帯域幅通信ループがジンバル 34 及び高速ステアリング鏡 54 に関して閉じられている場合、測定システム 224 は、気流場 12 の中の航空光学的擾乱に関して測定 / 取得モードに入る準備が整っている。

【 0 0 5 5 】

図 8 A では、航空機 10 は、高度、スピード、飛行経路に到達しており、かつ、発光源又は星 114 を獲得している。飛行経路 116 は、直線かつ水平である。追跡装置 41 は、星 114 からの光ビーム 30 の透過部分 58 から取得された十分な信号を検出し、乗員は、高速ステアリング鏡 54 上の高帯域幅ループを閉じることが可能であり、組み込みプロセッサ 79 は波面レンズアレイ 74 からの測定データの収集を始動し、かつ、カメラ 76 は光ビーム 30 の反射部分 60 からの航空光学的擾乱の測定を始動する。高速ステアリング鏡 54 上の高帯域幅ループは、航空機 10 のかかる高速進行中にシステム 24 に加えられうるジッタの影響を軽減するように、測定システム 24 の測定及びデータ取得の最中には、このモードのままに保たれる。このプロセスにおいて、追跡装置 41 は、光ビーム 30 の透過部分の移動を検出し、そのデータを組み込みプロセッサ 39 に送信し、次に組み込みプロセッサ 39 は、高速ステアリング鏡 54 に動くためのコマンドを送信する。図 8 A で視認される実施形態では、星 114 は、航空機 10 から 20 度 (20°) の仰角に

10

20

30

40

50

、かつ、航空機 10 のノーズ 120 の左舷側から 70 度 (70°) 外れて、現れている。星 114 は、測定システム 24 の動眼視野において上方かつ前方にある。

【0056】

図 8 B では、データの測定及び取得の開始から 10 秒後に、次のステップは、この実施形態では、航空機 10 が、その飛行方向の移動を開始すること、又は機動飛行を開始することを含む。機動飛行は、マッハ 1.6 での 40 度 (40°) のバンク旋回である。この機動飛行は、測定システム 24 の動眼視野において星を下方かつ後方へと移動させ、航空機 10 を第 2 飛行経路 (図示せず) に向けて移動させる。この機動飛行は、ジンバル 34 に支持された鏡 32 の動眼視野において、発光源又は星 114 を移動させる。ジャイロセンサ 38 は、組み込みプロセッサ 39 に鏡 32 の動作データを送信する。組み込みプロセッサ 39 は、ジンバル 34 にコマンドを送信して鏡 32 を動かし、光ビーム 30 を、鏡 32 と位置合わせされた状態に、又は鏡 32 の適切な動眼視野内に保つ。同時に、光ビーム 30 の他方の反射部分 60 は、波面レンズアレイセンサ 75 及び波面センサカメラ 76 に継続的に入来し、それによって、光ビーム 30 の反射部分 60 から航空光学的擾乱を測定する。これらの測定値は、組み込みプロセッサ 78 に記憶される。

10

【0057】

この実施形態では、航空光学的擾乱に関するデータの測定及び取得の開始から 50 秒 (50 sec.) 後に、航空機 10 は、図 8 C の水平状態へと回転し、第 2 飛行経路内で飛行を開始する。この時点で、航空機 10 は依然として、星 114 が、航空機 10 から 20 度 (20°) の仰角であり、かつ、ノーズ 120 の左側セクタから 100 度 (100°) 外れた状態で、直線水平配置構成において、マッハ 1.6 で進行している。星 114 は、測定システム 24 の動眼視野において上方かつ後方にある。航空機 10 が第 2 飛行経路内を飛行しているこのステップでは、波面レンズアレイセンサ 74 及び波面センサカメラ 76 は、気流場 12 内に航空機 10 によって引き起こされた航空光学的擾乱を測定するために、光ビーム 30 の反射部分 60 を継続的に受容する。

20

【0058】

図 8 D を参照するに、測定が開始された時から 60 秒 (60 sec.) 後に、航空機 10 は、10 度 (10°) のバンク旋回 (のバンク旋回を行って第 2 飛行経路から移動するという次のステップを実施して、航空機 10 を飛行経路 116 に戻す。この機動飛行は、測定システム 24 の動眼視野において星 114 を上方に移動させ、かつ、測定システム 24 の動眼視野において前方進む。ジャイロセンサ 38、組み込みプロセッサ 39、及びジンバル 34 の通信ループは、星 114 の画像及び光ビーム 30 を、鏡 32 の動眼視野と位置合わせされた状態に維持する。ジャイロセンサ 38 は、動作を検知し、そのデータを組み込みプロセッサ 39 に送信する。組み込みプロセッサは、次に、鏡 32 を動かし、星 114 を鏡 32 の動眼視野内に維持するために、ジンバル 34 に制御コマンドを送信する。このステップにおいては、航空機 10 を飛行経路 116 に戻すことと共に、光ビーム 30 の反射部分 60 が、気流場 12 内の航空光学的擾乱を継続的に測定するように、波面レンズアレイセンサ 74 及び波面カメラ 76 によって継続的に受容される。測定データは、組み込みプロセッサ 78 によって、継続的に記憶される。

30

【0059】

航空機 10 による機動飛行の完了時に、乗員は、高速ステアリング鏡 54 の高帯域幅通信ループを閉鎖して、組み込みプロセッサ 78 による測定データ収集を自動的に停止させる。組み込みプロセッサ 39 からジンバル 34 及び微細追跡カメラ 41 への通信も、無効化される。乗員は次いで、航空機 10 の次の測定及び取得の始動地点又は開始地点へと航空機 10 を飛行させ、プロセスは反復される。その特定の飛行ミッションに関して、システム 24 によって全てのデータが測定及び収集されると、地上係員は、組み込みプロセッサ 78 に記憶されたデータを取り出す。これらの飛行ミッションは、様々なスピード、高度、及び飛行操縦構成で、各種の航空機 10 について、気流場 12 内の航空光学的擾乱について十分なデータが測定及び取得されるまで、実施される。

40

【0060】

50

星 1 1 4 を光ビーム 3 0 のための発光源として使用する場合は、航空機 1 0 の気流場 1 2 内の航空光学的擾乱データの収集が、図 8 A から図 8 で上述されている。同様に、図 9 A から図 9 D では、発光源が、光ビーム 3 0 を発する別の航空機 1 2 2 上のビーコンである場合、航空光学的擾乱のかかる測定データが収集される。図 9 A では、この実施形態では、航空機 1 0 はその第 1 飛行経路 1 1 6 内にあり、直線水平飛行で 3 0 , 0 0 0 フィート (3 0 , 0 0 0 f e e t) の高度を、マッハ 1 . 6 で進行している。他の航空機 1 2 2 からの光ビーム 3 0 が、星 1 1 4 に関連付けられた飛行と大いに類似した状態で、測定システム 2 4 の動眼視野内に追跡及び維持される。航空光学的擾乱は、航空機 1 0 からの運航データと共に、他の組み込みプロセッサ 7 8 によって測定及び記憶される。発光源が取得された状態で、この実施形態では 1 5 秒 (1 5 s e c s .) 間、航空光学的擾乱の測定が進行する。他の航空機 1 2 2 上の発光源は、航空機 1 0 から 4 5 度 (4 5 °) の仰角に、かつ、航空機 1 0 のノーズ 1 2 0 の左舷側から 4 5 度 (4 5 °) 外れて、位置付けられている。他の航空機 1 2 2 上のターゲット発光源は、測定システム 2 4 の動眼視野 1 1 2 において上方かつ前方にある。

【 0 0 6 1 】

図 9 B を参照するに、航空機 1 0 は、移動又はバンク旋回の始動を開始する。最初に発光源を捉えてから約 2 0 秒 (2 0 s e c s .) 後に、航空機 1 0 は、マッハ 1 . 6 で継続的に飛行しており、4 0 度 (4 0 °) のバンク旋回を行う。ターゲット発光源は、航空機 1 0 から 4 8 度 (4 8 °) の仰角に、かつ、ノーズ 1 2 0 から 5 4 度 (5 4 °) 外れており、後方へと移動している。このバンクは、測定システム 2 4 の動眼視野において、ターゲット発光源を下方かつ後方へと移動させる。ここでも、ターゲット発光源を測定システム 2 4 の動眼視野内に維持しつつ、航空光学的擾乱データの測定及び取得は継続する。データの測定及び取得の時間中ずっと、高速ステアリング鏡 5 4 及び組み込みプロセッサ 3 9 のハイスピード閉通信ループを通じて、ジッタの軽減が実現される。

【 0 0 6 2 】

図 9 C を参照するに、ビーコンを最初に捉えてから 3 0 秒 (3 0 s e c s .) 後、航空機 1 0 は、マッハ 1 . 6 で直線かつ水平の第 2 飛行経路上に保たれている。他の航空機 1 2 2 上のターゲット発光源は、航空機 1 0 のノーズ 1 2 0 の左側から 1 0 0 度 (1 0 0 °) 外れており、ターゲットビーコンは、測定システム 2 4 の動眼視野 1 1 2 において上方かつ後方にある。ここでも、このデータの測定及び取得は、波面レンズアレイ 7 4 及び波面カメラ 7 6 を通過する、他の航空機 1 2 2 のターゲット発光源からの光ビーム 3 0 の反射部分 6 0 を通じて継続しており、他のプロセッサ 7 8 に記憶されている。

【 0 0 6 3 】

図 9 D では、航空機 1 0 は、ターゲット発光源の最初の捕捉から 3 9 秒 (3 9 s e c s .) 後に、他の航空機 1 2 2 を追い越している。航空機 1 0 は依然としてマッハ 1 . 6 で進行しており、1 0 度 (1 0 °) のバンク旋回を行う。他の航空機 1 2 2 上のターゲット発光源は、航空機 1 0 から 4 4 度 (4 4 °) 上方に、かつ 1 3 6 度 (1 3 6 °) 後方にある。航空機 1 0 は、測定システム 2 4 の動眼視野 1 1 2 においてターゲット発光源を上方へ移動させている。ターゲット発光源は、測定システム 2 4 の動眼視野 1 1 2 から外れるまで、継続的に後方へ移動する。パイロットが測定システム 2 4 のスイッチを切ると、データ測定は停止する。ここでも、他のプロセッサ 7 8 によって記憶されたデータは、航空機 1 0 が基地に戻ると地上係員によって取り出される。

【 0 0 6 4 】

前述したように、データの測定及び収集のミッションは、この実施形態では、最大の 3 g の機動飛行を伴って、少なくとも最大マッハ 2 のスピード、海水位から 7 5 , 0 0 0 (7 5 , 0 0 0 f e e t) の高度の範囲内で実行されることになる。各航空機に関する、気流場 1 2 及び航空光学的擾乱について測定され、取得されたデータは、後にかかる航空機によって運ばれるべき光学設備のための、カスタムモデリングを提供することになる。システム 2 4 によって測定された空間的及び時間的なデータの組み込みにより、光学設備の設計が、航空機 1 0 の気流場 1 2 内に引き起こされた航空光学的擾乱を効率的に補償し、

10

20

30

40

50

それを通して作動することが可能になる。

【 0 0 6 5 】

様々な実施形態が上述されてきたが、この開示は、それらに限定されることを意図するものではない。開示されている実施形態に対して、やはり下記の条項及び付随する特許請求の範囲の範囲内にある変形例が、作成されうる。

【 0 0 6 6 】

条項 1 . 発光源から光ビームを受容し、かつ、発光源から発せられた光ビームを第 1 ペリスコープ折り畳み鏡へと反射させるための、ジンバルに支持された鏡と、

第 1 ペリスコープ折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられた、第 2 ペリスコープ折り畳み鏡と、

第 2 ペリスコープ折り畳み鏡から反射された光ビームを受容するよう位置付けられた、第 1 凹形軸外放物面鏡と、

第 1 凹形軸外放物面鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられた、第 1 折り畳み鏡と、

第 1 折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられた、第 2 折り畳み鏡と、

第 2 折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられ、かつ、高速ステアリング鏡へと光ビームを反射させる、第 2 凹形軸外放物面鏡と、

組み込みプロセッサに結合された、微細追跡カメラとを備え、

微細追跡カメラは高速ステアリング鏡から光ビームの透過部分を受容し、

組み込みプロセッサは、組み込みプロセッサが高速ステアリング鏡の動作を制御するように、高速ステアリング鏡に結合され、かつ、

組み込みプロセッサは、ジンバルに結合されて、ジンバルに支持された鏡の動作を制御する、航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 6 7 】

条項 2 . 鏡の運動を検知するようにジンバルに支持された鏡に結合されたジャイロセンサを更に含み、ジャイロセンサは、ジンバルに支持された鏡の動作を通信するために、組み込みプロセッサに結合されている、条項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 6 8 】

条項 3 . ジンバルに支持された鏡は、航空機の窓の背後に位置付けられ、発光源からの光ビームは前記窓を通過し、

窓は、側方ノーズパレル、ドーサル中央体、翼内装備鏡の場所、電気光学的標的システムの場所、コンフォーマルフェアリング、上部ノーズパレル、及びコックピット後方のドーサルのうちの少なくとも 1 つを含む、航空機上の種々の場所に位置付けられる、条項 2 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 6 9 】

条項 4 . 第 1 ペリスコープ折り畳み鏡に対する光ビームの入射角はおよそ 4 5 度である、条項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 7 0 】

条項 5 . およそ 4 5 度の入射角で第 2 ペリスコープ折り畳み鏡から直接反射された光のビームを受容し、かつ、およそ 4 5 度の入射で光のビームを受容する第 2 中間折り畳み鏡へと直接ビームを反射させるよう位置付けられた、第 1 中間折り畳み鏡を更に含む、条項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 7 1 】

条項 6 . 第 1 凹形軸外放物面鏡は、第 2 中間折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容する、条項 5 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 7 2 】

条項 7 . 第 1 折り畳み鏡は、第 1 凹形軸外放物面鏡から直接反射された光のビームを受容し、かつ、第 2 折り畳み鏡へと直接光のビームを反射させる、条項 6 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

10

20

30

40

50

【 0 0 7 3 】

条項 8 . 第 2 凹形軸外放物面鏡は、第 2 折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容する、条項 7 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 7 4 】

条項 9 . 高速ステアリング鏡は、1 0 0 H z から 1 0 0 0 H z の制御帯域幅を伴って、角度ストローク長さが + 1 . 5 度から - 1 . 5 度までの範囲内であり、かつ、角度解像度が 2 マイクロラジアン未満であるコマンドバイト組み込みプロセッサと共に作動する、条項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 7 5 】

条項 1 0 . 高速ステアリング鏡から直接反射された光ビームを受容するビーム分割器を更に含み、ビーム分割器は、光ビームを透過部分と反射部分とに分割する、条項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

10

【 0 0 7 6 】

条項 1 1 . ビーム分割器から透過部分を受容する第 1 追跡折り畳み鏡を更に含み、色消しレンズが、第 1 追跡折り畳み鏡から直接光ビームの透過部分を受容し、かつ、第 2 追跡折り畳み鏡へと透過部分を透過させる、条項 1 0 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 7 7 】

条項 1 2 . 微細追跡カメラは、第 2 追跡折り畳み鏡から直接反射された透過部分を受容する、条項 1 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 7 8 】

20

条項 1 3 . 第 2 追跡折り畳み鏡と微細追跡カメラとの間に位置づけられたフィルタホイールアセンブリを更に含む、条項 1 2 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 7 9 】

条項 1 4 . 組み込みプロセッサは、1 0 H z から 1 0 0 H z の制御帯域幅を伴ってジンバルに結合されている、条項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 8 0 】

条項 1 5 . ジンバルは、方位及び仰角において + / - 4 5 度の動眼視野上で解像度が 4 マイクロラジアン未満の角度検知、及び、方位及び仰角において 6 0 度 / 秒より大きい最大角速度を伴って作動する、条項 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム

【 0 0 8 1 】

30

条項 1 6 . ビーム分割器から直接反射部分を受容し、色消し瞳リレーへと反射部分を直接反射させる、第 1 波面センサ折り畳み鏡を更に含む、条項 1 0 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 8 2 】

条項 1 7 . 色消し瞳リレーから直接反射部分を受容するよう位置付けられた小レンズアレイを備え、反射部分を焦点面アレイカメラに集束させる、波面センサを更に含む、条項 1 6 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 8 3 】

条項 1 8 . アレイは、少なくとも 1 6 × 1 6 の一組の小レンズを備える、条項 1 7 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

40

【 0 0 8 4 】

条項 1 9 . アレイは、2 4 × 2 4 の一組の小レンズを備える、条項 1 7 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 8 5 】

条項 2 0 . 波面センサからのデータ及び航空機によって生成されたナビゲーションデータを収集する波面センサに結合された別の組み込みプロセッサを更に含み、波面センサを包含する擾乱測定システムは、その航空機において、航空機にコンフォーマルに装着されるよう構成される、条項 1 7 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 8 6 】

条項 2 1 . 航空光学的擾乱測定システムが、ジンバルに支持された鏡の動眼視野内でジ

50

ンバルに支持された鏡によって光ビームが受容されている状態で、飛行経路上を超音速スピードで移動する航空機にコンフォーマルに装着されるよう構成されている場合、追跡カメラは光ビームの透過部分を受容し、かつ、波面センサは光ビームの反射部分を受容する、条項 17 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 8 7 】

条項 22 . 航空機が飛行経路から離れるように移動している場合で、光ビームはジンバルに支持された鏡の動眼視野に入来し、組み込みプロセッサはジンバルに支持された鏡を動かすためにジンバルに制御コマンドを提供し、かつ、波面センサは反射部分を受容する、条項 21 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 8 8 】

条項 23 . 航空機が第 2 飛行経路内を移動している場合、波面センサは反射部分を受容する、条項 22 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 8 9 】

条項 24 . 航空機が飛行経路へと移動している場合、光ビームはジンバルに支持された鏡の動眼視野の中へ入来し、ジャイロセンサはその動きを組み込みプロセッサへと通信し、組み込みプロセッサはジンバルに支持された鏡を動かすためにジンバルに制御コマンドを提供し、かつ、波面センサは反射部分からデータを受容する、条項 23 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 9 0 】

条項 25 . ジンバルに支持された鏡及び組み込みプロセッサに結合されたジャイロセンサは、ジンバルに支持された鏡の動作に関して組み込みプロセッサに情報を伝達し、組み込みプロセッサは、ジンバルに支持された鏡を動かすために、ジンバルに動作コマンドを提供する、条項 21 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 9 1 】

条項 26 . 透過部分の移動を検出する微細追跡カメラと、高速ステアリング鏡を動かすために高速ステアリング鏡にコマンドを送信する組み込みプロセッサとを更に含む、条項 21 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 9 2 】

条項 27 . 発光源から光ビームを受容し、かつ、発光源から発せられた光ビームを第 1 ペリスコープ折り畳み鏡へと反射させるための、ジンバルに支持された鏡と、

第 1 ペリスコープ折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられた、第 2 ペリスコープ折り畳み鏡と、

第 2 ペリスコープ折り畳み鏡から反射された光ビームを受容するよう位置付けられた、第 1 凹形軸外放物面鏡と、

第 1 凹形軸外放物面鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられた、第 1 折り畳み鏡と、

第 1 折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられた、第 2 折り畳み鏡と、

第 2 折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられ、かつ、高速ステアリング鏡へと光ビームを反射させる、第 2 凹形軸外放物面鏡と、

高速ステアリング鏡から直接反射された光ビームを受容するビーム分割器とを備え、ビーム分割器は、光ビームを透過部分と反射部分とに分割する、航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 9 3 】

条項 28 . 第 1 ペリスコープ折り畳み鏡に対する光ビームの入射角はおよそ 45 度である、条項 27 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 9 4 】

条項 29 . およそ 45 度の入射角で第 2 ペリスコープ折り畳み鏡から直接反射された光のビームを受容し、かつ、およそ 45 度の入射で光のビームを受容する第 2 中間折り畳み鏡へと直接ビームを反射させるよう位置付けられた、第 1 中間折り畳み鏡を更に含む、条

10

20

30

40

50

項 2 7 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 9 5 】

条項 3 0 . 第 1 凹形軸外放物面鏡は、第 2 中間折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容する、条項 2 9 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 9 6 】

条項 3 1 . 第 1 折り畳み鏡は、第 1 凹形軸外放物面鏡から直接反射された光のビームを受容し、かつ、第 2 折り畳み鏡へと直接光のビームを反射させる、条項 3 0 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 9 7 】

条項 3 2 . 第 2 凹形軸外放物面鏡は、第 2 折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容する、条項 3 1 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

10

【 0 0 9 8 】

条項 3 3 . 組み込みプロセッサに結合された微細追跡カメラを更に含み、微細追跡カメラは高速ステアリング鏡から光ビームの透過部分を受容し、

組み込みプロセッサは、組み込みプロセッサが高速ステアリング鏡の動作を制御するように、高速ステアリング鏡に結合され、かつ、

組み込みプロセッサは、ジンバルに結合されて、ジンバルに支持された鏡の動作を制御する、条項 2 7 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 0 9 9 】

条項 3 4 . 鏡の運動を検知するようにジンバルに支持された鏡に結合されたジャイロセンサを更に含み、ジャイロセンサは、ジンバルに支持された鏡の動作を通信するために、組み込みプロセッサに結合されている、条項 3 3 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

20

【 0 1 0 0 】

条項 3 5 . ジンバルに支持された鏡は、航空機の窓の背後に位置付けられ、発光源からの光ビームは前記窓を通過し、かつ、窓は、側方ノーズバレル、ドーサル中央体、翼内装備銃の場所、電気光学的標的システムの場所、コンフォーマルフェアリング、上部ノーズバレル、及びコックピット後方のドーサルのうちの少なくとも 1 つを含む、航空機上の種々の場所に位置付けられる、条項 3 4 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 0 1 】

条項 3 6 . 高速ステアリング鏡は、1 0 0 H z から 1 0 0 0 H z の制御帯域幅を伴って、角度ストローク長さが + 1 . 5 度から - 1 . 5 度までの範囲内であり、かつ、角度解像度が 2 マイクロラジアン未満であるコマンドバイト組み込みプロセッサと共に作動する、条項 3 3 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

30

【 0 1 0 2 】

条項 3 7 . ビーム分割器から透過部分を受容する第 1 追跡折り畳み鏡を更に含み、色消しレンズが、第 1 追跡折り畳み鏡から直接光ビームの透過部分を受容し、かつ、第 2 追跡折り畳み鏡へと透過部分を透過させる、条項 3 3 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 0 3 】

条項 3 8 . 微細追跡カメラは、第 2 追跡折り畳み鏡から直接反射された透過部分を受容する、条項 3 7 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

40

【 0 1 0 4 】

条項 3 9 . 第 2 追跡折り畳み鏡と微細追跡カメラとの間に位置づけられたフィルタホイールアセンブリを更に含む、条項 3 8 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 0 5 】

条項 4 0 . 組み込みプロセッサは、1 0 H z から 1 0 0 H z の制御帯域幅を伴ってジンバルに結合されている、条項 3 3 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 0 6 】

条項 4 1 . ジンバルは、方位及び仰角において + / - 4 5 度の動眼視野上で解像度が 4 マイクロラジアン未満の角度検知、及び、方位及び仰角において 6 0 度 / 秒より大きい最大角速度を伴って作動する、条項 4 0 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

50

【 0 1 0 7 】

条項 4 2 . ビーム分割器から直接反射部分を受容し、かつ、色消し瞳リレーへと反射部分を直接反射させる、第 1 波面センサ折り畳み鏡を更に含む、条項 2 7 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 0 8 】

条項 4 3 . 色消し瞳リレーから直接反射部分を受容するよう位置付けられた小レンズアレイを備え、かつ、反射部分を焦点面アレイカメラに集束させる、波面センサを更に含む、条項 4 2 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 0 9 】

条項 4 4 . 波面センサからのデータ及び航空機によって生成されたナビゲーションデータを収集する波面センサに結合された別の組み込みプロセッサを更に含む、

波面センサを包含する擾乱測定システムは、航空機にコンフォーマルに装着されるよう構成されている、条項 4 3 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 1 0 】

条項 4 5 . アレイは、少なくとも 16×16 の一組の小レンズを備える、条項 4 3 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 1 1 】

条項 4 6 . 発光源から光ビームを受容し、かつ、発光源から発せられた光ビームを高速ステアリング鏡へと反射させるための、ジンバルに支持された鏡と、

高速ステアリング鏡から直接反射された光ビームを受容するビーム分割器であって、光ビームを透過部分と反射部分とに分割する、ビーム分割器と、

組み込みプロセッサに結合された、微細追跡カメラとを備え、

微細追跡カメラは高速ステアリング鏡から光ビームの透過部分を受容し、

組み込みプロセッサは、組み込みプロセッサが高速ステアリング鏡の動作を制御するように、高速ステアリング鏡に結合され、かつ、

組み込みプロセッサは、ジンバルに結合されて、ジンバルに支持された鏡の動作を制御する、航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 1 2 】

条項 4 7 . ジンバルに支持された鏡から直接光ビーム源を受容する、第 1 ペリスコープ折り畳み鏡と、

第 1 ペリスコープ折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられた、第 2 ペリスコープ折り畳み鏡と、

第 2 ペリスコープ折り畳み鏡から反射された光ビームを受容するよう位置付けられた、第 1 凹形軸外放物面鏡と、

第 1 凹形軸外放物面鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられた、第 1 折り畳み鏡と、

第 1 折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられた、第 2 折り畳み鏡と、

第 2 折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容するよう位置付けられ、かつ、高速ステアリング鏡へと光ビームを反射させる、第 2 凹形軸外放物面鏡とを更に含む、条項 4 6 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 1 3 】

条項 4 8 . 第 1 ペリスコープ折り畳み鏡に対する光ビームの入射角はおよそ 45 度である、条項 4 7 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 1 4 】

条項 4 9 . およそ 45 度の入射角で第 2 ペリスコープ折り畳み鏡から直接反射された光のビームを受容し、かつ、およそ 45 度の入射で光のビームを受容する第 2 中間折り畳み鏡へと直接ビームを反射させるよう位置付けられた、第 1 中間折り畳み鏡を更に含む、条項 4 7 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 1 5 】

10

20

30

40

50

条項 50 . 第 1 凹形軸外放物面鏡は、第 2 中間折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容する、条項 49 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 1 6 】

条項 51 . 第 1 折り畳み鏡は、第 1 凹形軸外放物面鏡から直接反射された光のビームを受容し、かつ、第 2 折り畳み鏡へと直接光のビームを反射させる、条項 50 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 1 7 】

条項 52 . 第 2 凹形軸外放物面鏡は、第 2 折り畳み鏡から直接反射された光ビームを受容する、条項 51 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 1 8 】

条項 53 . 高速ステアリング鏡は、100 Hz から 1000 Hz の制御帯域幅を伴って、角度ストローク長さが + 1 . 5 度から - 1 . 5 度までの範囲内であり、かつ、角度解像度が 2 マイクロラジアン未満であるコマンドバイト組み込みプロセッサと共に作動する、条項 46 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 1 9 】

条項 54 . ビーム分割器から透過部分を受容する第 1 追跡折り畳み鏡と、第 1 追跡折り畳み鏡から第 2 追跡折り畳み鏡へと直接、光ビームの透過部分を受容する色消しレンズとを更に含む、条項 46 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 2 0 】

条項 55 . 微細追跡カメラは、第 2 追跡折り畳み鏡から直接反射された透過部分を受容する、条項 54 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 2 1 】

条項 56 . 第 2 追跡折り畳み鏡と微細追跡カメラとの間に位置づけられたフィルタホイールアセンブリを更に含む、条項 55 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 2 2 】

条項 57 . 鏡の運動を検知するようにジンバルに支持された鏡に結合されたジャイロセンサを更に含み、ジャイロセンサは、ジンバルに支持された鏡の動作を通信するために、組み込みプロセッサに結合されている、条項 46 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 2 3 】

条項 58 . ジンバルに支持された鏡は、航空機の窓の背後に位置付けられ、発光源からの光ビームは前記窓を通過し、かつ、窓は、側方ノーズバレル、ドーサル中央体、翼内装備銃の場所、電気光学的標的システムの場所、コンフォーマルフェアリング、上部ノーズバレル、及びコックピット後方のドーサルのうちの少なくとも 1 つを含む、航空機上の種々の場所に位置付けられる、条項 46 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 2 4 】

条項 59 . 組み込みプロセッサは、10 Hz から 100 Hz の制御帯域幅を伴ってジンバルに結合されている、条項 46 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 2 5 】

条項 60 . ジンバルは、方位及び仰角において + / - 45 度の動眼視野上で解像度が 4 マイクロラジアン未満の角度検知、及び、方位及び仰角において 60 度 / 秒より大きい最大角速度を伴って作動する、条項 46 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 2 6 】

条項 61 . ビーム分割器から直接反射部分を受容し、かつ、色消し瞳リレーへと反射部分を直接反射させる、第 1 波面センサ折り畳み鏡を更に含む、条項 46 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 2 7 】

条項 62 . 色消し瞳リレーから直接反射部分を受容するよう位置付けられた小レンズアレイを備え、反射部分を焦点面アレイカメラに集束させる、波面センサを更に含む、条項 61 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

【 0 1 2 8 】

10

20

30

40

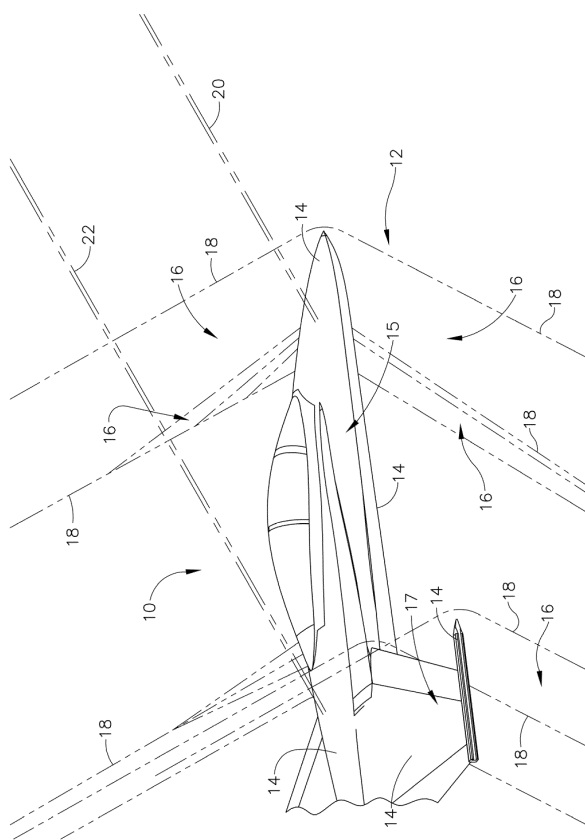
50

条項 6 3 . 波面センサからのデータ及び航空機によって生成されたナビゲーションデータを収集する波面センサに結合された別の組み込みプロセッサを更に含み、波面センサを包含する擾乱測定システムが、航空機にコンフォーマルに装着されるよう構成されている、条項 6 2 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

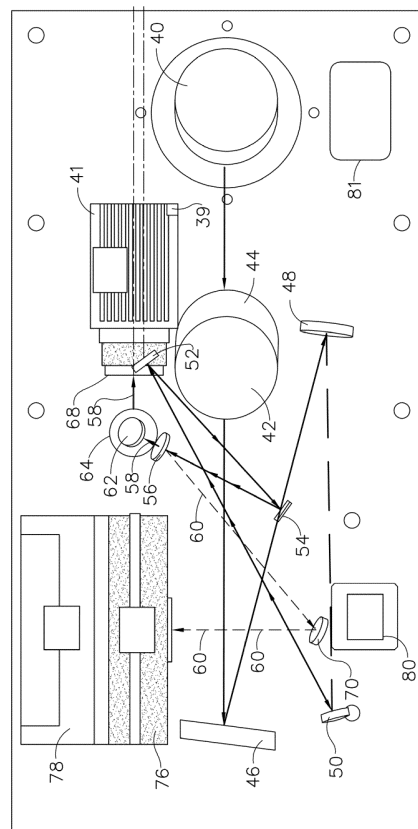
【 0 1 2 9 】

条項 6 4 . アレイは、少なくとも 1 6 × 1 6 の一組の小レンズを備える、条項 6 2 に記載の航空光学的擾乱測定システム。

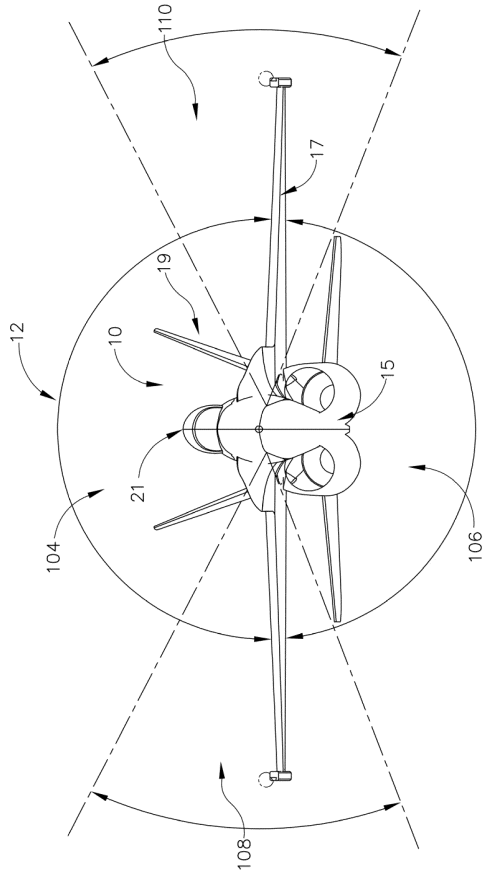
【 図 1 】



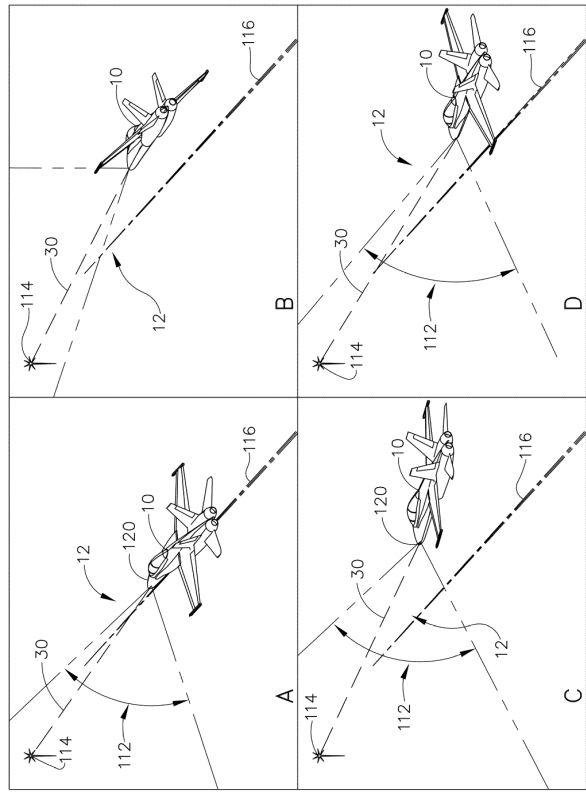
【 図 2 】



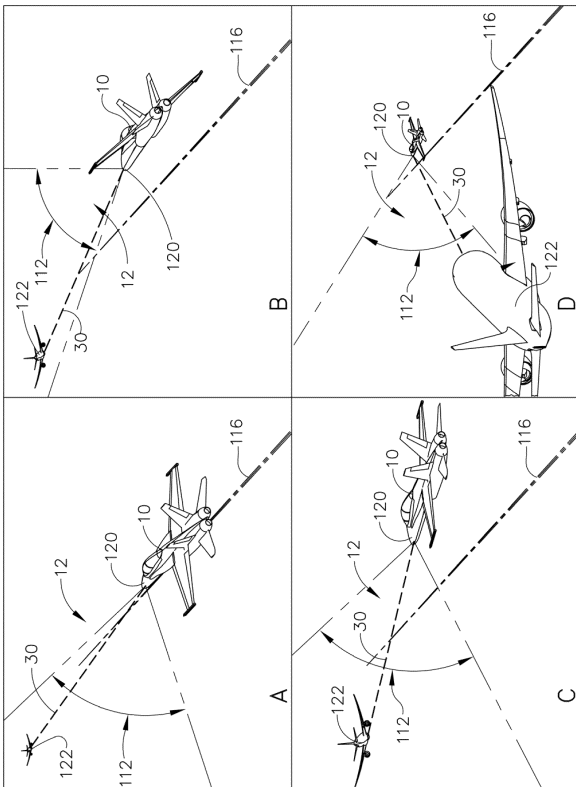
【 図 7 】



【 図 8 】



【 図 9 】



フロントページの続き

- (72)発明者 ジャーカティス, ケネス
アメリカ合衆国 イリノイ 60606-1596, シカゴ, ノース リバーサイド プラザ
100 シー/オーザ ボーイング カンパニー
- (72)発明者 ホームズ, リチャード ブルックス
アメリカ合衆国 イリノイ 60606-1596, シカゴ, ノース リバーサイド プラザ
100 シー/オーザ ボーイング カンパニー
- (72)発明者 マックナーニ, ニコラウス
アメリカ合衆国 イリノイ 60606-1596, シカゴ, ノース リバーサイド プラザ
100 シー/オーザ ボーイング カンパニー
- (72)発明者 ドナルドソン, ジェド
アメリカ合衆国 イリノイ 60606-1596, シカゴ, ノース リバーサイド プラザ
100 シー/オーザ ボーイング カンパニー

審査官 長谷井 雅昭

- (56)参考文献 米国特許出願公開第2005/0111068(US, A1)
国際公開第2006/076043(WO, A1)
特開昭61-017921(JP, A)
米国特許出願公開第2005/0069325(US, A1)
特開2014-096365(JP, A)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
B64D 45/00
G01C 19/00