

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号
特許第7097052号
(P7097052)

(45)発行日 令和4年7月7日(2022.7.7)

(24)登録日 令和4年6月29日(2022.6.29)

(51)国際特許分類		F I		
B 6 4 C	13/16 (2006.01)	B 6 4 C	13/16	A
B 6 4 C	13/00 (2006.01)	B 6 4 C	13/00	Z
B 6 4 D	45/00 (2006.01)	B 6 4 D	45/00	A
G 0 1 P	5/26 (2006.01)	G 0 1 P	5/26	A

請求項の数 11 (全22頁)

(21)出願番号	特願2018-72705(P2018-72705)	(73)特許権者	503361400 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 東京都調布市深大寺東町七丁目4番地 1
(22)出願日	平成30年4月4日(2018.4.4)	(74)代理人	110003339 特許業務法人南青山国際特許事務所
(65)公開番号	特開2019-182075(P2019-182075 A)	(74)代理人	100104215 弁理士 大森 純一
(43)公開日	令和1年10月24日(2019.10.24)	(74)代理人	100196575 弁理士 高橋 満
審査請求日	令和3年3月12日(2021.3.12)	(74)代理人	100168181 弁理士 中村 哲平
		(74)代理人	100117330 弁理士 折居 章
		(74)代理人	100160989

最終頁に続く

(54)【発明の名称】 飛行機の突風応答軽減システム及び飛行機の突風応答軽減方法

(57)【特許請求の範囲】

【請求項1】

飛行機の飛行予定方向に向けて電磁波を放射し、その大気中での散乱波を受信し、前記放射した電磁波と散乱した電磁波との間の周波数のドップラーシフト量に基づき、放射軸方向の遠隔風を計測する計測部と、

飛行機の揚力を制御する舵と、

前記計測部での計測結果に基づき、前記飛行機が突風を受けることが判明した場合に、前記突風による迎角変化がもたらす第1の揚力変化を空気密度又は静圧と飛行速度と突風の鉛直成分との積に基づき算出し、前記算出された第1の揚力変化に基づき揚力傾斜が少ない迎角を算出するとともに、突風による動圧変化がもたらす第2の揚力変化を空気密度又は静圧と飛行速度と突風の前後成分との積に基づき算出し、前記算出された第2の揚力変化に基づき揚力が変化しないような前記揚力を制御する舵の角度を算出する制御演算部とを具備する飛行機の突風応答軽減システム。

【請求項2】

請求項1に記載の飛行機の突風応答軽減システムであって、

前記計測部は、風速測定範囲を特定する真対気速度を得るために、各レンジビンの各風速計測値のヒストグラム上のモードを求める信号処理部を有する

飛行機の突風応答軽減システム。

【請求項3】

請求項1乃至2に記載の飛行機の突風応答軽減システムであって、

空力データに基づき、昇降舵を自動制御して飛行機の角加速度を小さくする機能を具備する飛行機の突風応答軽減システム。

【請求項 4】

請求項 1 乃至 2 に記載の飛行機の突風応答軽減システムであって、旋回によって正の垂直加速度を重力加速度に重畳する機能を具備する飛行機の突風応答軽減システム。

【請求項 5】

請求項 1 乃至 2 に記載の飛行機の突風応答軽減システムであって、高度変更中に乱気流層を検知した場合に、高度変更を自動的に中断する機能を具備する飛行機の突風応答軽減システム。

10

【請求項 6】

請求項 1 乃至 5 に記載の飛行機の突風応答軽減システムであって、前記制御演算部は、乱気流の強度指標として、放射する電磁波の放射軸方向の風速変化量および飛行速度ならびに空気密度または静圧の積を用いる飛行機の突風応答軽減システム。

【請求項 7】

請求項 6 に記載の飛行機の突風応答軽減システムであって、前記制御演算部は、前記放射軸方向の風速変化量として、レンジピン内における散乱のパワースペクトル幅の増加量から該レンジピン内の風速幅を求め、該風速幅により乱気流の強度を数値で表す飛行機の突風応答軽減システム。

20

【請求項 8】

請求項 1 乃至 7 に記載の飛行機の突風応答軽減システムであって、前記制御演算部は、飛行機が動揺する程度の指標として、揺れの周波数の高い成分と低い成分を取り除き、一定時間連続する最大加速度の値を用いる飛行機の突風応答軽減システム。

【請求項 9】

請求項 1 乃至 8 に記載の飛行機の突風応答軽減システムであって、前記計測部は、放射する電磁波として光波を用い、前記光波の方向を変更し、かつ、光学望遠鏡の集光機能を有するスキャナーをさらに具備する飛行機の突風応答軽減システム。

30

【請求項 10】

飛行機の飛行予定方向に向けて電磁波を放射し、その大気中での散乱波を受信し、前記放射した電磁波と散乱した電磁波との間の周波数のドップラーシフト量に基づき、放射軸方向の遠隔風を計測し、
前記計測結果に基づき、前記飛行機が突風を受けることが判明した場合に、前記突風による迎角変化がもたらす第 1 の揚力変化を空気密度又は静圧と飛行速度と突風の鉛直成分との積に基づき算出し、前記算出された第 1 の揚力変化に基づき揚力傾斜が少ない迎角を算出するとともに、突風による動圧変化がもたらす第 2 の揚力変化を空気密度又は静圧と飛行速度と突風の前後成分との積に基づき算出し、前記算出された第 2 の揚力変化に基づき揚力が変化しないような前記揚力を制御する前記飛行機の舵の角度を算出する飛行機の突風応答軽減方法。

40

【請求項 11】

請求項 1 から 9 のうちいずれか 1 項に記載の飛行機の突風応答軽減システムであって、前記制御演算部は、フロントサイドの領域、失速点及びバックサイドの領域を有する揚力曲線のうち、前記失速点付近に対応する前記迎角を算出し、前記算出された迎角を増加による機体の上昇を抑え、水平飛行を維持するように、前記揚力を制御する舵の角度を算出する飛行機の突風応答軽減システム。

50

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、例えば飛行機が乱気流中を飛行したときに、機体の上下動揺を低減することに用いられる突風応答軽減システム及び方法、さらにこれらの技術に用いられるのに適した乱気流検知システム、動揺推定システム及びドップラーライダーに関する。

【背景技術】

【0002】

旅客機事故の主要因として乱気流は特に重要であり、航空機に搭載して乱気流を事前に検知する装置として、レーザ光を利用したドップラーライダーに関する技術が研究開発されている(例えば、非特許文献1を参照。)

10

【0003】

ドップラーライダーを航空機の乱気流事故防止用として使用するには、飛行方向前方の乱気流情報をパイロットに伝達し、パイロットが回避飛行やシートベルトサイン点灯などにより対処する方法の他、気流情報を搭載コンピューターに伝達して、自動的に舵を制御することにより乱気流突入時の機体の動揺を低減する方法等がある(例えば、特許文献1を参照。)

【0004】

上記の舵を制御するためには、一般的に鉛直気流ベクトルを求める必要がある。本発明者らは、特許文献2において2組のドップラーライダー(遠隔気流計測装置)による観測値を幾何学的に変換して鉛直気流ベクトルを求める技術を提唱した。

20

【0005】

さらに本発明者らは、特許文献3において、鉛直気流ベクトルを含む二次元気流ベクトルの推定精度を向上させ、しかも気流推定範囲をより広範囲とすることができる遠隔気流計測装置、遠隔気流計測方法及びプログラムを提唱した。

【0006】

ただし、動揺低減制御の事前情報として気流ベクトルを利用して舵を自動制御する方式の場合、遠隔気流計測装置による観測方向が2組以上必要なこと、事前情報に極めて高い信頼性が要求されること、機体の弾性変形を考慮する必要があることから、実用化の障害となっていた。

30

【先行技術文献】

【特許文献】

【0007】

【文献】特許第5771893号

特許第5398001号

特願2015-195895号

特許第4859208号

特許第5376459号

特許第5696987号

特許第5717174号

40

【非特許文献】

【0008】

【文献】H.Inokuchi, H.Tanaka, and T.Ando, "Development of an Onboard Doppler LIDAR for Flight Safety," Journal of Aircraft, Vo1.46, No.4, PP.1411-1415, AIAA, July-August, 2009.

Ira H. Abbott, Albert E. Von Doenhoff, "Theory of Wing Sections," Dover Publications, Inc.

国土交通省航空局航空機安全課監修、耐空性審査要領、鳳文書林出版

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

50

【 0 0 0 9 】

まず、飛行機が乱気流に突入したときに機体が動揺する原理を概説する。動揺は上下左右前後に運動するものであるが、ここでは事故に発展する可能性が高い上下運動のみに注目して説明する。上下運動に関係する気流方向は、主に鉛直風および飛行機の進行方向に対する前後風である。

【 0 0 1 0 】

鉛直風が変化すると、飛行機の前進速度との合成により飛行機に対する相対的な気流ベクトルが変化する。すなわち迎角が変化することにより揚力が変化するため、機体が上下に動揺する。前後風の変化があった場合は、動圧の変化をもたらすため、同じく揚力が変化して、機体が上下に動揺する。以上のふたつの現象は、乱気流中では同時に生ずるものであるが、原理的には分離して考えることができる。一般的には前後風よりも鉛直風の影響の方が大きいとされている。

10

【 0 0 1 1 】

ドップラーライダーを用いた突風の鉛直および前後の気流推定には、2軸以上の光軸が必要である。前方上下2方向の観測の場合、レーザ光が気流を推定する点に照射されている場合にのみ厳密な二次元気流ベクトルを与えるが、航空機前方ではレーザ光軸間の距離が広がるため、幾何学的な変換の仮定が崩れ、正しく気流推定を実施することが困難となる。この影響を少なくするために上下2方向のはさみ角を小さくすると、ベクトルの変換誤差が大きくなるというジレンマがある。これまでに試作したドップラーライダーの場合、光軸の視線方向の計測精度は、モンテカルロシミュレーションの結果から、0.2~0.3m/sである。これを鉛直方向の気流ベクトルに変換すると、はさみ角が20度の場合で、0.6~0.9m/sの推定精度となる。しかも、これはあくまでも幾何学的な推定計算であって、現実には複雑な局所流れの影響で誤差が大きくなる可能性がある。

20

【 0 0 1 2 】

2次元以上の気流ベクトルの事前情報に応じて、昇降舵を自動制御する方式の場合、誤った事前情報は、機体を加振する可能性があるため事前情報に極めて高い精度と信頼性が要求されること、操舵により機体の変形するために弾性変形を考慮する必要があることから、実用化の障害となっていた。

【 0 0 1 3 】

本発明は、上記の問題点を解決するものであり、その目的は、2次元以上の気流ベクトルの事前情報を用いずに、飛行機が乱気流に突入した際の機体の動揺を低減させる技術を提供することにある。

30

【課題を解決するための手段】

【 0 0 1 4 】

上記目的を達成するため、本発明の一形態に係る飛行機の突風応答軽減システムは、飛行機の飛行予定方向に向けて電磁波を放射し、その大気中での散乱波を受信し、前記放射した電磁波と散乱した電磁波との間の周波数のドップラーシフト量に基づき、放射軸方向の遠隔風速を計測する計測部と、飛行機の揚力を制御する舵と、前記計測部での計測結果に基づき、該飛行機が突風を受けることが判明した場合に、揚力傾斜が少ない迎角を算出するとともに、揚力が変化しないような前記揚力を制御する舵の角度を算出する制御演算部とを具備する。

40

【 0 0 1 5 】

本発明の一形態に係る飛行機の突風応答軽減方法は、飛行機の飛行予定方向に向けて電磁波を放射し、その大気中での散乱波を受信し、前記放射した電磁波と散乱した電磁波との間の周波数のドップラーシフト量に基づき、放射軸方向の遠隔風速を計測し、前記計測結果に基づき、前記飛行機が突風を受けることが判明した場合に、揚力傾斜が少ない迎角を算出するとともに、揚力が変化しないような前記揚力を制御する前記航空機の舵の角度を算出する。

【 0 0 1 6 】

本発明の一形態に係る乱気流検知システムは、飛行機の飛行予定方向に向けて電磁波を放

50

射し、その大気中での散乱波を受信し、前記放射した電磁波と散乱した電磁波との間の周波数のドップラーシフト量に基づき、放射軸方向の遠隔風速を計測する計測部と、前記計測部の計測結果に基づき前記飛行機の飛行予定方向の乱気流の強度指標を算出する制御演算部とを有し、前記制御演算部は、前記乱気流の強度指標として、放射する電磁波の放射軸方向の風速変化量および飛行速度ならびに空気密度または静圧の積を用いる。

前記制御演算部は、前記放射軸方向の風速変化量として、レンジピン内における散乱のパワースペクトル幅の増加量から該レンジピン内の風速幅を求め、該風速幅により乱気流の強度を数値で表してもよい。

【0017】

本発明の一形態に係る動揺推定システムは、飛行機の飛行予定方向に向けて電磁波を放射し、その大気中での散乱波を受信し、前記放射した電磁波と散乱した電磁波との間の周波数のドップラーシフト量に基づき、放射軸方向の遠隔風速を計測する計測部と、前記計測部の計測結果に基づき前記飛行機が動揺する程度の指標を算出する制御演算部とを有し、前記制御演算部は、前記飛行機が動揺する程度の指標として、揺れの周波数の高い成分と低い成分を取り除き、一定時間連続する最大加速度の値を用いる。

10

【0018】

本発明の一形態に係るドップラーライダーは、飛行機の飛行予定方向に向けて光波を放射し、その大気中での散乱波を受信し、前記放射した光波と散乱した光波との間の周波数のドップラーシフト量に基づき、放射軸方向の遠隔風速を計測する計測部と、前記光波の方向を変更し、かつ、光学望遠鏡の集光機能を有するスキャナーとを具備する。

20

【発明の効果】

【0019】

本発明によれば、2次元以上の気流ベクトルの事前情報を用いずに、飛行機が乱気流に突入した際の機体の動揺を低減させることができる。

【図面の簡単な説明】

【0020】

【図1】飛行中に突風に遭遇した場合の気流ベクトルの定義を示す図である。

【図2】一般的な翼型の揚力曲線を示す概念図である。

【図3】スポイラー角に応じた揚力変化を示す概念図である。

【図4】本発明の一実施形態に係る飛行機に搭載されるドップラーライダー方式の突風応答軽減システムの構成を示すブロック図である。

30

【図5】本発明の一実施形態に係る風速の計測範囲を拡大する手法を示す説明図である。

【図6】本発明の一実施形態に係る真対気速度の概略値を算出する手法の効果を示す説明図である。

【図7】本発明の一実施形態に係る前後風の影響による機体の上下動揺を低減する原理を示す説明図である。

【図8】従来のフィードバック制御の遅れを説明する概念図である。

【図9】本発明の一実施形態に係る縦のモーメントを相殺する制御の説明図である。

【図10】本発明の一実施形態に係る高度変更中止による乱気流回避を説明する概念図である。

40

【図11】本発明の一実施形態に係る乱気流による動揺の程度を評価する手法を示す説明図である。

【図12】本発明の一使用例を示すフローチャートである。

【図13】試作した光アンテナとスキャナーの配置を示す側面図である。

【図14】本発明の構成部品である光アンテナおよびスキャナーを飛行機に搭載する方法を示す概念図である。

【図15】本発明の一実施形態に係る凹型の小型接眼レンズを移動させる具体的な機構の例を示す説明図である。

【図16】本発明の一実施形態に係る複数の光放射部を用いた場合の説明図である。

【図17】本発明の構成部品である光アンテナおよびスキャナーを飛行機に搭載する別の方

50

法を示す概念図である。

【図 18】本発明の構成部品である光アンテナおよびスキャナーを飛行機に搭載するさらに別の方法を示す概念図である。

【図 19】本発明の一実施形態に係る小型の凸面鏡を、ラックギアと減速ギアを用いて前後移動と同時に回転させる具体的な機構の例を示す説明図である。

【図 20】本発明の一実施形態に係る小型の凸面鏡を、リンク機構を用いて前後移動と同時に回転させる具体的な機構の例を示す説明図である。

【発明を実施するための形態】

【0021】

本技術に係る飛行機の突風応答軽減システムは、飛行機の飛行予定方向に向けて電磁波を放射し、その大気中での散乱波を受信し、前記放射した電磁波と散乱した電磁波との間の周波数のドップラーシフト量に基づき、放射軸方向の遠隔風速を計測する計測部と、飛行機の揚力を制御する舵と、前記計測部での計測結果に基づき、該飛行機が突風を受けることが判明した場合に、揚力傾斜が少ない迎角を算出するとともに、揚力が変化しないような前記揚力を制御する舵の角度を算出する制御演算部とを具備する。

10

【0022】

放射する電磁波としては、主にレーザー光が想定されるが、マイクロ波などの電波も利用できる。

気流が迎角を変化させることによる揚力の変化、および動圧の変化による揚力の変化、それぞれについて以下に示す。

20

風がない場合の迎角を θ_0 、飛行速度を V とすると、揚力 L は、2次元翼の理論から次式で近似的に求めることができる。

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S \quad (1)$$

ただし、

ρ : 空気密度

θ_0 : 零揚力迎角

S : 翼面積

である。

【0023】

飛行中に突風に遭遇した場合を図 1 に示す。飛行機 200 に対する突風の相対的な風ベクトルを W とし、その鉛直成分を W_z 、前後成分を W_x とすると突風に遭遇した場合の迎角 θ' は、以下の式で求めることができる。

30

$$\theta' = \theta_0 + \tan^{-1} (W_z / (V + W_x)) \quad (2)$$

【0024】

ここで、飛行速度 V が突風 W に対して十分大きいということを考慮すると、式 2 は次式のように簡略化できる。

$$\theta' = \theta_0 + W_z / V \quad (3)$$

したがって、突風が迎角を変化させることによる揚力変化を ΔL とすると、次式で求めることができる。

$$\Delta L = \rho V W_z S \quad (4)$$

40

つまり、突風による迎角変化がもたらす揚力変化 ΔL は、空気密度 ρ と飛行速度 V と突風の鉛直成分 W_z との積にほぼ比例すると言える。

【0025】

次に、前後風により動圧が変化した場合の上下動揺について述べる。風がない場合の揚力 L は次式で求められる。

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S \quad (5)$$

ただし、

C_L : 揚力係数

である。

【0026】

50

したがって、突風が動圧を変化させることによる揚力変化を L とすると、次式で求めることができる。

$$L = C_L S (V W_X + (1/2) W_X^2) \quad (6)$$

【0027】

ここで、通常 W_X は V に対して小さいから、 $(1/2) W_X^2$ を省略すると次式を得る。

$$L = C_L S V W_X \quad (7)$$

つまり、突風による動圧変化がもたらす揚力変化 L は、空気密度 ρ と飛行速度 V と突風の前後成分 W_X との積にほぼ比例すると言える。

【0028】

乱気流に等方性があると考え、乱気流による飛行機の上下動揺は空気密度 ρ と飛行速度 V と突風 W との積にほぼ比例すると言える。したがって、乱気流の強度指標は、これらの積 VW を用いるのが妥当である。等方性についてはある程度のばらつきはあるものの、一般的には相関関係があると考えられる。飛行速度 V と突風 W との積を表す手法としては F_h ファクタ（特許文献4）があるが、突風 W を表す手法としては観測領域内の受信光のスペクトル幅で示される風速分散値を用いてもよい。空気密度 ρ は、気圧高度を求めるための静圧孔で計測される静圧 P_S に比例するため、乱気流の強度指標は、 $P_S V W$ を用いてもよい。

【0029】

静圧 P_S または空気密度 ρ および飛行速度 V は、あらゆる飛行機に装備されているピトー・静圧管で計測されている。飛行速度 V および前方の突風 W は、例えばドップラーライダーで計測可能である。このため、本発明の突風応答軽減システムでは、例えばレーザー光を送信信号として大気中に放射（送信）して、該レーザー光の大気中のエアロゾルによるレーザー散乱光を受信信号として受信し、該送信信号と該受信信号との間の周波数のドップラーシフト量に基づき遠隔領域の気流の風速を計測するドップラーライダーを利用して前方の突風を観測し、舵の自動制御により機体の動揺低減を実現する。

【0030】

< 突風応答低減の原理 >

図2は一般的な翼型の揚力曲線を表す概念図で、S点を失速点、Aの領域をフロントサイド、Bの領域をバックサイドと称する。

Aの領域では、パイロットが操縦桿を引くと、姿勢が上を向き、短時間的には揚力が増加するために、機体が上昇する。これは、人間の感覚にとって自然な挙動である。長時間的には、飛行速度が低下するために揚力が減少し、機体は降下するが、本発明では動揺低減について述べるものであるから、短時間的な運動についてのみ考慮する。長時間的な運動については、エンジン出力を通常の操作で調節すればよい。

【0031】

Bの領域では、Aの領域とは逆に、操縦桿を引くと揚力が減少して機体が降下するため、人間が操縦する場合には、特別な注意が必要である。通常は操縦桿を押して、Aの領域へ戻す操作を行う。必ずしも危険な領域ではなく、パワードリフト機などでは積極的に利用されることもある。

【0032】

S点付近では、迎角の変化に対して、揚力係数の変化が少なく、鉛直風が変化したとしても揚力の変化が少ないため、機体の上下運動は抑えられる。ただし、A領域で飛行している際にS点に移行するために迎角を増加させると、機体が上昇してしまうため、水平飛行を維持するためには、揚力を適切に制御する必要がある。

【0033】

揚力を制御する舵としては、例えばスポイラーが想定される。左右のエルロンを同相で変化させるフラップロンでもよいし、両者を併用してもよい。

【0034】

図3は、スポイラー角の変化によってどのように揚力係数が変化するかを模式的に示したものである。スポイラーを展開すると、揚力係数が減少するとともに、S点付近の揚力変

10

20

30

40

50

化が少なくなる。

C点で巡航しているときに、迎角を増加させてS₀点で飛行しようとするすると揚力が増加するため機体は上昇する。この上昇を防ぐために、揚力係数がS₂点になるようにスポイラーを展開すると、実際には迎角の増加に応じて抗力が増加して、飛行速度が低下するために揚力が減少して飛行高度が低下する。このため飛行高度を維持するために、S₀点とS₂点との間のS₁点になるように、スポイラー角を制御すれば、水平飛行が可能であって、迎角の変化による揚力の変化が少ないため、鉛直風の変化による機体の動揺を低減することができるのである。準静的な制御であるため、機体の弾性変形の影響は生じない。

【0035】

巡航時は通常揚抗比が最大となる最も効率の良い迎角で飛行するため、迎角を変更するとそのまま同じ推力では水平飛行ができなくなることがある。S₁点が時間とともに徐々にS₀点近づき、やがてスポイラー角が0となっても降下するようになる場合は、スポイラー角が0となる前に推力を増加させる必要がある。推力の増加操作は、自動であっても手動であってもよい。通常はオートパイロットの機能に含まれている。

10

【0036】

前述のとおり、乱気流による機体動揺の程度は飛行速度に比例するものであるから、迎角の増大やスポイラーの展開により飛行速度が低下する結果として機体動揺が低減する相乗効果も期待できる。

【0037】

前後風の変化による揚力の変化は、機体前方の前後風の計測値にあわせてスポイラー角を変化させて揚力の変化を相殺する。鉛直風の変化に対しては、準静的な制御であり、前後風の変化に対しては動的な制御であるため、両立は可能である。また、前後風による揚力の変化を相殺する制御は、典型的には揚力を発生する主翼に設置されたスポイラーで直接揚力を制御するものであるから、機体の弾性変形の影響を受けにくい。この点は、昇降舵の制御による揚力制御と大きく異なる利点である。

20

【0038】

このような手法で、スポイラーを展開すると、揚抗比が低下して飛行の効率が低下する。しかしながら、本システムが作動するのは、ドップラーライダーで事前検知した乱気流に突入するときのみの一時的なものであることから、運航全体を通して考えた場合には、乱気流が想定される領域を大きく避けて飛行する必要がなくなるために、燃料の消費が少なくなることが期待される。あるいは同じ飛行経路の場合は、安全性の向上が期待できる。

30

【0039】

本発明の一形態で利用するドップラーライダーによる観測のハードウェア上の制約として、観測可能な風速の範囲が制限されるということがある。このため、飛行機に搭載して使用する際には、飛行速度を差し引いて、差し引いた速度からの変化分を測定する手法がとられる。特許文献5では、直前観測値の平均値を飛行速度とみなしていたが、受信信号のSN比が高い場合でも観測値に異常値が含まれることがあるため、平均値では不都合があることが分かった。このため、本発明の一形態に係る飛行機の突風応答軽減システムでは、直前観測値のモード(最頻値)を飛行速度とみなす。

【0040】

モードを算出するためには、観測値を有限の風速範囲で分割してヒストグラムを生成する必要があるので、飛行速度計測値の分解能は風速の分割幅に依存することになる。ただし、風速観測可能範囲に入れば良いだけなので、飛行速度は概略でよい。

40

【0041】

一方、飛行速度自体を計測する目的で使用する場合には、前記ヒストグラムから標準偏差に基づき異常値を除外し、正常な観測値のみの平均値を求めれば、信頼性と精度が高い飛行速度を求めることができる。

【0042】

揚力を制御する舵を動的に操作した場合の副作用として、一般的には機体の縦の姿勢角が変化する。縦の姿勢角の変化は飛行機の客室内の位置に応じて鉛直加速度を生ずる原因と

50

なるため、本発明の一形態に係る飛行機の突風応答軽減システムでは、縦の角加速度を低減させるために昇降舵を制御する機能を付加してもよい。

【0043】

乱気流事故は、鉛直加速度が負となって人員や物品が浮き上がり、鉛直加速度が正となったときに浮遊した人員や物品が落下して怪我をするのが典型的な状況である。したがって、本発明の一形態に係る飛行機の突風応答軽減システムでは、乱気流に突入する際に、旋回飛行を行い遠心力による加速度を重力加速度に重畳することにより事故を防止する制御機能を付加してもよい。

【0044】

一般的に乱気流域は高度方向の層状に分布する。したがって、高度変更中に乱気流層を通過することがしばしばある。本発明の一形態に係る飛行機の突風応答軽減システムでは、乱気流層への突入を防ぐために、高度変更中に前方の乱気流層を検知した場合には、自動的に高度変更を中断する制御機能を付加してもよい。

10

【0045】

本発明で利用するドップラーライダーは、非常に弱い気流も観測可能であるが、観測誤差は避けることができない。このため、まったく乱気流がない場合にわずかな気流変化があるかのような信号を出力する可能性があり、その場合、機体を加振してしまう恐れがある。さらに、本発明による制御では飛行速度を低下させるため、制御の作動中は運航効率が低下する。したがって、観測された乱気流の強度が低い場合には揚力制御を行わず、ある閾値以上の場合に揚力制御を行うという基準が必要である。本発明の一形態に係る飛行機の突風応答軽減システムでは、乱気流の強度指標として、前述した VW または $PSVW$ を用いる。

20

【0046】

乱気流の強度は、以上の指標で定義できるが、飛行機の動揺の程度は各機体の空力特性や慣性力によって異なる。したがって、危険性を判定するためには、飛行機が動揺する程度も定義する必要がある。本発明の一形態に係る飛行機の突風応答軽減システムでは、乱気流事故に関連する可能性の少ない高い周波数の揺れと低い周波数の揺れの成分を除外し、一定時間連続する最大加速度の値を飛行機の動揺の程度の指標として用いる。

【0047】

個別の飛行機での乱気流の強度指標と動揺の程度の指標との対応は、飛行シミュレーションや飛行試験で明らかにすればよい。すなわち、制御が不要であるレベルの揺れや、緊急の対応が必要なレベルの揺れのときの乱気流の強度指標を調べて、制御則に反映させればよい。

30

【0048】

風速を計測する計測部としてドップラーライダーを用いる場合には、光波の方向を変更するスキャナーに光学望遠鏡の集光機能を持たせることにより小型軽量化を実現する。該スキャナーは凸面のプリズム式であっても凹面のミラー式であってもよい。

【0049】

本発明によれば、単眼ライダーを用いた場合であっても、飛行機が乱気流に遭遇した際に機体の上下動揺を低減させることができ、飛行機の安全性や快適性の向上が期待できる。

40

【0050】

非特許文献3に示す耐空性審査要領第III部7-2-6Bでは、乱気流に突入する際の最大速度を定義しており、現状では乱気流が発生する可能性がある空域を飛行する際に減速する必要がある場合があるが、本発明によれば、乱気流を検知した時に減速すればよいため、運航効率や定時性の向上が期待できる。

【0051】

以下、図面を参照しながら、本発明の実施形態を説明する

[突風応答軽減システムの構成]

図4は、本発明の一実施形態に係る飛行機に搭載される突風応答軽減システムの構成を示すブロック図である。

50

図4に示すように、この飛行機の突風応答軽減システムの制御コマンド生成部100は、計測部10と、制御演算部30とを備える。スキャナ300はレーザ光の放射方向を変更するための構成部品であるが、本発明の実施に必須の構成部品ではない。なぜなら、巡航中の飛行機の迎角や横滑り角は大きく変わることはなく、本発明の適用を近距離の乱気流への対応のみに限定した場合については、観測する領域が大きく変化することがないからである。

【0052】

<計測部>

計測部10は、大気中にレーザ光をパルス状に放射し、この反射光を受信し、放射したレーザ光と反射光との間の周波数のドップラーシフト量に基づき光軸方向（放射軸方向）の風速を計測するものであり、光学望遠鏡11と光送受信機12と信号処理部13とを有する。

10

【0053】

光学望遠鏡11は、光送受信機12で生成されたレーザ光（送信光）を大気中に向けて放射する。放射されたレーザ光は、大気中に浮遊する微小なエアロゾル粒子によって散乱される。散乱光は、光学望遠鏡11を介して光送受信機12により受信される。

【0054】

光送受信機12は、単一波長、例えば $1.5\mu\text{m}$ のレーザ光を生成すると共に、その大気中での散乱光を受信して、放射したレーザ光と散乱光との間の周波数の差分を電気信号に変換する。

20

【0055】

信号処理部13は、周波数の差分信号を時分割して、距離ごとの風速を算出するものである。つまり、光学望遠鏡11を介して受信した受信光（散乱光）を送信光と比較し、ドップラー効果で生ずる周波数の変化から風速を求める。ドップラー効果による周波数変化量は典型的には風速の計測に用いられる。一般にこれはドップラーライダーと呼ばれており、ライダー（LIDAR）とは、光を利用した遠隔観測手法で「Light Detection And Ranging」を略したものである。最大観測距離は、およそ $1\sim 30\text{km}$ で、この数値は大気条件により異なる。通常の旅客機であれば、この距離は $4\sim 150$ 秒間の飛行距離に相当する。

【0056】

風速の算出にあたっては、一般的にハードウェア上の制限から前記周波数の計測可能範囲が限定されるため、図5に示すように真対気速度の概略値をオフセットとして利用する。このとき、前記周波数のドップラーシフト量は、 $F_{\text{OFF}} + F_{\text{d}}$ である。試作した装置での風速の計測可能範囲は $\pm 40\text{m/s}$ である。

30

【0057】

真対気速度の概略値を得る手法として、特許文献5では、直前観測値の平均値を真対気速度とみなしていたが、観測値には異常値が含まれることがあるため、図6に示すように平均値では誤差が大きくなることがあることが分かった。このため、本発明の一形態に係る飛行機の突風応答軽減システムでは、 $1\sim 3$ 秒間前の観測値のモード（最頻値）を真対気速度とみなす。このとき、受信信号のSN比が例えば 7dB 以上など信頼性が高い観測レンジのみについてモード（最頻値）を算出してもよい。

40

【0058】

モード（最頻値）を算出するためには、観測値を有限の風速範囲で分割してヒストグラムを生成する必要があるため、真対気速度計測値の分解能は風速の分割幅に依存することになる。前記風速の分割幅は $2\sim 5\text{m/s}$ が適しているため、前記分解能もその数値となる。ただし、風速観測可能範囲に入れば良いだけなので、真対気速度は分解能の低い概略値でよい。

【0059】

本発明から派生的に生ずる機能として、真対気速度自体を計測する目的で使用する場合には、最新観測値の前記ヒストグラムから標準偏差に基づき例えば1 を超える異常値を除

50

外し、正常な観測値のみの平均値を求めれば、信頼性と精度が高い真対気速度を求めることができる。静圧情報を用いれば、真対気速度を等価対気速度に変換することも可能である。

【 0 0 6 0 】

< 制御演算部 >

制御演算部 30 は、計測部 10 で計測した飛行予定方向の風速値に基づき、飛行機 200 が突風を受けることが判明した場合に、揚力傾斜が少ない迎角となるように昇降舵 231 の舵角コマンドをオートパイロット 210 に送信する。舵角変化は緩徐に行い、迎角をフィードバックして目標の迎角に設定する。加えて、揚力が変化しないようなスポイラー 221 の舵角コマンドをオートパイロット 210 に送信する。

10

【 0 0 6 1 】

揚力傾斜が最も少ない迎角は、揚力係数が最大値となる迎角であって、その迎角は、例えば非特許文献 2 に示されているように風洞試験で得ることができる。本発明を適用するためには、予めスポイラー角ごとの最大揚力係数とそのときの迎角を風洞試験等で調べておく必要がある。

【 0 0 6 2 】

鉛直風 W_z の影響を低減させるために、乱気流に遭遇する 3 ~ 10 秒前に揚力係数が最大値となる迎角に向けて昇降舵 231 を自動的に且つ緩徐に操作すると、機体は一時的に上昇するとともに飛行速度が低下する。このとき、昇降率をフィードバックしてスポイラー 221 の舵角を適切に増加させると、揚力と重量が釣り合って昇降率が 0 となる。その後時間とともにさらに飛行速度が低下して揚力が減少するが、スポイラー 221 の舵角制御には昇降率をフィードバックしているため、昇降率は 0 のままである。さらに時間が経過すると、スポイラー 221 の舵角が 0 になっても降下することがあるが、その前に推力を増加させて水平飛行を維持する。あるいは、運航上降下が許容される状況であれば、降下してもよい。

20

【 0 0 6 3 】

スポイラー角に応じて最大揚力係数のときの迎角も若干変化するから、迎角を調節するための昇降舵 231 の制御にはスポイラー角をフィードバックする必要がある。

【 0 0 6 4 】

前後風 W_x の影響については、図 7 に示すように、スポイラー角 1 として S_1 点となる迎角で飛行する場合、ドップラーライダーで観測される前方の風速を W_x とすると、 W_x 遭遇時の揚力係数を、数式 8 で得られる C_L' とすることにより、 W_x 遭遇前後の揚力を同一とすることができる。

30

【 0 0 6 5 】

$$C_L' = (V / (V + W_x))^2 C_L \quad (8)$$

W_x が正の場合は S_2 側で揚力係数が C_L' となるようスポイラー角を増加させ、 W_x が負の場合は S_0 側で揚力係数が C_L' となるようスポイラー角を減少させればよい。ドップラーライダーによる風速は距離ごとに独立して観測することができるため、時系列での風速変化がわかり、スポイラー角はその時系列にあわせて変更すればよい。加えて、観測は例えば 5 Hz の周期で更新されるので、新しい観測情報ほど重みを高くして、制御にロバスト性を持たせてもよい。

40

【 0 0 6 6 】

揚力を制御する舵は、スポイラーではなくフラップロンでもよい。あるいは、動揺低減用の専用舵であっても、高速で作動するフラップであってもよい。複数の舵を併用してもよい。

【 0 0 6 7 】

機体の動揺を低減する従来のフィードバック制御の場合、通常機体に取り付けられた加速度センサの出力に基づき舵角を制御する。この場合、図 8 に示すように、まず突風に遭遇してから機体が運動するまでは機体の慣性力で遅れる。さらに機体の運動を加速度センサで計測して、適切な舵角を計算してから、舵のアクチュエータに舵角コマンドを送信する

50

が、舵の空気力が変更されるまででも遅れが生ずる。

【0068】

したがって、周波数が高い細かい揺れに対しては対応できないか、あるいは逆に加振してしまう可能性があった。

【0069】

これに対して、本発明に関する遠隔気流に基づく予見制御の場合は、遅れを見込んで事前に舵を制御することができるので、平均的な遅れの影響は発生せず、遠隔気流の観測誤差や舵角誤差などわずかな影響が残るだけである。したがって、周波数が高い細かい揺れに対しても対応できるため、事故低減だけでなく乗り心地の改善が期待できる。

【0070】

以上のようにスポイラーを動的に操舵した場合、縦のモーメント係数 C_m が若干変化することがある。その結果ピッチングが発生して、飛行機の客室内の位置に応じて角加速度に比例した鉛直加速度を生ずる原因となるため、予めスポイラー角に応じた C_m の変化量 $C_{m\ sp}$ を、風洞試験で求めておき、スポイラー角にあわせて昇降舵も変化させるとよい。

【0071】

具体的には、図9に示すようなスポイラー角に応じた C_m の変化量 $C_{m\ sp}$ 、および昇降舵角に応じた C_m の変化量 $C_{m\ el}$ の特性を予め求めておく。ある時点のスポイラー角が α_{sp1} であるとして、スポイラー角を α_{sp2} 量に変化させるというコマンドが本発明に係わる制御のために発出された場合、 C_m は C_m だけ変化するので、このモーメントを相殺するために、その時点の昇降舵角が α_{el1} である場合には、逆のモーメントを発生させる α_{el2} に昇降舵角がなるようなコマンドを同時に発出する。本発明に係る迎角の変更のための昇降舵角制御は準静的な制御であり、縦のモーメント相殺のための昇降舵角制御は動的な制御であるため、両立は可能である。

【0072】

$C_{m\ sp}$ は、飛行試験で求めてもよい。角加速度を抑制するために角加速度センサの信号をフィードバックして昇降舵を制御する従来の機能を利用してもよい。

【0073】

鉛直加速度が負となることを抑制するために、前方の乱気流を検知した場合に制御演算部30は、オートパイロット210に旋回コマンドを送信してもよい。例えば通常の旅客機の運航で許容される30度バンクで旋回した場合、垂直加速度が約15%増加するため、人員や物品が浮き上がる可能性を低減させることができる。

【0074】

例えば特許文献6の技術を用いて、左右の旋回方向を判定し、少しでも乱気流が弱い方向に回避するための旋回飛行を行ってもよい。

【0075】

高度変更中に前方の乱気流層を検知した場合には、制御演算部30は、オートパイロット210に高度変更中止のコマンドを送信してもよい。図10に示すように乱気流域は高度方向の層状に分布することが多く、これをドップラーライダーで事前検知した場合、高度変更を中止すれば、乱気流層への突入を回避することが可能となる。上昇中であっても降下中であっても同様である。

【0076】

対処すべき乱気流であるかどうかの判定基準としては、前述した VW または $P_s VW$ を乱気流の強度指標として用いる。特に $P_s VW$ の場合、 P_s は気圧高度計に利用する静圧であるため利用しやすい。風速変化量 W は乱気流に等方性があるとみなして、前記光軸方向風速変化量を W とする。 VW は、特許文献4の「乱気流の検知方法」に示される F_h -ファクタを用いて、求めることができる。ただし、 F_h -ファクタでは2回の計測値の差分を計算する関係上、2回の計測値のどちらか一方あるいは両方が計測不良である場合には不正な数値が算出されてしまう。このため、1回の計測で W を求める手法として、特許文献7の「遠隔乱気流検知方法およびそれを実施する装置」では、受信信号のスペクトル幅を用いることとした。しかし、現実のレーザ装置では、送信信号のスペクトル幅が0で

10

20

30

40

50

はないために、風速幅の推定に誤差が生じることが判明した。

【 0 0 7 7 】

上記の問題を解決するために本発明では、前記光軸方向風速変化量 W として、光送受信機 12 が受信した散乱光のパワースペクトル幅から送信光のパワースペクトル幅を差し引いたもの、すなわち散乱によるパワースペクトル幅の増加量が前記光軸方向風速変化量に比例するものとする。したがって、前記光軸方向風速変化量 W (レンジピン内の風速の標準偏差) は、以下で与えられる。

【 0 0 7 8 】

$$W = (f_{dr} - f_{dt})^2 \quad (9)$$

ここで、 λ はレーザー光の波長、 f_{dr} は受信光のパワースペクトル幅、 f_{dt} は送信光のパワースペクトル幅である。なお、 W は風速の標準偏差であるから、風速変化量に比例する。

$P_s V W$ のうち、 V は本発明による真対気速度の値でもよいし、飛行機に通常搭載されている対気速度計から求めてもよい。

【 0 0 7 9 】

W が観測精度以下の気流変化 (例えば 0.22 m/s 以下) の場合は、舵面制御により逆に加振する可能性があるため、気流変化を観測しても制御を実施しない方が妥当である。あるいは、観測された気流変化量に応じて制御ゲインを変化させてもよい。

【 0 0 8 0 】

乱気流の強度は、以上の指標で定義できるが、飛行機の動揺の程度は各機体の空力特性や慣性力によって異なる。したがって、飛行機が動揺する程度にも指標が必要である。本発明の一形態に係る飛行機の突風応答軽減システムでは、例えば、乱気流事故に関連する可能性の少ない高い周波数として 2 Hz 以上の揺れ、低い周波数として 0.1 Hz 以下の揺れの成分を除外し、図 11 に示すように 0.3 秒間連続する最大加速度 a の値を飛行機の動揺の程度の指標として用いる。前記最大加速度 a は対数で表してもよい。

【 0 0 8 1 】

個別の飛行機での乱気流の強度指標と動揺の程度の指標との対応は、飛行シミュレーションや飛行試験で明らかにすればよい。すなわち、乱気流の強度指標と実際に発生した加速度との相関係数を求め、人間の感覚に合わせた閾値を決定すればよい。本発明に係る飛行機の突風応答軽減システムによる舵面制御を実施した場合、運航効率の低下が避け難いため、推定される揺れが少ない場合は、対応しないという選択肢があり得る。

【 0 0 8 2 】

[突風応答軽減システムの使用例]

本発明に係る飛行機の突風応答軽減システムの使用例を、図 12 のフローチャートで説明する。

本発明に係る前方気流観測 (S1) は飛行中常時実施していて、飛行機から出力されるピトー・静圧情報 (S2) も含めて乱気流強度指標を算出するが (S3)、乱気流強度指標が事前に設定した閾値未満の場合は、対処不要として本発明に係る動揺低減制御を実施しない。閾値以上の場合には動揺低減制御 (S4) を実施し、揚力傾斜が少ない迎角を指定するコマンド、昇降率を 0 とする揚力コマンド及び昇降舵で縦のモーメントを相殺するコマンドをオートパイロットに発出する。同時に乱気流強度指標と機体諸元 (S5) から機体動揺指標を算出して (S6)、機体動揺指標が事前に設定した閾値未満の場合は、緊急性なしとして旋回や高度変更中止などの緊急回避制御を実施しない。機体諸元は、機体重量、飛行速度、空力データなどである。閾値以上の場合には緊急回避制御を実施し (S7)、高度変更中であれば高度変更中止コマンドを、高度変更中でなければ旋回コマンドをオートパイロットに発出する。実際に乱気流を回避できなかった場合でも、本発明に係る動揺低減制御や旋回による垂直加速度の重畳が有効に作用して、事故を低減させることができる。緊急回避についてはパイロットの判断が介在してもよい。

【 0 0 8 3 】

なお、離着陸時の低高度では大気中のエアロゾル粒子の密度が高くドップラーライダーの

観測距離が長い、乗員乗客がシートベルトを着用している、パイロット単独の判断で飛行経路の変更ができる、本発明に係る制御に不具合が生じた場合に高度低下のリスクがある、ことから、例えば500m以下の飛行高度では、本発明に係る制御を行うよりも、単にパイロットに乱気流の事前情報を提供するだけの運用の方が望ましい。

【0084】

[システムの搭載]

ドップラーライダーは、極めて弱い散乱光を受信するので、光学望遠鏡11の口径が大きいほど性能が向上する。例えば口径を150mmとした場合、試作した光アンテナ40(図13参照)の重量は約50kgで、光軸の方位を変更するためのプリズム式スキャナー301(図13参照)の重量は約45kgであった。これらは図13に示すように前後に配置された。図の左側が機首方向である。チャンパー242は光アンテナ40を機内と同様に与圧するためのもので、チャンパーウインドウ243を通して光が放出される。スキャナー301は電動モータで回転可能なプリズムを二重に配置しており、光の向きを自由に定めることができる。フェアリングウインドウ241は、これらの機器を収納するフェアリング240の前面に取り付けられた窓である。口径150mmの大型光学望遠鏡を光アンテナに配置する際には、高い剛性が必要で、構造的に軽量化は困難である。しかも、光学望遠鏡11に使われるレンズは、極めて高い光学特性が必要なため、フレネルレンズ等で軽量化することはできない。

10

【0085】

図14のAは従来の構成であるが、これをBに示すように、光学望遠鏡11の対物レンズを省略し、スキャナー302のプリズムを凸面にすることにより、対物レンズの働きを兼用するようにする。対物レンズが不要となれば、対物レンズの重量のみならず、対物レンズを支持する構造体も不要になり、光アンテナ筐体自体も小型化できるので、軽量化が可能となる。あるいは、Cのようにフェアリングウインドウ303を凸レンズにして対物レンズの働きを兼用するようにし、小型凹レンズ304を移動させることによりレーザービームの方向を変更する機構としてもよい。このとき、レーザーの光軸は常にフェアリングウインドウ303の中心に向かうような機構を採用する。フェアリングウインドウ303は強度が必要なため2cm以上の厚みとなり、凸レンズにすることは容易であるし、スキャナー300よりフェアリングウインドウ303が外側にあることにより、レーザービームが欠けないようにするためにフェアリングウインドウ303のサイズを大きくする必要もなくなる。スキャナー300が不要になることの重量低減効果も大きい。

20

30

【0086】

該小型凹レンズ304を移動させる具体的な機構の例を図15に示す。凸面フェアリングウインドウ303の枠に迎角変更支持具311が取り付けられており、光軸310が仰角方向に変化しても、光軸310が常に凸面フェアリングウインドウ303の中心を向くようになっている。方位の変更は方位変更支持具312を回転させることにより実現でき、小型凹レンズ304が先端に取り付けられた光送受信部314は方位変更支持具312に固定されているため、迎角変更支持具311のスリット311Sに沿って横方向に動くため、光軸310は常に凸面フェアリングウインドウ303の中心を向く。この方式の場合、送受信光の伝達に光ファイバケーブル315を使うと高出力光には向かなくなるが構造が単純になり、光送受信部を圧力隔壁250より外側のレドーム内などの非与圧部に配置することが可能となる。その結果、チャンパー242やチャンパーウインドウ243も不要となる(図13参照)。なお、通常の設計では光ファイバケーブル315出口で拡散する出力光を、まず凸レンズで平行光線にするので、出力光を凸面フェアリングウインドウ303の口径に合わせて拡散させるために304は凹レンズとなるが、前記凸レンズと304を一体化させて凸レンズとしてもよい。

40

【0087】

一方、小型凹レンズ304を移動させるのではなく、図16に示すように複数の光送受信部314を装備すれば、同時に複数の方向を観測することができる。この場合、光ファイバケーブル315は複数となるため、等価的に高出力の光を放出することもできる。

50

【 0 0 8 8 】

スキャナー 3 0 0 はプリズム式ではなく、ミラー式の場合でも図 1 7 に示すように凹面鏡 3 0 5 にすれば対物レンズの代わりとなる。光軸を変更させるためには、凹面鏡 3 0 5 を回転させればよい。

【 0 0 8 9 】

図 1 7 に示す該凹面鏡 3 0 5 を回転させてレーザービーム方向を変更する場合、フェアリングの寸法に余裕が必要なため、機外の張り出しが大きくなり、空気抵抗や空力騒音が大きくなる可能性がある。このため、図 1 8 に示すように小型凸面鏡 3 0 6 を前後に動かすと同時に光軸が該凹面鏡 3 0 5 の中心を向くように該小型凸面鏡 3 0 6 を回転させることにより、レーザービームのエレベーション（仰角）を変更する機構としてもよい。レーザービームのアジマス（方位）を変更するには、該凹面鏡 3 0 5 をアジマス方向に回転させる機構としてもよい。

10

【 0 0 9 0 】

該小型凸面鏡 3 0 6 を、ラックギア 3 0 7 と減速ギア 3 0 8 を用いて前後移動と同時に回転させる具体的な機構の例を図 1 9 に示す。該ラックギア 3 0 7 は機体に固定されており、該減速ギア 3 0 8 の支持具 3 0 9 を前後に移動させると該小型凸面鏡 3 0 6 が回転する。該減速ギア 3 0 8 のギア比を適切に設定すれば、光軸 3 1 0 が常に該凹面鏡 3 0 5 の中心を向くように設計することが可能である。このとき該小型凸面鏡 3 0 6 の角度変化量の微調整が必要な場合には、該減速ギア 3 0 8 に楕円ギアを用いてもよい。

【 0 0 9 1 】

該小型凸面鏡 3 0 6 を、リンク機構を用いて前後移動と同時に回転させる具体的な機構の例を図 2 0 に示す。該小型凸面鏡 3 0 6 を前後に移動させると、P 点は支持具に開けられた長穴 3 0 9 h に沿って直線運動をするが、L 1 が L 2 より短いために該小型凸面鏡 3 0 6 は回転運動を伴う。このとき L 1 と L 2 の長さの比を適切に設定することにより、光軸が常に該凹面鏡 3 0 5 の中心付近を向くように設計することが可能である。

20

【 0 0 9 2 】

[その他]

旅客機の事故原因の半数以上は乱気流が関係しており、乱気流事故を減らすことは喫緊の課題である。このため、旅客機の場合、気象レーダーの装備が義務付けられており、乱気流を発生させる積乱雲の発見は可能だが、晴天状態で発生する乱気流は検知できない。

30

【 0 0 9 3 】

これに対して、ドップラーライダーは晴天時に遠隔気流が観測できるという特長があるものの、有効観測レンジの短さが運航会社のパイロットから指摘されており、実用化の足かせとなっていた。しかし、1 km 程度の短い観測レンジであっても、本発明の突風応答軽減システムは、飛行機が乱気流に遭遇した場合の機体動揺を低減させる手段として好適に適用することが出来る。

【 0 0 9 4 】

以上は電磁波の一種である光波を用いるドップラーライダーの利用を前提に本発明を説明したが、電波を用いるドップラーレーダーにも適用できる。

【 符号の説明 】

40

【 0 0 9 5 】

- 1 0 計測部
- 1 1 光学望遠鏡
- 1 2 光送受信機
- 1 3 信号処理部
- 3 0 制御演算部
- 4 0 光アンテナ
- 1 0 0 制御コマンド生成部
- 2 0 0 飛行機
- 2 1 0 オートパイロット

50

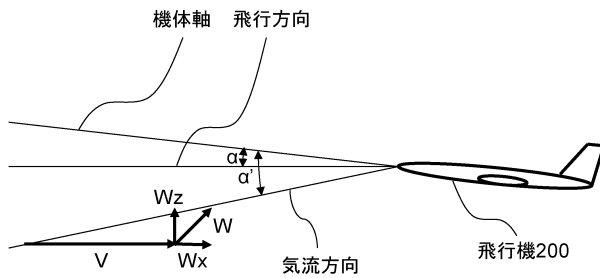
- 2 2 1 スポイラー
- 2 3 1 昇降舵
- 2 4 0 フェアリング
- 2 4 1 フェアリングウインドウ
- 2 4 2 チャンバー
- 2 4 3 チャンバーウインドウ
- 2 5 0 圧力隔壁
- 3 0 0、3 0 1、3 0 2 スキャナー
- 3 0 3 フェアリングウインドウ
- 3 0 4 小型凹レンズ
- 3 0 5 凹面鏡
- 3 0 6 小型凸面鏡
- 3 0 7 ラックギア
- 3 0 8 減速ギア
- 3 0 9 支持具
- 3 0 9 h 長穴
- 3 1 0 光軸
- 3 1 1 迎角変更支持具
- 3 1 1 S スリット
- 3 1 2 方位変更支持具
- 3 1 4 光送受信部
- 3 1 5 光ファイバケーブル

10

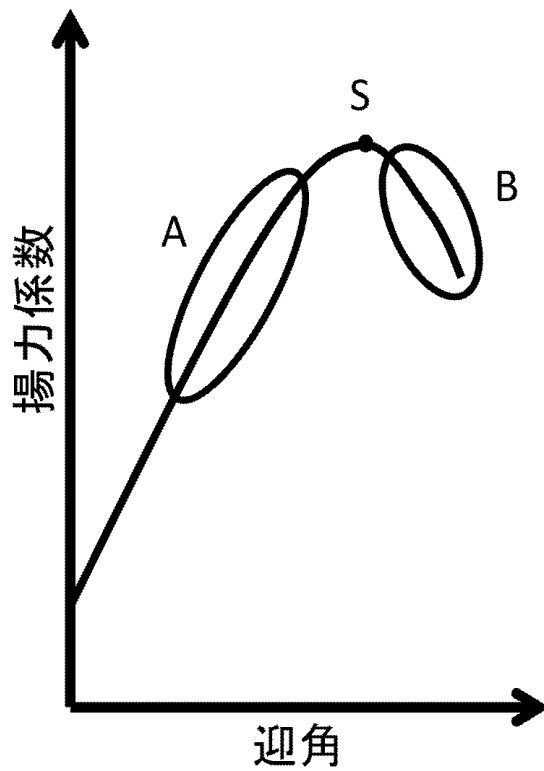
20

【図面】

【図 1】



【図 2】

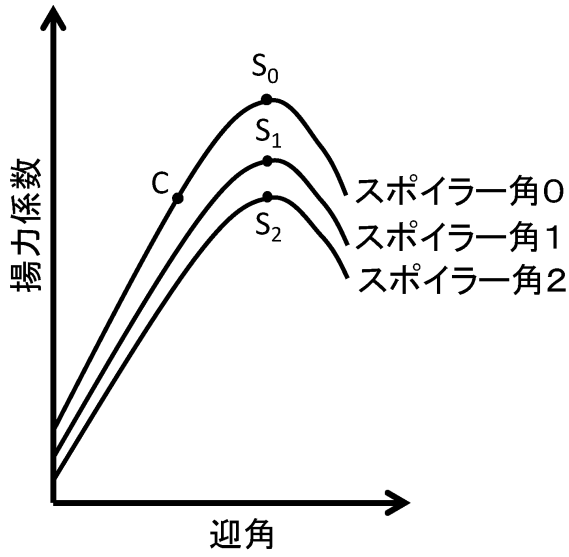


30

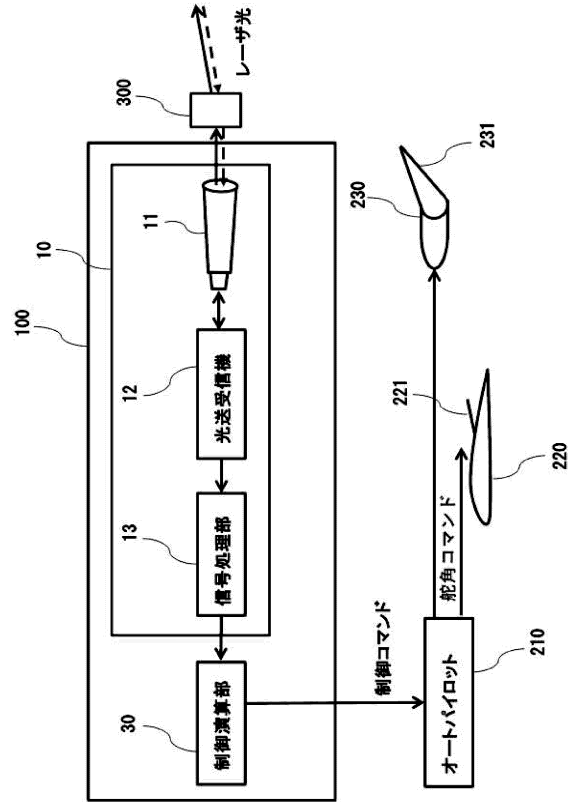
40

50

【 図 3 】



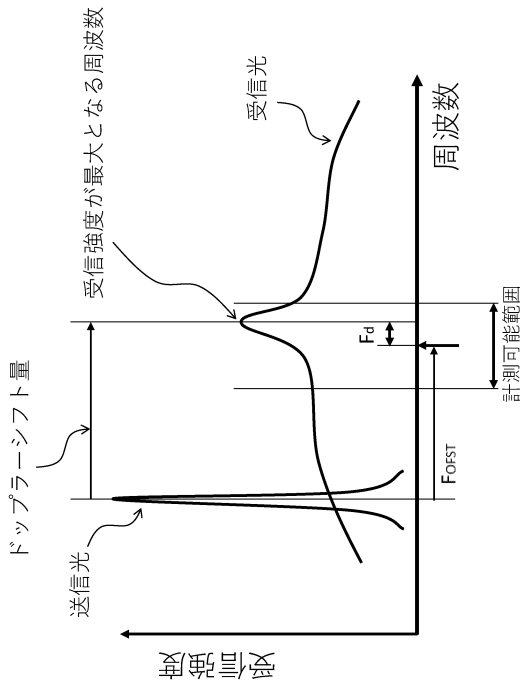
【 図 4 】



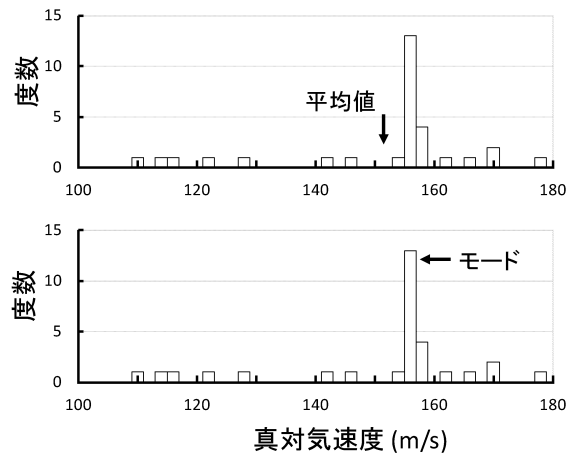
10

20

【 図 5 】



【 図 6 】

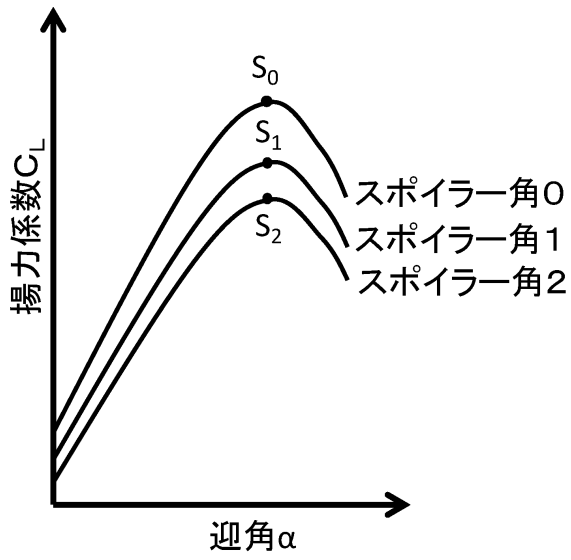


30

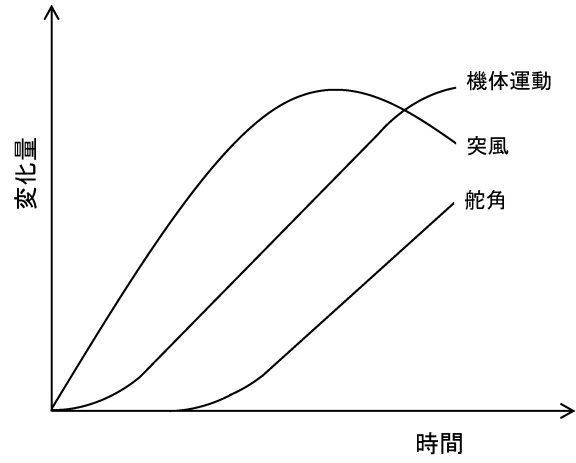
40

50

【図7】

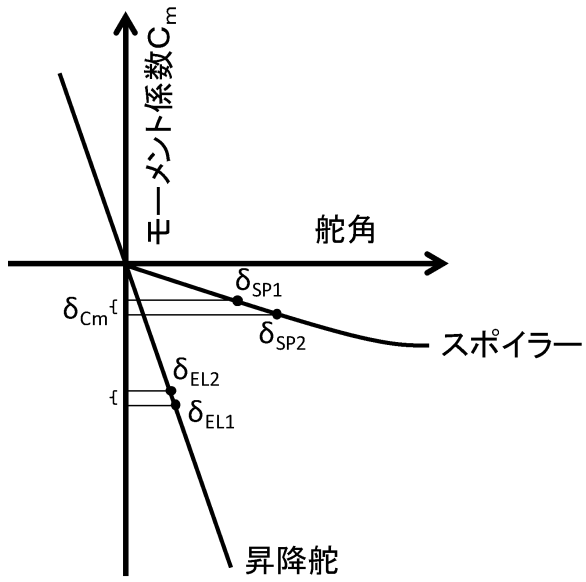


【図8】

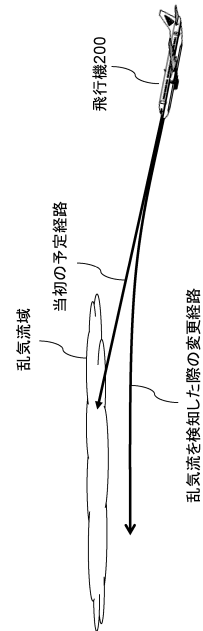


10

【図9】



【図10】



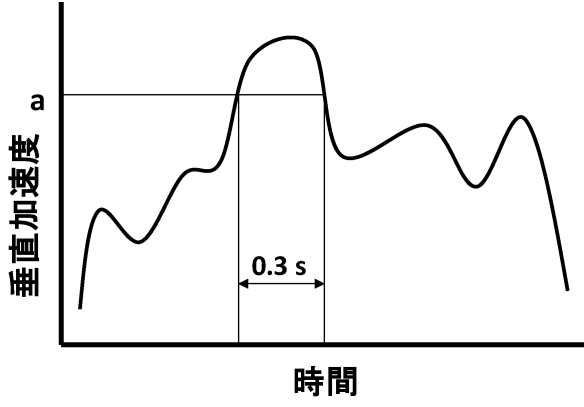
20

30

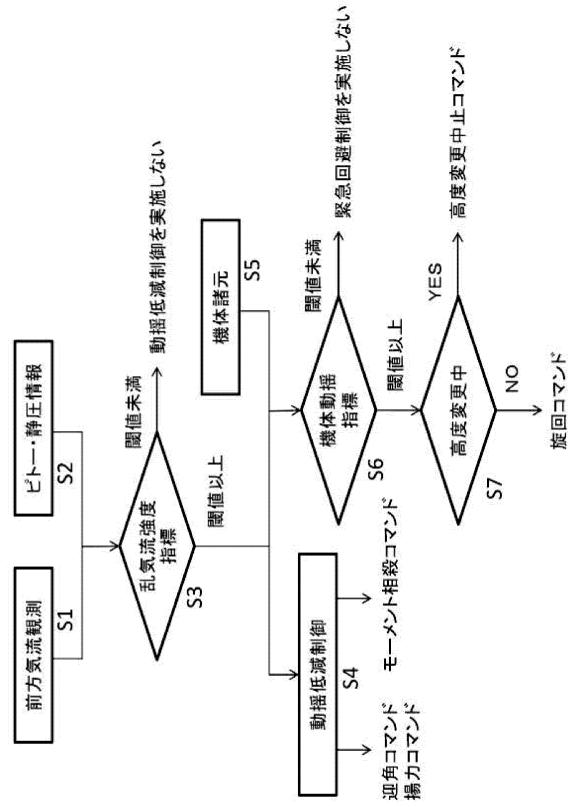
40

50

【図 1 1】



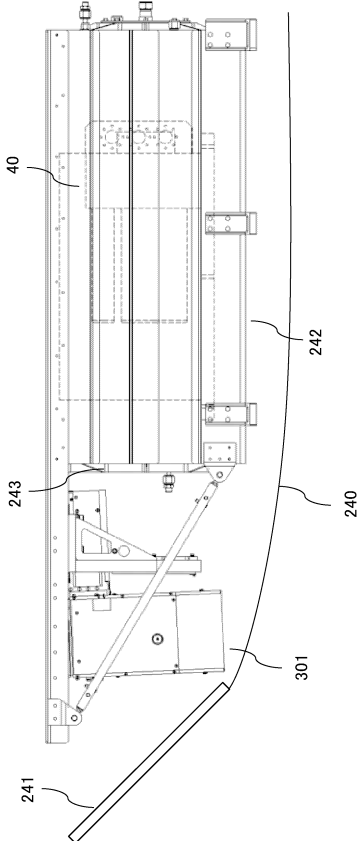
【図 1 2】



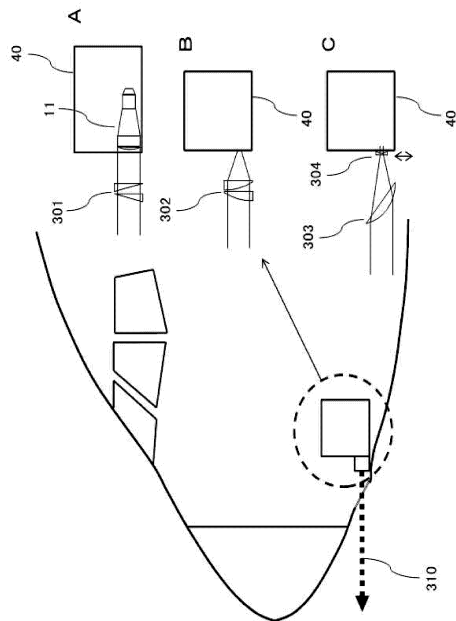
10

20

【図 1 3】



【図 1 4】

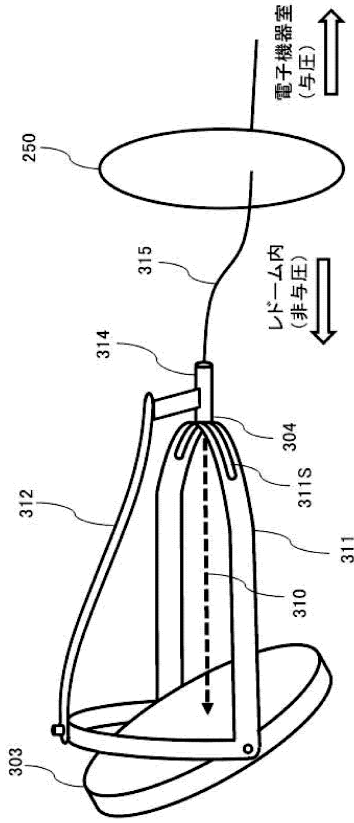


30

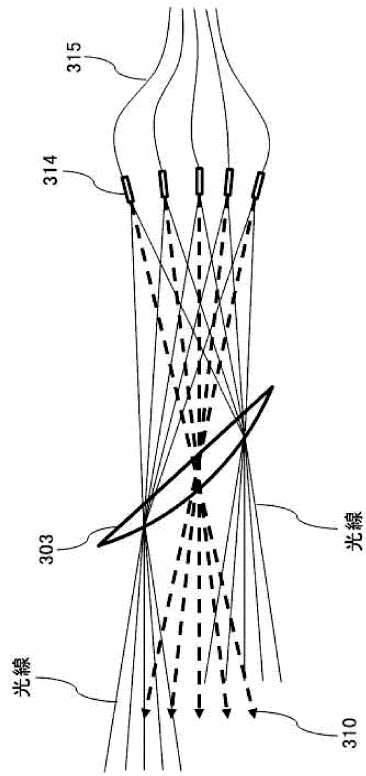
40

50

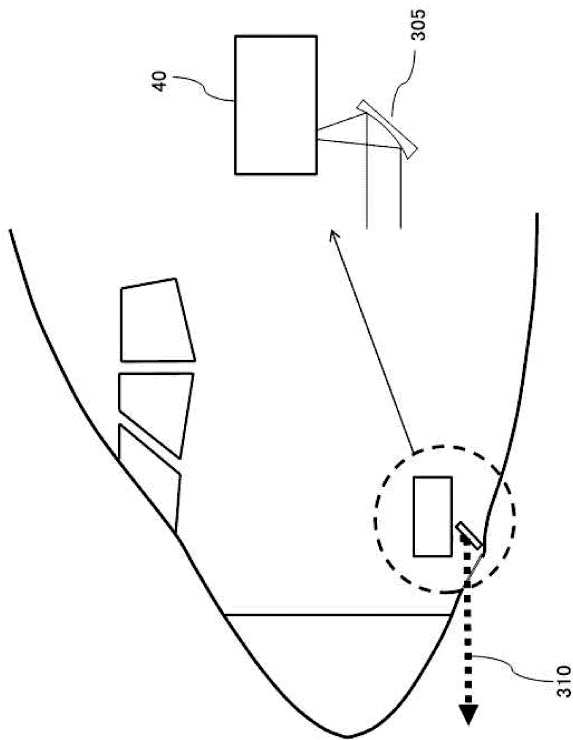
【図15】



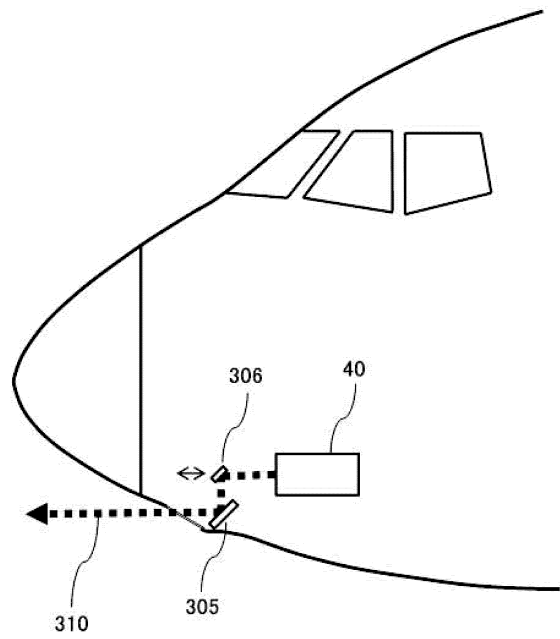
【図16】



【図17】



【図18】



10

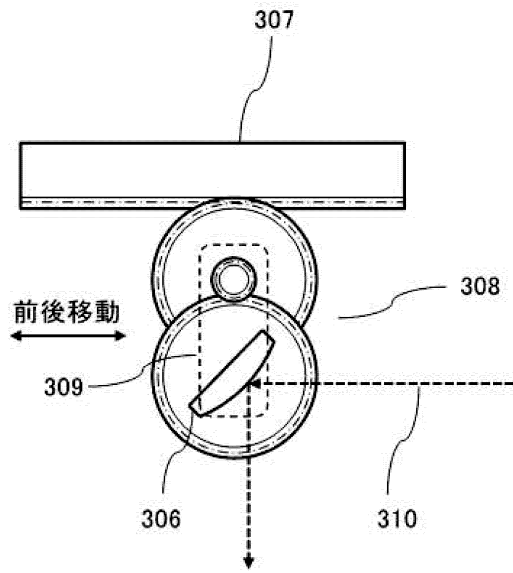
20

30

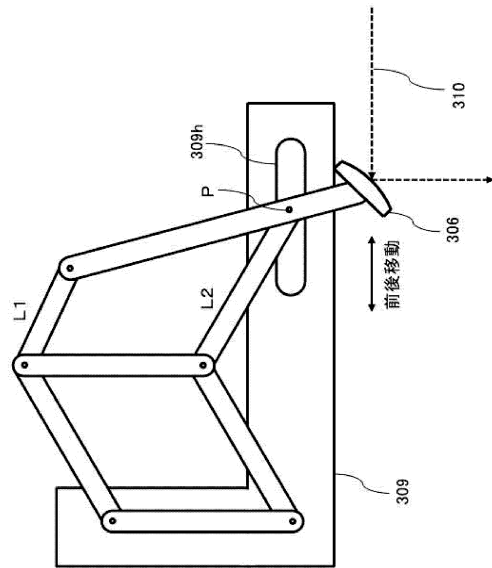
40

50

【図 19】



【図 20】



10

20

30

40

50

フロントページの続き

- 弁理士 関根 正好
(74)代理人 100168745
弁理士 金子 彩子
(74)代理人 100176131
弁理士 金山 慎太郎
(74)代理人 100197398
弁理士 千葉 絢子
(74)代理人 100197619
弁理士 白鹿 智久
(72)発明者 井之口 浜木
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構内
審査官 長谷井 雅昭
- (56)参考文献 特開2011-185773(JP,A)
米国特許第05237331(US,A)
特開昭54-088600(JP,A)
国際公開第2016/181493(WO,A1)
国際公開第2017/041018(WO,A1)
特表2010-509118(JP,A)
米国特許出願公開第2016/0114903(US,A1)
米国特許出願公開第2011/0291879(US,A1)
米国特許第04894658(US,A)
- (58)調査した分野 (Int.Cl., DB名)
B64C 13/16
B64C 13/00
B64D 45/00
G01P 5/26
B64C 9/14
B64D 21/00
B64D 27/18