

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2019-171984

(P2019-171984A)

(43) 公開日 令和1年10月10日(2019.10.10)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
B 6 4 C 9/02 (2006.01)	B 6 4 C 9/02 Z	
B 6 4 C 21/10 (2006.01)	B 6 4 C 21/10	
B 6 4 D 45/00 (2006.01)	B 6 4 D 45/00 A	

審査請求 有 請求項の数 13 O L (全 15 頁)

(21) 出願番号	特願2018-60438 (P2018-60438)	(71) 出願人	000005348
(22) 出願日	平成30年3月27日 (2018. 3. 27)		株式会社 S U B A R U
		(74) 代理人	100136504
			弁理士 山田 毅彦
		(72) 発明者	菊地 真貴
			東京都渋谷区恵比寿一丁目20番8号 株
			式会社 S U B A R U 内
		(72) 発明者	加藤 宏基
			東京都渋谷区恵比寿一丁目20番8号 株
			式会社 S U B A R U 内
		(72) 発明者	河野 充
			東京都渋谷区恵比寿一丁目20番8号 株
			式会社 S U B A R U 内

最終頁に続く

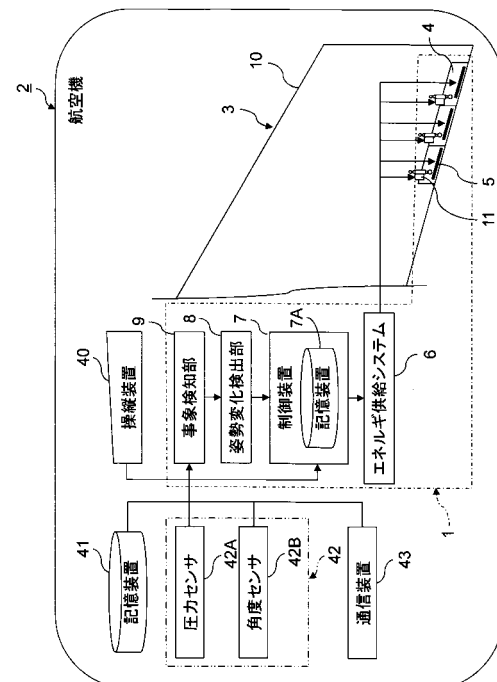
(54) 【発明の名称】 流れ制御システム、流れ制御方法及び航空機

(57) 【要約】

【課題】より小さなサイズの動翼であっても機体の応答速度を向上できるようにすることである。

【解決手段】実施形態に係る流れ制御システムは、航空機の翼に連結される動翼と、前記動翼の表面に取付けられたプラズマアクチュエータとを備え、前記動翼の舵角変化と前記プラズマアクチュエータの作動を連動させることによって前記翼の周りにおける空気の流れを制御するようにしたものである。また、実施形態に係る航空機は、上述した流れ制御システムを備えたものである。

【選択図】 図 1



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

航空機の翼に連結される動翼と、
前記動翼の表面に取付けられたプラズマアクチュエータと、
を備え、
前記動翼の舵角変化と前記プラズマアクチュエータの作動を連動させることによって前記翼の周りにおける空気の流れを制御するようにした流れ制御システム。

【請求項 2】

1つの静翼と連結される複数の動翼を備え、各動翼の表面にそれぞれプラズマアクチュエータを取付けた請求項 1 記載の流れ制御システム。

10

【請求項 3】

前記複数の動翼の各舵角と、前記各プラズマアクチュエータの作動条件を、目的とする前記航空機の姿勢に合わせて制御する制御装置を更に備える請求項 1 又は 2 記載の流れ制御システム。

【請求項 4】

前記航空機の姿勢の変化を検出又は予測する姿勢変化検出部を更に備え、
少なくとも前記プラズマアクチュエータは、検出又は予測された前記航空機の姿勢の変化に対応する条件で作動するように構成される請求項 1 乃至 3 のいずれか 1 項に記載の流れ制御システム。

【請求項 5】

20

前記姿勢変化検出部は、前記航空機の飛行プログラム、前記航空機の操縦者による操縦装置の操作情報、前記航空機の近隣を飛行する他の航空機の位置、前記航空機に設けられた圧力センサにより計測された前記航空機の表面における空気の圧力分布、前記航空機に設けられた角度センサにより計測された前記航空機の姿勢、気象情報、地形情報及び前記航空機が迂回すべきエリアを特定するための情報の少なくとも 1 つに基づいて前記航空機の姿勢の変化を検出又は予測するように構成される請求項 4 記載の流れ制御システム。

【請求項 6】

前記姿勢変化検出部は、前記航空機の位置と気象情報、前記航空機の位置と地形情報又は前記航空機の位置と前記航空機の近隣を飛行する他の航空機の位置に基づいて前記航空機の一定時間後における前記航空機の姿勢を予測するように構成される請求項 4 記載の流れ制御システム。

30

【請求項 7】

前記姿勢変化検出部は、前記航空機の姿勢の変化を予測するように構成され、
予測された前記航空機の姿勢の変化に基づいて前記航空機の姿勢の目標値からの姿勢のずれを予測し、予測された前記ずれをキャンセルするための条件で前記プラズマアクチュエータを作動させる制御装置を更に備える請求項 4 記載の流れ制御システム。

【請求項 8】

前記姿勢変化検出部は、前記航空機の姿勢の変化を予測するように構成され、
予測された前記航空機の姿勢の変化後における前記航空機の姿勢が適切であるか否かを判定し、前記変化後における前記航空機の姿勢が適切でないと判定された場合には、前記変化後における前記航空機の姿勢を適切にするための条件で前記プラズマアクチュエータを作動させる制御装置を更に備える請求項 4 記載の流れ制御システム。

40

【請求項 9】

前記制御装置は、前記航空機の姿勢の変化後における前記航空機の姿勢が、前記航空機が回避すべき物体に衝突又は回避すべき領域に侵入するリスクが一定以上ある姿勢であると判定される場合に前記変化後における前記航空機の姿勢が適切でないと判定するように構成される請求項 8 記載の流れ制御システム。

【請求項 10】

請求項 1 乃至 9 のいずれか 1 項に記載の流れ制御システムを備えた航空機。

【請求項 11】

50

請求項 1 乃至 9 のいずれか 1 項に記載の流れ制御システムを用いて航空機の翼周りにおける空気の流れを制御する流れ制御方法。

【請求項 1 2】

航空機の翼に連結される動翼の舵角変化と、前記動翼の表面に取付けられたプラズマアクチュエータの作動を連動させることによって前記翼の周りにおける空気の流れを制御する流れ制御方法。

【請求項 1 3】

1 つの静翼に複数の動翼を連結し、各動翼の表面にそれぞれプラズマアクチュエータを取付けて、前記各動翼と、対応する前記プラズマアクチュエータとをそれぞれ連動させて前記翼の周りにおける空気の流れを制御することによって、前記各動翼のサイズを縮小する請求項 1 1 又は 1 2 記載の流れ制御方法。

10

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明の実施形態は、流れ制御システム、流れ制御方法及び航空機に関する。

【背景技術】

【0002】

航空機の主翼や尾翼等の翼周りの空気の流れを制御する構成要素として補助翼（エルロン）、方向舵（ラダー）、昇降舵（エレベータ）、フラップ、スポイラ及びフラップロン等の動翼が知られている。また、複数のスポイラを主翼の後縁に設けた航空機も知られている（例えば特許文献 1 参照）。これら動翼の舵角を変化させることによって、航空機や飛翔体の姿勢を制御することができる。

20

【0003】

更に、近年、航空機の翼周りの空気の流れを制御する補助的なデバイスとして、プラズマアクチュエータ（PA: plasma actuator）を用いる研究がなされている（例えば特許文献 2 及び特許文献 3 参照）。航空機の翼に取付けられるプラズマアクチュエータとして実用的なのは、誘電体バリア放電（DBD: Dielectric Barrier Discharge）を用いて空気の流れを形成する DBD - PA である。

【0004】

DBD - PA は誘電体を挟んで電極を配置し、電極間に高い交流電圧を印加することによって誘電体の片面のみにプラズマを発生させるようにしたプラズマアクチュエータである。DBD - PA を用いれば、プラズマの制御によって空気の剥離を抑制し、気流を変化させることができる。このため、DBD - PA を翼に取付けることによって、補助翼やフラップ等の動翼を省略する試みもなされている。すなわち、DBD - PA は、航空機の舵面を代替する要素として期待されている。

30

【先行技術文献】

【特許文献】

【0005】

【特許文献 1】特開 2014 - 166816 号公報

【特許文献 2】特表 2013 - 530486 号公報

【特許文献 3】特開 2008 - 290710 号公報

40

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

航空機の急激な操縦や突風等によって気流が非定常に変化し、機体の姿勢が変化した場合には機体の姿勢を立て直すために動翼を操作することが必要となる。但し、動翼を操作した場合における機体の応答速度は動翼のサイズに依存する。すなわち、動翼のサイズが大きい程、機体の応答速度が速くなる。従って、高速な応答を必要とする場合には、動翼の大型化が必要となる。

【0007】

50

しかしながら、動翼が大型化すると、動翼を操舵するためのアクチュエータも大型化することが必要となる。その結果、動翼が設けられる主翼等の翼構造体の内部における積載空間が減少するのみならず、機体の重量が増加するという問題がある。しかも、動翼が大型化する程、アクチュエータのみで動翼を高速に操作することが困難となる。

【０００８】

そこで本発明は、より小さなサイズの動翼であっても機体の応答速度を向上できるようにすることを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【０００９】

本発明の実施形態に係る流れ制御システムは、航空機の翼に連結される動翼と、前記動翼の表面に取付けられたプラズマアクチュエータとを備え、前記動翼の舵角変化と前記プラズマアクチュエータの作動を連動させることによって前記翼の周りにおける空気の流れを制御するようにしたものである。

【００１０】

また、本発明の実施形態に係る航空機は、上述した流れ制御システムを備えたものである。

【００１１】

また、本発明の実施形態に係る流れ制御方法は、上述した流れ制御システムを用いて航空機の翼周りにおける空気の流れを制御するものである。

【００１２】

また、本発明の実施形態に係る流れ制御方法は、航空機の翼に連結される動翼の舵角変化と、前記動翼の表面に取付けられたプラズマアクチュエータの作動を連動させることによって前記翼の周りにおける空気の流れを制御するものである。

【図面の簡単な説明】

【００１３】

【図１】本発明の実施形態に係る流れ制御システムを備えた航空機の部分構成図。

【図２】図１に示すプラズマアクチュエータの原理を示す図。

【図３】従来の動翼を備えた翼の構成例を示す図。

【図４】典型的なバースト波の波形を表すグラフ。

【図５】図１に示す流れ制御システムを用いて航空機の翼周りにおける空気の流れを制御する流れを示すフローチャート。

【発明を実施するための形態】

【００１４】

本発明の実施形態に係る流れ制御システム、流れ制御方法及び航空機について添付図面を参照して説明する。

【００１５】

（流れ制御システムの構成及び機能）

図１は本発明の実施形態に係る流れ制御システムを備えた航空機の部分構成図である。

【００１６】

流れ制御システム１は、航空機２の翼周りにおける空気の流れを制御するシステムである。このため、流れ制御システム１は、主翼や尾翼等の翼３を有する航空機２に備えられる。尚、翼３を有する航空機２であれば、航空機２は固定翼機に限らず飛翔体であっても良い。また、航空機２は無人機であっても良いし、有人機であっても良い。

【００１７】

流れ制御システム１は、動翼４、プラズマアクチュエータ５、エネルギー供給システム６、制御装置７、姿勢変化検出部８及び事象検知部９で構成することができる。

【００１８】

動翼４は、航空機２の翼３に連結され、翼３の一部を構成する。すなわち、翼３は、静翼１０に動翼４を設けて構成される。動翼４の例としては、エルロン、ラダー、エレベータ、フラップ、スポイラ及びフラッペロン等が挙げられる。動翼４は、油圧式、空気圧式

10

20

30

40

50

又は電気式等の機械的なアクチュエータ 11 で駆動することができる。

【0019】

また、図 1 に例示されるように 1 つの静翼 10 に複数の動翼 4 を連結することもできる。その場合には、各動翼 4 に、それぞれ動翼 4 を駆動するためのアクチュエータ 11 が連結される。このため、各動翼 4 をアクチュエータ 11 で個別に駆動させることができる。尚、図 1 に例示される各動翼 4 はエルロンである。

【0020】

プラズマアクチュエータ 5 は、動翼 4 の表面に取付けられる。プラズマアクチュエータ 5 の取付け位置は、風洞試験やシミュレーション等によって適切な位置に決定することができる。従って、図 1 に示す例では、プラズマアクチュエータ 5 が動翼 4 の後縁に配置されているが、動翼 4 の前縁に配置しても良い。また、図 1 に示す例では、プラズマアクチュエータ 5 が動翼 4 の上面側に配置されているが、動翼 4 の下面側或いは、上面側と下面側の双方に配置しても良い。

【0021】

尚、図 1 に例示されるように静翼 10 ごとに複数の動翼 4 が設けられる場合には、各動翼 4 の表面にそれぞれプラズマアクチュエータ 5 を取付けることができる。また、静翼 10 にプラズマアクチュエータ 5 を取付けることもできる。

【0022】

図 2 は図 1 に示すプラズマアクチュエータ 5 の原理を示す図である。

【0023】

プラズマアクチュエータ 5 は、第 1 の電極 21、第 2 の電極 22、誘電体 23 及び交流電源 24 で構成される。第 1 の電極 21 と第 2 の電極 22 は、放電エリアが形成されるように誘電体 23 を挟んで互いにシフトして配置される。第 1 の電極 21 は、空気の流れを誘起すべき空間に露出した状態で配置される。一方、第 2 の電極 22 は、空気の流れを誘起すべき空間に露出しないように誘電体 23 で覆われる。また、第 2 の電極 22 は、航空機 2 の機体に接地される。第 1 の電極 21 と第 2 の電極 22 との間には、交流電源 24 によって交流電圧が印加される。

【0024】

交流電源 24 を動作させて第 1 の電極 21 と第 2 の電極 22 との間に交流電圧を印加すると、第 1 の電極 21 が配置されている側の誘電体 23 の表面に形成される放電エリアには電子と正イオンから成るプラズマが生じる。その結果、プラズマによって誘電体 23 の表面に向かう空気の流れが誘起される。尚、第 1 の電極 21 と第 2 の電極 22 との間に誘電体 23 を挟んで誘電体バリア放電を起こすプラズマアクチュエータ 5 は、DBD - PA と呼ばれる。

【0025】

プラズマアクチュエータ 5 を構成する第 1 の電極 21 及び第 2 の電極 22 は、薄いフィルム状にすることができる。このため、動翼 4 の表面に貼付けるか、或いは取付位置となる表面層に埋め込んで使用することができる。

【0026】

動翼 4 にプラズマアクチュエータ 5 を取付けると、動翼 4 の舵角変化とプラズマアクチュエータ 5 の作動の双方によって翼 3 の周りにおける空気の流れを制御することができる。このため、動翼 4 のサイズを縮小することが可能となる。

【0027】

図 3 は従来の動翼 30 を備えた翼 31 の構成例を示す図である。

【0028】

従来の翼 31 に備えられる動翼 30 も機械式のアクチュエータ 32 で操舵される。アクチュエータ 32 は電源、モータ或いはポンプ等のエネルギー供給システム 33 から供給されるエネルギーで駆動し、エネルギー供給システム 33 は制御信号を生成及び出力する制御システム 34 によって制御される。制御システム 34 はパイロットが操縦する操縦桿 35 と接続される。

10

20

30

40

50

【 0 0 2 9 】

そして、パイロットによる操縦桿 3 5 の操作によって動翼 3 0 の操舵コマンドを制御システム 3 4 に与えると、制御システム 3 4 は動翼 3 0 の操舵コマンドに応じた制御信号をエネルギー供給システム 3 3 に出力する。これにより、エネルギー供給システム 3 3 から動翼 3 0 の操舵コマンドに応じたエネルギーがアクチュエータ 3 2 に出力され、アクチュエータ 3 2 の駆動によって動翼 3 0 を操舵することができる。

【 0 0 3 0 】

これに対して図 1 に例示されるように動翼 4 にプラズマアクチュエータ 5 を取付けると、動翼 4 のサイズを縮小することが可能となる。具体的には、プラズマアクチュエータ 5 を取付けると、プラズマアクチュエータ 5 が取付けられていない従来の動翼 3 0 の長さとは比べて、動翼 4 の長さを短くすることができる。動翼 4 の長さを短くできれば、動翼 4 は片持ち構造であることから動翼 4 を操舵するためのアクチュエータ 1 1 に要求される剛性を低減することができる。その結果、アクチュエータ 1 1 を含む動翼 4 全体の軽量化を図ることができる。加えて、動翼 4 を翼弦方向に細分化することが可能となる。

【 0 0 3 1 】

そこで、図 1 に例示されるように、1 つの静翼 1 0 に複数の動翼 4 を連結し、各動翼 4 の表面にそれぞれプラズマアクチュエータ 5 を取付けることができる。そして、各動翼 4 と、対応するプラズマアクチュエータ 5 とをそれぞれ連動させて翼 3 の周りにおける空気の流れを制御することによって、各動翼 4 のサイズを縮小することができる。つまり、各翼 3 の翼弦方向に複数の動翼 4 を隣接配置することによって流れの制御効果を維持しつつ動翼 4 の小型化及び軽量化が可能となる。

【 0 0 3 2 】

動翼 4 を操舵するためのアクチュエータ 1 1 と、プラズマアクチュエータ 5 は、エネルギー供給システム 6 から出力されるエネルギーによって駆動することができる。すなわち、エネルギー供給システム 6 は、アクチュエータ 1 1 の駆動方式に応じたエネルギーをアクチュエータ 1 1 に供給することによってアクチュエータ 1 1 を駆動させる一方、プラズマアクチュエータ 5 の交流電源 2 4 に電力を供給することによってプラズマアクチュエータ 5 を作動させるシステムである。

【 0 0 3 3 】

例えば、アクチュエータ 1 1 が油圧式又は空気圧式であれば、エネルギー供給システム 6 をポンプとポンプを駆動する電源で構成することができる。そして、エネルギー供給システム 6 から油圧又は空気圧をアクチュエータ 1 1 に負荷することによってアクチュエータ 1 1 を駆動させることができる。また、アクチュエータ 1 1 が電動式であれば、エネルギー供給システム 6 をモータとモータを駆動する電源で構成することができる。そして、エネルギー供給システム 6 のモータから回転トルクをアクチュエータ 1 1 に伝達することによってアクチュエータ 1 1 を駆動させることができる。

【 0 0 3 4 】

制御装置 7 は、エネルギー供給システム 6 に制御信号を出力することによって、動翼 4 とプラズマアクチュエータ 5 を統括制御する装置である。特に、制御装置 7 には、動翼 4 とプラズマアクチュエータ 5 を連動させる機能を設けることができる。すなわち、制御装置 7 による制御下において動翼 4 の舵角変化とプラズマアクチュエータ 5 の作動を連動させることによって、翼 3 の周りにおける空気の流れを制御することができる。

【 0 0 3 5 】

従って、図 1 に例示されるように複数の動翼 4 の表面にそれぞれプラズマアクチュエータ 5 が取付けられる場合には、複数の動翼 4 の各舵角と、各プラズマアクチュエータ 5 の作動条件を、目的とする航空機 2 の姿勢に合わせて制御することができる。すなわち、図 1 に例示されるように動翼 4 を細分化すれば、複数の動翼 4 の舵角と複数のプラズマアクチュエータ 5 の出力をそれぞれ個別に設定及び制御することが可能となる。このため、局所的な気流の変化等に合わせて複数の動翼 4 の舵角と複数のプラズマアクチュエータ 5 の出力を最適制御することが可能となる。

【0036】

そこで、目的とする航空機2の姿勢を得るために好ましい複数の動翼4の舵角と複数のプラズマアクチュエータ5の出力の組合せを風洞試験やシミュレーションで取得しておくことができる。そして、目的とする航空機2の姿勢と、目的とする航空機2の姿勢を得るために適切な複数の動翼4の舵角と複数のプラズマアクチュエータ5の出力の組合せを、目的とする航空機2の姿勢ごとに関連付けたテーブルや関数等の情報を記憶させた記憶装置7Aを制御装置7に設けることができる。これにより、制御装置7では、記憶装置7Aに保存された情報を参照することにより、目的とする航空機2の姿勢を得るために適切な複数の動翼4の舵角と複数のプラズマアクチュエータ5の出力を設定することが可能となる。

10

【0037】

目的とする航空機2の姿勢は、操縦装置40の操作又は航空機2の自動巡航用の飛行プログラムによって制御装置7に指示することができる。従って、制御装置7からエネルギー供給システム6に出力すべき動翼4の制御信号は、航空機2が自動巡航中であれば航空機2の飛行プログラムに基づいて生成することができる。一方、航空機2が操縦者によって操縦されている場合であれば、操縦装置40の操作によって入力される動翼4の操舵を指示する情報に従って動翼4の制御信号を生成することができる。

【0038】

尚、航空機2が有人機であれば操縦装置40はパイロットの操縦室に配置される操縦桿等となるが、航空機2が無人機であれば操縦装置40は航空機2の外部に配置される遠隔操縦用のコントローラとなる。

20

【0039】

動翼4の制御信号は、動翼4を駆動するためのアクチュエータ11の制御量を表す信号として生成することができる。一方、プラズマアクチュエータ5の制御信号は、交流電源24から第1の電極21と第2の電極22との間に印加される交流電圧の波形を表す信号として生成することができる。プラズマアクチュエータ5の交流電源24から第1の電極21と第2の電極22との間に印加される交流電圧の波形としては、連続波の他、パースト波とすることが効果的であることが試験等によって確認されている。

【0040】

図4は典型的なパースト波の波形を表すグラフである。

30

【0041】

図4において縦軸は電圧Vを示し、横軸は時間tを示す。パースト波は、図4に示すように、振幅が変化する期間と、振幅が変化しない期間を一定のパースト周期Tで繰り返す波である。従って、交流電圧の波形がパースト波である場合には、振幅V_mの交流電圧が連続的に印加される期間T_{on}がパースト周期Tで断続的に繰り返されることになる。パースト周期Tに対する交流電圧の印加期間T_{on}の比T_{on}/Tは、デューティ比に相当し、パースト比BRと呼ばれる。

【0042】

従って、プラズマアクチュエータ5の出力は交流電圧の振幅に限らず、パースト波とするか連続波とするか並びにパースト波とする場合にはパースト周期T及びパースト比BRをパラメータとして表すことができる。交流電源24から第1の電極21と第2の電極22との間に印加される交流電圧の波形と、プラズマアクチュエータ5の作動によって形成される空気の流れとの関係は、風洞試験やシミュレーションによって予め求めておくことができる。

40

【0043】

プラズマアクチュエータ5による流れ制御の応答速度は、動翼4の操舵による流れ制御の応答速度よりも桁違いに速い。具体的には、プラズマアクチュエータ5の応答速度は気流の流速に依存して変化するが、100Hz以上である。一方、動翼4の舵角変化の応答速度は約30Hzである。従って、動翼4の舵角変化が完了する前にプラズマアクチュエータ5の作動による空気の流れ制御効果を得ることができる。

50

【 0 0 4 4 】

そこで、制御装置 7 からエネルギー供給システム 6 に出力すべきプラズマアクチュエータ 5 の制御信号を航空機 2 の姿勢の変化に基づいて自動的に生成することもできる。もちろん、プラズマアクチュエータ 5 の制御信号に限らず、動翼 4 の制御信号についても航空機 2 の姿勢の変化に基づいて生成することができる。

【 0 0 4 5 】

そのために、姿勢変化検出部 8 には、航空機 2 の機体の姿勢の変化を検出又は予測する機能と、検出又は予測した航空機 2 の姿勢の変化を制御装置 7 に通知する機能が備えられる。また、事象検知部 9 には、航空機 2 に姿勢の変化が生じる原因となる事象を検知する機能と、検知された事象を姿勢変化検出部 8 に通知する機能が備えられる。

10

【 0 0 4 6 】

そして、制御装置 7 は、姿勢変化検出部 8 から通知された航空機 2 の姿勢の変化に基づいてプラズマアクチュエータ 5 の制御信号を自動的に生成し、生成したプラズマアクチュエータ 5 の制御信号をエネルギー供給システム 6 に出力するように構成されている。また、必要に応じて、制御装置 7 は、姿勢変化検出部 8 から通知された航空機 2 の姿勢の変化に基づいて動翼 4 の制御信号を自動的に生成し、生成した動翼 4 の制御信号をエネルギー供給システム 6 に出力するように構成されている。

【 0 0 4 7 】

制御装置 7、姿勢変化検出部 8 及び事象検知部 9 は、A / D (a n a l o g - t o - d i g i t a l) 変換器、D / A (d i g i t a l - t o - a n a l o g) 変換器及びプログラムを読込ませたコンピュータ等の電気回路で構成することができる。従って、制御装置 7、姿勢変化検出部 8 及び事象検知部 9 を一体化しても良い。

20

【 0 0 4 8 】

航空機 2 に姿勢の変化が生じる原因となる事象としては、航空機 2 の操縦者による操縦装置 40 の操作や航空機 2 の飛行プログラムによる自動巡航中における航空機 2 の姿勢の変化指示のような航空機 2 の姿勢制御情報の入力その他、例えば、突風等の天候の変化、障害物の接近、迂回すべきエリアへの接近及び機器の故障が挙げられる。

【 0 0 4 9 】

そこで、事象検知部 9 は、航空機 2 に備えられる操縦装置 40、飛行プログラム、気象情報及び地形情報等を記憶する記憶装置 41、航空機 2 に備えられる圧力センサ 42 A や角度センサ 42 B 等のセンサ類 42 並びに通信装置 43 と接続される。そして、事象検知部 9 は、操縦装置 40、記憶装置 41、センサ類 42 及び通信装置 43 の少なくとも 1 つから取得した情報に基づいて航空機 2 に姿勢の変化が生じる原因となる事象を検知するように構成される。

30

【 0 0 5 0 】

具体例として、急激な航空機 2 の姿勢変化を指示する操縦装置 40 の操作があった場合や記憶装置 41 から制御装置 7 に読み込まれた航空機 2 の飛行プログラムによって急激な航空機 2 の姿勢変化が指示された場合には、事象検知部 9 において航空機 2 に姿勢の変化が生じる原因となる事象が発生したと判定することができる。

【 0 0 5 1 】

また、圧力センサ 42 A で航空機 2 の機体表面における圧力分布の変動を検出することによって事象検知部 9 において突風を検出したり、角度センサ 42 B で航空機 2 の機体の姿勢変化自体を検出することもできる。このため、突風が検出された場合や航空機 2 の機体の姿勢変化自体が検出された場合にも、事象検知部 9 において航空機 2 に姿勢の変化が生じる原因となる事象が発生したと判定することができる。

40

【 0 0 5 2 】

事象検知部 9 では、記憶装置 41 から又は通信装置 43 を利用して地形情報や気象情報を取得することもできる。気象情報が取得できれば、雷の発生要因の 1 つと考えられる積乱雲の発生確率が高い空域、積乱雲が発生している空域又は回避することが望ましい雹、雨或いは雪が降っている空域と航空機 2 との間における相対的な位置関係を特定すること

50

ができる。また、地形情報が取得できれば、高山等の障害物の位置と航空機 2 との間における相対的な位置関係を特定することもできる。

【 0 0 5 3 】

他に火山灰が飛散している空域と航空機 2 との間における相対的な位置関係や鳥の群れの発生確率が高い空域と航空機 2 との間における相対的な位置関係についても特定することが可能である。すなわち、航空機 2 が迂回すべきエリアを特定するための情報を事前に記憶装置 4 1 に保存するか、通信装置 4 3 を利用して取得すれば、事象検知部 9 において航空機 2 が迂回すべきエリアを特定することができる。そして、航空機 2 が迂回すべきエリアに接近した場合には、事象検知部 9 において航空機 2 に姿勢の変化が生じる原因となる事象が発生したと判定することができる。

10

【 0 0 5 4 】

通信装置 4 3 を利用すれば、他の航空機又は地上における管制塔と航空機 2 との間における通信によって、航空機 2 の周囲を飛行している他の航空機の位置を特定することもできる。このため、航空機 2 と最も近くを飛行している他の航空機との間における距離を算出することができる。航空機 2 と最も近くを飛行している他の航空機との間における距離が一定の距離以下となった場合には、航空機 2 が当該他の航空機と衝突することを回避するために航空機 2 の姿勢を変化させるべき状況であると考えられる。そこで、航空機 2 と最も近くを飛行している他の航空機との間における距離が一定の距離以下となった場合には、事象検知部 9 において航空機 2 に姿勢の変化が生じる原因となる事象が発生したと判定することができる。

20

【 0 0 5 5 】

或いは、航空機 2 の周囲を飛行している他の航空機の位置を事象検知部 9 において追跡し、一定時間後における他の航空機の位置を予測するようにしても良い。すなわち、他の航空機の空間位置の時間変化を検出することによって他の航空機の向きを含む速度を検出し、検出した速度に基づいて一定時間後における他の航空機の位置を予測することができる。そして、一定時間後における航空機 2 と他の航空機との間における予測距離が、一定の距離以下となった場合には、事象検知部 9 において航空機 2 に姿勢の変化が生じる原因となる事象が発生したと判定することができる。

【 0 0 5 6 】

他に、必要なセンサを配置してエンジンや一部の動翼 4 等の航空機 2 の姿勢に影響を与える構成要素の故障を検出するようにしても良い。そして、航空機 2 の姿勢に影響を与える構成要素の故障が検出された場合には、事象検知部 9 において航空機 2 に姿勢の変化が生じる原因となる事象が発生したと判定することができる。

30

【 0 0 5 7 】

また、事象検知部 9 において人工知能を利用した予測を行うようにしても良い。具体例として、障害物や他の航空機との接近、気象の変化等の飛行条件に該当した場合における航空機 2 の操縦情報を蓄積して統計データとし、同様な飛行条件となった場合における操縦を事象検知部 9 において予測するようにしても良い。すなわち、機械学習法によって飛行条件に応じた航空機 2 の操縦パターンを予測することができる。

【 0 0 5 8 】

以上の具体例のように事象検知部 9 において航空機 2 に姿勢の変化が生じる原因となる事象が発生したと判定され、姿勢変化検出部 8 に事象の内容が通知されると、姿勢変化検出部 8 では事象の内容に応じた航空機 2 の姿勢の変化を検出又は予測することができる。

40

【 0 0 5 9 】

例えば、操縦装置 4 0 の操作又は航空機 2 の飛行プログラムによって航空機 2 の姿勢変化が指示された場合には、航空機 2 の姿勢変化の指示に従って変化した後の航空機 2 の姿勢を姿勢変化検出部 8 において予測することができる。

【 0 0 6 0 】

また、突風が検出された場合であれば、数値流体力学 (CFD: computational fluid dynamics) 解析や風洞試験等によって予め取得した突風の

50

条件と突風による航空機 2 の姿勢の変化との関係を表すデータベースに基づいて、突風の影響を受けて変化した後の航空機 2 の姿勢を姿勢変化検出部 8 において予測することができる。突風の条件は上述したように航空機 2 の表面における空気の圧力分布で表現することができる。

【 0 0 6 1 】

角度センサ 4 2 B で航空機 2 の姿勢変化自体が検出された場合であれば、検出された変化後における航空機 2 の姿勢を、航空機 2 の姿勢の検出結果とすることができる。また、検出された航空機 2 の姿勢を初期状態として、他の事象によって変化した後の航空機 2 の姿勢を姿勢変化検出部 8 において予測することができる。

【 0 0 6 2 】

また、航空機 2 が障害物、他の航空機或いは迂回すべきエリア等に接近した場合であれば、上述したような機械学習法で取得した操縦内容の統計データに基づいて一定時間後における航空機 2 の姿勢を姿勢変化検出部 8 において予測するようにしても良い。

【 0 0 6 3 】

従って、航空機 2 の姿勢の変化は、例えば航空機 2 の飛行プログラム、航空機 2 の操縦者による操縦装置 4 0 の操作情報、航空機 2 の近隣を飛行する他の航空機の位置、航空機 2 に設けられた圧力センサ 4 2 A により計測された航空機 2 の表面における空気の圧力分布、航空機 2 に設けられた角度センサ 4 2 B により計測された航空機 2 の姿勢、気象情報、地形情報及び航空機 2 が迂回すべきエリアを特定するための情報の少なくとも 1 つに基づいて姿勢変化検出部 8 において検出又は予測することができる。

【 0 0 6 4 】

実用的な例として、航空機 2 の現在の位置と気象情報、航空機 2 の現在の位置と地形情報又は航空機 2 の現在の位置と航空機 2 の近隣を飛行する他の航空機 2 の位置に基づいて航空機 2 の一定時間後における航空機 2 の姿勢を姿勢変化検出部 8 において予測することができる。別の実用的な例として、航空機 2 の操縦情報と、突風や強風等の気象条件に基づいて気象条件の影響を受けた航空機 2 の実際の姿勢変化を予測することもできる。

【 0 0 6 5 】

航空機 2 の姿勢変化が姿勢変化検出部 8 において検出又は予測されると、上述したように、制御装置 7 では、検出又は予測された航空機 2 の姿勢変化に基づいて少なくともプラズマアクチュエータ 5 の制御信号を生成することが可能となる。すなわち、航空機 2 の姿勢変化に基づいて動翼 4 及びプラズマアクチュエータ 5 の双方の制御信号或いはプラズマアクチュエータ 5 の制御信号を生成することができる。

【 0 0 6 6 】

動翼 4 及びプラズマアクチュエータ 5 の双方の制御信号或いはプラズマアクチュエータ 5 の制御信号は、姿勢変化検出部 8 において検出又は予測された航空機 2 の姿勢変化に基づいて、航空機 2 の姿勢がより適切となるように生成することができる。従って、プラズマアクチュエータ 5 は、姿勢変化検出部 8 において検出又は予測された航空機 2 の姿勢の変化に対応する条件で作動することになる。

【 0 0 6 7 】

具体例として、飛行プログラム又は操縦装置 4 0 の操作によって動翼 4 が操舵された場合、突風等の気象条件やその他の要因によって実際には航空機 2 の姿勢が目標値からずれる場合がある。そこで、制御装置 7 では、姿勢変化検出部 8 において予測された航空機 2 の姿勢の変化に基づいて航空機 2 の姿勢の目標値からの姿勢のずれを予測し、予測されたずれをキャンセルするための条件でプラズマアクチュエータ 5 が作動するようにプラズマアクチュエータ 5 の制御信号を生成することができる。この場合、動翼 4 についても目標値からのずれ量がキャンセルされるように制御量を補正することができる。

【 0 0 6 8 】

別の具体例として、航空機 2 が障害物、他の航空機或いは迂回すべきエリア等に接近しつつある場合のように、予測される航空機 2 の姿勢の変化後における姿勢が適切でない場合も起こり得る。また、急激な操縦が行われた場合においても、航空機 2 の姿勢が不安定

10

20

30

40

50

となる場合がある。

【 0 0 6 9 】

そこで、姿勢変化検出部 8 において予測された航空機 2 の姿勢の変化後における航空機 2 の姿勢が適切であるか否かを制御装置 7 において判定し、変化後における航空機 2 の姿勢が適切でないと判定された場合には、変化後における航空機 2 の姿勢を適切にするための条件でプラズマアクチュエータ 5 が作動するようにプラズマアクチュエータ 5 の制御信号を生成することができる。この場合においても、動翼 4 を航空機 2 の姿勢を適切にするための条件で操舵することができる。すなわち、予測又は検出された航空機 2 の姿勢に基づいて動翼 4 の舵角を調整することができる。

【 0 0 7 0 】

例えば、上述したように航空機 2 が障害物、他の航空機或いは迂回すべきエリア等に衝突又は侵入するリスクを低減する場合であれば、航空機 2 の姿勢の変化後における航空機 2 の姿勢が、航空機 2 が回避すべき物体に衝突又は回避すべき領域に侵入するリスクが一定以上ある姿勢であると制御装置 7 において判定される場合に、変化後における航空機 2 の姿勢が適切でないと判定するようにすれば良い。そして、航空機 2 の姿勢が、航空機 2 が回避すべき物体に衝突又は回避すべき領域に侵入するリスクが低減された姿勢となるように、プラズマアクチュエータ 5 或いはプラズマアクチュエータ 5 及び動翼 4 を制御することができる。

【 0 0 7 1 】

つまり、航空機 2 が物体に衝突しそうになったり、望ましくない空域に侵入しそうになった場合には、プラズマアクチュエータ 5 を作動させたり、動翼 4 の制御量を補正することによって、物体への衝突や望ましくない空域への進入を回避することができる。この場合には、航空機 2 の姿勢のずれ量のキャンセルではなく、航空機 2 の姿勢を意図的にシフトさせて修正する制御となる。もちろん、航空機 2 の姿勢のずれ量のキャンセルと、航空機 2 の姿勢の修正の双方を行うようにしても良い。

【 0 0 7 2 】

また、別の実用的な例として、急激な動翼 4 の操舵が行われた場合において動翼 4 の操舵による航空機 2 の姿勢変化を予測し、予測した航空機 2 の姿勢変化に基づいて航空機 2 の姿勢が不安定とならないように、適切な条件でプラズマアクチュエータ 5 を作動させることができる。すなわち、急激な動翼 4 の操舵が行われた場合には、プラズマアクチュエータ 5 の作動によって、航空機 2 の姿勢を安定化させる修正を行うことができる。

【 0 0 7 3 】

上述した種々の制御の他、制御装置 7 では、複数の動翼 4 のうちの一部の動翼 4 が故障した場合において、動翼 4 の故障による気流の流れへの影響が低減される条件で、故障していない残りの動翼 4 の操舵及びプラズマアクチュエータ 5 の作動を行う制御を行うことができる。

【 0 0 7 4 】

(流れ制御方法)

次に流れ制御システム 1 を用いた航空機 2 の翼周りにおける空気の流れ制御方法について説明する。

【 0 0 7 5 】

図 5 は、図 1 に示す流れ制御システム 1 を用いて航空機 2 の翼周りにおける空気の流れを制御する流れを示すフローチャートである。

【 0 0 7 6 】

まず、ステップ S 1 において、流れ制御システム 1 の事象検知部 9 において航空機 2 の姿勢変化の原因となる事象が検知される。具体例として、自動操縦又は手動操縦による航空機 2 の姿勢変化の指示、突風等の気象変化、衝突を回避すべき物体への航空機 2 の接近、回避すべきエリアへの航空機 2 の接近、航空機 2 を構成する機器の故障等を検知することができる。事象検知部 9 において検知された事象は、姿勢変化検出部 8 に通知される。

【 0 0 7 7 】

次に、ステップ S 2 において、航空機 2 の姿勢変化の原因となる事象に対応する航空機 2 の姿勢変化が姿勢変化検出部 8 において検出又は予測される。検出又は予測された航空機 2 の姿勢変化は制御装置 7 に通知される。

【 0 0 7 8 】

次に、ステップ S 3 において、制御装置 7 において航空機 2 の姿勢の目標値からのずれ量及び目標値に対するシフト量の少なくとも一方が算出される。例えば、突風等による航空機 2 の姿勢のずれ量、急激な航空機 2 の姿勢変化に伴う安定性の低下の回避のための適切な航空機 2 の姿勢の補正量、物体や回避すべきエリアへの航空機 2 の過剰な接近を回避するための適切な航空機 2 の姿勢の補正量等が制御装置 7 において算出される。

【 0 0 7 9 】

次に、ステップ S 4 において、制御装置 7 による制御下において、プラズマアクチュエータ 5 で航空機 2 の姿勢を修正しながら動翼 4 の駆動が行われる。すなわち、航空機 2 の翼 3 に連結される動翼 4 の舵角変化と、動翼 4 に取付けられたプラズマアクチュエータ 5 の作動を連動させることによって翼 3 の周りにおける空気の流れが制御される。

【 0 0 8 0 】

具体例として、動翼 4 の操舵によって得られる航空機 2 の姿勢の目標値に対するずれ量が算出された場合であれば、航空機 2 の姿勢のずれ量をキャンセルするための条件でプラズマアクチュエータ 5 が作動する。一方、動翼 4 の操舵によって得られる航空機 2 の姿勢を適正化するためのシフト量が算出された場合であれば、航空機 2 の姿勢をシフト量だけシフトさせる条件でプラズマアクチュエータ 5 が作動する。

【 0 0 8 1 】

そのために、制御装置 7 では動翼 4 及びプラズマアクチュエータ 5 の各制御信号が生成され、生成された各制御信号がエネルギー供給システム 6 に出力される。そうすると、エネルギー供給システム 6 からアクチュエータ 1 1 に動翼 4 の制御量に対応するエネルギーが供給される。これにより、アクチュエータ 1 1 が駆動し、動翼 4 の舵角を調整することができる。他方、エネルギー供給システム 6 からプラズマアクチュエータ 5 の交流電源 2 4 に電力が供給される。これにより、プラズマアクチュエータ 5 が作動し、動翼 4 の操舵によって得られる航空機 2 の姿勢のずれ量をキャンセルするための空気の流れ或いは動翼 4 の操舵によって得られる航空機 2 の姿勢をシフトさせるための空気の流れを形成することができる。その結果、航空機 2 の翼 3 の周りに、より適切な空気の流れを形成することができる。

【 0 0 8 2 】

(効果)

以上のような流れ制御システム 1、流れ制御方法及び航空機 2 は、動翼 4 にプラズマアクチュエータ 5 を取付け、動翼 4 の舵角変化とプラズマアクチュエータ 5 の作動を連動させることによって翼 3 の周りにおける空気の流れを制御するようにしたものである。

【 0 0 8 3 】

このため、流れ制御システム 1、流れ制御方法及び航空機 2 によれば、動翼 4 を小型化及び軽量化することができる。特に動翼 4 を細分化すれば、複数の動翼 4 の舵角と複数のプラズマアクチュエータ 5 の出力をそれぞれ個別に設定及び制御することが可能となる。このため、局所的な気流の変化等に合わせて複数の動翼 4 の舵角と複数のプラズマアクチュエータ 5 の出力を最適制御することが可能となる。また、一部の動翼 4 が故障した場合であっても、残りの動翼 4 を操舵することによって航空機 2 の姿勢を制御することができる。

【 0 0 8 4 】

しかも、プラズマアクチュエータ 5 の応答速度は、動翼 4 の舵角変化の応答速度と比べて速い。従って、動翼 4 の舵角変化が完了する前にプラズマアクチュエータ 5 の作動による空気の流れ制御効果を得ることができる。このため、動翼 4 の舵角変化によって得られる航空機 2 の姿勢を、プラズマアクチュエータ 5 の作動によって修正することができる。すなわち、動翼 4 とプラズマアクチュエータ 5 を協働させることによって、動翼 4 の舵角

10

20

30

40

50

変化のみで航空機 2 の姿勢を変化させる場合に比べて、航空機 2 の姿勢変化における応答速度を向上させることができる。

【 0 0 8 5 】

また、航空機 2 の姿勢変化を検出又は事前に予測することによって、プラズマアクチュエータ 5 の作動条件を適切に決定することができる。実用性の高い具体例として、航空機 2 が突風に遭遇した場合や急激な姿勢変化を指示する操縦が行われた場合には、プラズマアクチュエータ 5 の作動によって、突風に依る意図しない航空機 2 の姿勢変化や急激な姿勢変化に伴う安定性の低下を回避又は低減することができる。

【 0 0 8 6 】

(他の実施形態)

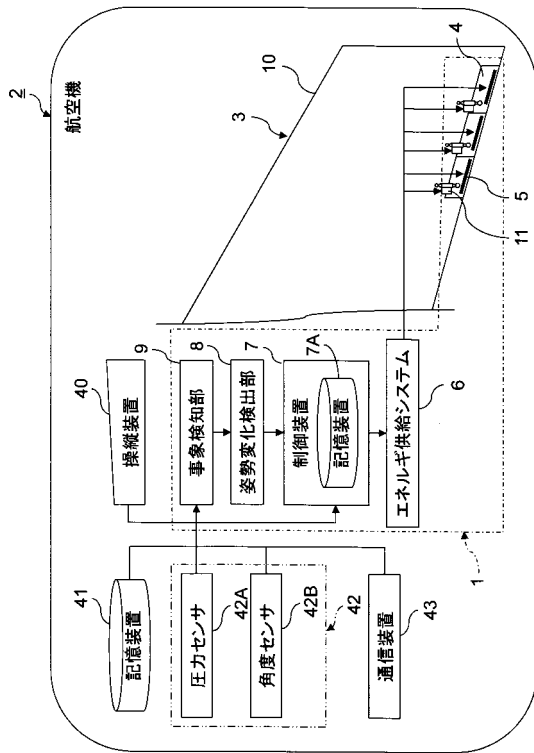
以上、特定の実施形態について記載したが、記載された実施形態は一例に過ぎず、発明の範囲を限定するものではない。ここに記載された新規な方法及び装置は、様々な他の様式で具現化することができる。また、ここに記載された方法及び装置の様式において、発明の要旨から逸脱しない範囲で、種々の省略、置換及び変更を行うことができる。添付された請求の範囲及びその均等物は、発明の範囲及び要旨に包含されているものとして、そのような種々の様式及び変形例を含んでいる。

【 符号の説明 】

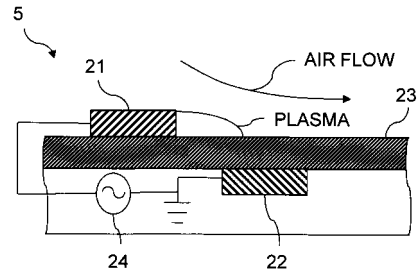
【 0 0 8 7 】

1	流れ制御システム	
2	航空機	20
3	翼	
4	動翼	
5	プラズマアクチュエータ	
6	エネルギー供給システム	
7	制御装置	
7 A	記憶装置	
8	姿勢変化検出部	
9	事象検知部	
1 0	静翼	
1 1	アクチュエータ	30
2 1	第 1 の電極	
2 2	第 2 の電極	
2 3	誘電体	
2 4	交流電源	
3 0	動翼	
3 1	翼	
3 2	アクチュエータ	
3 3	エネルギー供給システム	
3 4	制御システム	
3 5	操縦桿	40
4 0	操縦装置	
4 1	記憶装置	
4 2	センサ類	
4 2 A	圧力センサ	
4 2 B	角度センサ	
4 3	通信装置	

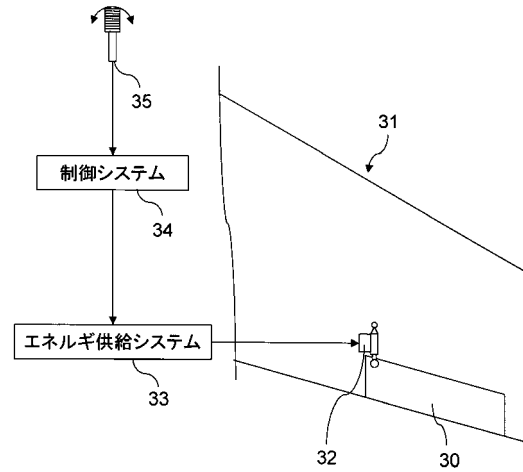
【図 1】



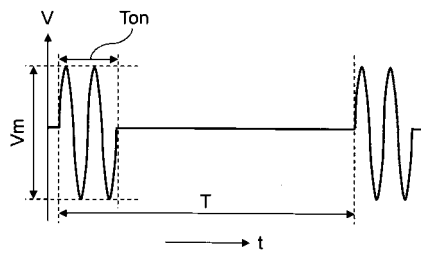
【図 2】



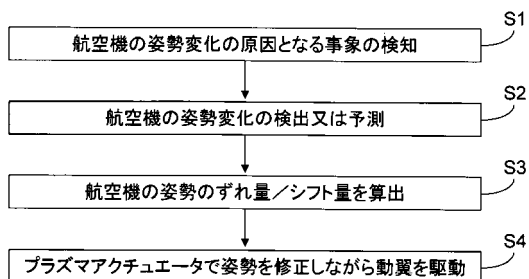
【図 3】



【図 4】



【図 5】



フロントページの続き

- (72)発明者 吉田 謙太郎
東京都渋谷区恵比寿一丁目20番8号 株式会社SUBARU内
- (72)発明者 中里 展之
東京都渋谷区恵比寿一丁目20番8号 株式会社SUBARU内