

(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2006-507188

(P2006-507188A)

(43) 公表日 平成18年3月2日(2006.3.2)

(51) Int. Cl.

B 6 4 C 23/06 (2006.01)
F 1 5 D 1/12 (2006.01)

F I

B 6 4 C 23/06
 F 1 5 D 1/12

テーマコード (参考)

Z

審査請求 有 予備審査請求 有 (全 15 頁)

(21) 出願番号 特願2005-501734 (P2005-501734)
 (86) (22) 出願日 平成16年6月9日(2004.6.9)
 (85) 翻訳文提出日 平成16年8月10日(2004.8.10)
 (86) 国際出願番号 PCT/GB2004/002436
 (87) 国際公開番号 W02004/110863
 (87) 国際公開日 平成16年12月23日(2004.12.23)
 (31) 優先権主張番号 0313523.3
 (32) 優先日 平成15年6月11日(2003.6.11)
 (33) 優先権主張国 英国(GB)
 (31) 優先権主張番号 03253616.1
 (32) 優先日 平成15年6月11日(2003.6.11)
 (33) 優先権主張国 欧州特許庁(EP)

(71) 出願人 390038014
 ビーエイイー システムズ パブリック
 リミテッド カンパニー
 B A E S Y S T E M S p l c
 イギリス国、エスタブリッシュワイ・5エー
 ディー、ロンドン、カールトン・ガーデン
 ズ 6
 (74) 代理人 100058479
 弁理士 鈴江 武彦
 (74) 代理人 100091351
 弁理士 河野 哲
 (74) 代理人 100088683
 弁理士 中村 誠
 (74) 代理人 100108855
 弁理士 蔵田 昌俊

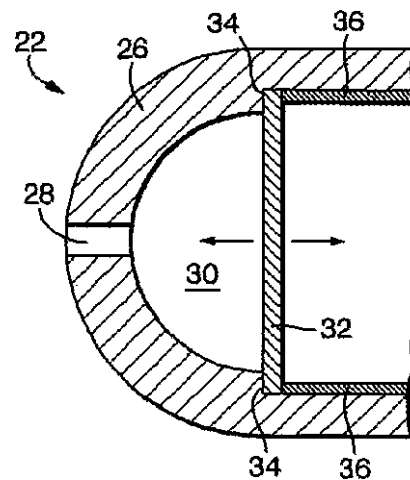
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 渦破裂を制御する方法

(57) 【要約】

【課題】 渦破裂を制御する方法

【解決手段】 本発明は、分離した流れと関連する空気力学的表面(20)の渦破裂を制御する方法に関し、特に、大いに後方に傾いた前縁(26)を有し得る空気力学的表面または流体力学的表面(20)全体にわたる流れの制御に関する。空気力学的表面または流体力学的表面(20)の渦破裂を制御する方法が提供され、この表面(20)は、表面(20)の上にまたは内に位置されたガスソース(22)を備え、この方法は、繰り返してガスソース(22)を作動して、ガスの流れを表面(20)全体にわたり通過する気流の中へ放出する工程を備えている。このガスソース(22)が作動される周波数の制御は、渦破裂によって生じる表面(20)の気圧を減少する。



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

空気力学的表面または流体力学的表面の渦破裂を制御する方法であって、前記表面が、この表面の上にまたは内に位置するガスソースを備え、

繰り返してガスソースを作動することによって、ガスの流れを前記表面全体にわたり通過する気流の中に放出する工程を具備する方法。

【請求項 2】

前記ガスソースは、前記表面の前縁の上にまたは内に位置している請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

さらに、前記ガスソースに周期的な信号を供給することによって、ガスの流れを周期的に放出することで前記ガスソースに反応させる工程を具備する請求項 1 または請求項 2 に記載の方法。

【請求項 4】

さらに、渦破裂によって生ずる翼への気圧の変動において少なくとも優位周波数と同じ大きさの周波数を有する信号を供給する工程を具備する請求項 3 に記載の方法。

【請求項 5】

さらに、渦破裂によって生ずる翼の気圧の変動において優位周波数の調波または低調波である周波数を有する信号を供給する工程を具備する請求項 4 に記載の方法。

【請求項 6】

さらに、渦破裂によって生ずる翼の気圧の変動において優位周波数よりも大きい規模の周波数を有する信号を供給する工程を具備する請求項 4 または請求項 5 に記載の方法。

【請求項 7】

さらに、 $800\text{ Hz} \sim 1200\text{ Hz}$ の範囲内の周波数を有する信号を供給する工程を具備する請求項 6 に記載の方法。

【請求項 8】

前記表面は、複数のガスソースを備え、前記方法はさらに、同位相でこれらガスソースを作動する工程を具備する請求項 1 ないし 7 のいずれか 1 項に記載の方法。

【請求項 9】

囲い壁と可動要素とによって規定されたキャビティを備える合成ジェットアクチュエータであって、前記囲い壁には、前記キャビティの中へ、および、前記キャビティから外へのガスの流れを可能とするためのオリフィスが設けられ、前記可動要素は、前記キャビティの容量を変えることによって、ガスを前記キャビティの中に、および、前記キャビティから外へ通過させるように作動可能である、合成ジェットアクチュエータ。

【請求項 10】

前記オリフィスは、矩形スリットである請求項 9 に記載の合成ジェットアクチュエータ。

【請求項 11】

前記オリフィスは、円形断面を有する請求項 9 に記載の合成ジェットアクチュエータ。

【請求項 12】

前記オリフィスは、 1 cm 未満の直径を有する請求項 11 に記載の合成ジェットアクチュエータ。

【請求項 13】

前記オリフィスは、ほぼ 1 mm の直径を有する請求項 11 に記載の合成ジェットアクチュエータ。

【請求項 14】

前記可動要素は、ピストンである請求項 9 ないし 13 のいずれか 1 項に記載の合成ジェットアクチュエータ。

【請求項 15】

前記可動要素は、ダイヤフラムである請求項 9 ないし 13 のいずれか 1 項に記載の合成

10

20

30

40

50

ジェットアクチュエータ。

【請求項 16】

前記ダイヤフラムは、前記囲い壁内に設けられた肩部に接して適所に保持されている請求項 15 に記載の合成ジェットアクチュエータ。

【請求項 17】

表面の前縁に沿って配置された複数の分離した合成ジェットアクチュエータを備える、空気力学的表面または流体力学的表面。

【請求項 18】

請求項 9 ないし 16 のいずれか 1 項に記載の合成ジェットアクチュエータを備える請求項 17 に記載の表面。

【請求項 19】

請求項 17 または 18 に記載の空気力学的表面を備える航空機の翼。

【請求項 20】

前記翼は、デルタ形状である請求項 19 に記載の航空機の翼。

【請求項 21】

請求項 19 または請求項 20 に記載の航空機の翼を備える航空機。

【請求項 22】

添付の図面の図 3 ないし図 12 のいずれかを参照として上文に実質的に記述されるような渦破裂を制御する方法。

【請求項 23】

添付の図面の図 3 ないし図 12 のいずれかを参照として上文に実質的に記述されるような合成ジェットアクチュエータ。

【請求項 24】

添付の図面の図 3 ないし図 12 のいずれかを参照として上文に実質的に記述されるような空気力学的表面または流体力学的表面。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、分離した流れと関連する空気力学的表面の渦破裂 (vortex bursting) を制御する方法に関し、特に、大きく後方に傾いた前縁を有することができる空気力学的表面または流体力学的表面全体にわたる流れの制御に関する。

【0002】

多数の高性能の航空機およびミサイルは、大きく後方に傾いた前縁、例えば、デルタ翼を有する揚力表面 (lifting surface) を使用している。前述の翼は、それらが動作開始の様々な角度を生成することが可能な揚力を増大するために、それらの上面全体にわたる強い軸方向の渦を利用する。この渦は、強く安定した揚力誘導渦を形成するように巻き上げる分離された剪断層を大きい後退角で形成する翼の前縁における流れ分離から導出される。円錐状の渦構造は、翼の頂点に源を発し、翼の前縁に沿って成長し、翼の後ろの航跡に入る。

【0003】

動作開始のある角度を越えると、この組織化された渦構造は急速に沈滞し、翼の上の一点で崩壊し、翼揚力表面の部分全体にわたり、ほぼその後縁の方へ向かって非常に不安定な流れ領域を結果として生じる。この現象は、通常、渦の破裂、あるいは、渦の破壊と呼ばれる。渦の破壊は、翼の残り全体にわたる不安定な流れをもたらす。動作開始の角度が大きくなると、渦破裂の位置は、翼の頂点の方へ向って前方へ移動し、不安定な流れにさらされる翼のより大きい部分へと導く。この不安定な流れは、翼および他の隣接したコンポーネントのかなりの構造上の負荷 (いわゆるバフエッティング) を生じることがあり、これは、時期尚早の疲労問題および突発故障にもつながる。

【0004】

バフエッティングの問題は、垂直尾翼のバフエッティングが問題として認められた F 1

10

20

30

40

50

8 軍用機の運用年数における初期に明らかになった。これは、前縁の渦を垂直尾翼から遠くへ向ける、ゆえに、渦の伝播を制御するために、垂直尾翼の構造上の再設計によってだけでなく、その翼の上面に受動的な機械的輪がねを使用することによって組み込まれた。さらに、輪がねなどの機械的構造が、流れ分離を、ゆえに、渦形成を制御するために、前縁に配置されることができる。

【背景技術】

【0005】

B l a c k w e l d e r への米国特許第 4 , 6 9 7 , 7 6 9 号は、翼によって生じる揚力を変えるため、デルタ翼などに使用する装置について記述している。翼の前縁に沿って延在するスパン方向の「合成ジェット」スロット装置が使用され、2つの上述の装置の例が、ここでは、図1および図2に示されている。図1において、ピストン14は、スロット12の容量が変えられることが可能なように設けられている。同様に、スロット12の容量は、図2では、今度は、ダイヤフラム18を有するスピーカー16によって変えられる。ピストン14またはダイヤフラム18は、図1および図2において矢印によって示される方向に駆動されることによって、翼10の前縁全体にわたって空気の流れの中に空気のジェットを押し出し、それによって、流れ分離に、そして結果として、翼10によって発生される揚力に影響を及ぼす。この合成ジェット装置の作動の2つの周波数について述べる。第1の周波数は、揚力の増加が達成されるように、翼の前縁の渦の流出周波数の半分である。第2の周波数は、揚力の減少が達成されるように、流出周波数の2倍である（これは、旋回が1つの翼の揚力を増加することによって達成されることができのに対して、もう1つの翼の揚力を減少することによって達成されることができるとの組合せで有用である）。一般的な流出周波数は、 0.8 m s^{-1} で水を通して進む揚力表面のための 12 Hz 、および 600 m s^{-1} で水を通して進む軍用ジェット機のための 30 Hz に規定されている。

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

本発明の目的は、空気力学的揚力表面全体にわたる不安定な分離された流れの問題を多少とも解決し、それによって、渦破裂に関連する問題を減少することである。

【課題を解決するための手段】

【0007】

こうした背景のもとに、第1の態様から、本発明は、空気力学的表面または流体力学的表面の渦破裂を制御する方法にあり、前記表面は、この表面の上にまたは内に位置するガスソースを備え、前記方法は、繰り返してガスソースを作動することによって、ガスの流れを、表面全体にわたり通過する気流の中へ放出する工程を具備する。これは、空気のジェットが空気力学的表面によって生成される揚力を変えるのに使用される B l a c k w e l d e r に記述されている方法とは著しく違う。

【0008】

任意に、ガスソースは、表面の前縁の上にまたは内に位置される。これは、渦形成およびその後の渦破裂をもたらす流れ分離の制御を確実にする。

【0009】

好ましくは、この方法はさらに、ガスソースに周期的な信号を供給することにより、ガスの流れを周期的に放出することでガスソースに反応させる工程を具備する。この信号は、ガスソースの繰り返された作動をもたらすように変調される正弦、インパルス、四角、あるいは、振幅でよい。

【0010】

任意に、この方法はさらに、渦破裂によって生ずる翼への気圧の変動において少なくとも優位周波数と同じ大きさの周波数を有する信号を供給する工程を具備する。これらの周波数は、渦破裂を制御するのに効果的であるということが分かった。さらに、それらは、空気力学的表面からの揚力を制御するために B l a c k w e l d e r が使用する低い周波

10

20

30

40

50

数とは著しく違う。周波数の違いは、Blackwelderが、翼の前縁の渦の流出周波数にリンクされる周波数で作動するのに対して、本発明が、渦破裂場所における気圧の変動にリンクされる周波数で作動するという事実から生じる。任意に、この方法は、渦破裂によって生ずる翼の気圧の変動において優位周波数の調波または低調波である周波数を有する信号を供給する工程を具備する。方法はさらに、渦破裂によって生ずる翼の気圧の変動において優位周波数よりも大きい規模の周波数を有する信号を供給する工程を具備することが好ましい。現在のところ好ましい実施形態において、800Hz~1200Hzの範囲内の周波数を有する信号が使用されている。

【0011】

任意に、前記表面は複数のガスソースを備え、前記方法はさらに、同位相でガスソースを作動する工程を備えている。別の方法として、これらのガスソースは、例えば、各ガスソースによって表面全体にわたって通過する気流の中へ放出されるガスの流れが同時発生的に共通点または共通線に達するように、位相を異にして作動されることができる。

【0012】

第2の態様から、本発明は、囲い壁と可動要素とによって規定されたキャビティを備える合成ジェットアクチュエータにあり、囲い壁には、キャビティの中へ、および、キャビティから外へのガスの流れを可能とするためにオリフィスが設けられ、可動要素が、キャビティの容量を変えることによって、ガスをキャビティの中に、および、キャビティから外へ通過させるように作動可能である。キャビティに対して比較的小さなオリフィスを設けることにより、ガスが渦のジェットのような擾乱の気流としてキャビティから放出されることを確実にする。

【0013】

任意に、オリフィスは矩形スリットである。別の方法として、オリフィスは円形断面を有し、任意に、1cm未満の直径を有することができ、1mmが特に好ましい。

【0014】

可動要素は、ピストンであることが好ましい。別の方法として、可動要素はダイヤフラムであり、任意に、このダイヤフラムは、囲い壁内に設けられた肩部に接して適所に保持される。

【0015】

第3の態様から、本発明は、表面の前縁に沿って配置された複数の分離した合成ジェットアクチュエータを備える空気力学的表面または流体力学的表面にある。これらの合成ジェットアクチュエータのいずれも、上記に既に記述されるものである。

【0016】

本発明はさらに、直ぐ上に記述される空気力学的表面を備える航空機の翼にある。この翼はデルタ形状でよい。また、本発明はさらに、上述の航空機の翼（デルタ形状、ないしは他の形状）を備える航空機にある。

【0017】

本発明がいっそう容易に理解されることができるために、好ましい実施形態は、ここでは、以下の図面を参照として単に例として記述されている。

【発明を実施するための最良形態】

【0018】

図3は、18個の合成ジェットアクチュエータ22を有するデルタ翼20を示している。この翼20は、図4の横断面図に最もよく示されるように、60°の後退角を有し、また、傾斜された下面によって形成された鋭利な後縁24を有する。翼20の絶対的な形状およびサイズは、本発明に絶対不可欠ではなく、ここに示されるあらゆる詳細は、単に例示のためだけである。

【0019】

18個のアクチュエータ22は、翼20の湾曲した前縁26に位置され、頂点25の各側の9個のアクチュエータ22は、対称的に配置されている。アクチュエータ22は、渦を巻き上げるように導く主要分離ラインの上流の領域に位置されている。各アクチュエー

10

20

30

40

50

タ 2 2 は、翼 2 0 全体にわたり流れる薄い剪断層において時変擾乱を発生することが可能である。

【 0 0 2 0 】

この実施形態において、アクチュエータ 2 2 は、図 5 に示されるように、キャビティ 3 0 を通して位置される小さな円筒状オリフィス 2 8 を備えている。キャビティ 3 0 は、図 5 の矢印によって示されている方向へ振動するように作られた圧電駆動振動ダイヤフラム 3 2 によって裏打ちされている。このダイヤフラム 3 2 は、ねじ込み式プラグ 3 6 によってフランジ 3 4 に接して適所に保持される 1 5 m m の直径のピエゾセラミックディスクである。キャビティ 3 0 は、3 m m の深さであり、1 2 . 5 m m の直径を有するのに対して、オリフィス 2 8 は、1 m m の直径を有する。全てのアクチュエータ 2 2 からのダイヤフラム 3 2 は、可変周波数および振幅を有する正弦信号を発生することが可能な中央信号発生器（図示せず）によって駆動される。

10

【 0 0 2 1 】

図 6 および図 7 は、図 5 のアクチュエータ 2 2 の簡易図であり、アクチュエータ 2 2 の作動の間のキャビティ 3 0 の中へ、および、キャビティ 3 0 から外への空気の流れを示している。ダイヤフラム 3 2 をオリフィス 2 8 から遠くへと駆動すると、キャビティ 3 0 の容量は増加し、オリフィス 2 8 を囲む翼 2 0 の領域からキャビティ 3 0 内に空気 3 8 を引き込む。オリフィス 2 8 の方へ向ってダイヤフラム 3 2 を駆動すると、キャビティ 3 0 の容量は減少し、図 8 に示されるように、渦のジェットのような擾乱 4 2 の気流としてオリフィス 2 8 を通って外へ空気 4 0 を押し出す。我々の実験から、前縁の渦の流れの破壊および関連した不安定性へのアクチュエータ 2 2 の影響は重要であるということは明らかである。アクチュエータ 2 2 のピーク速度振幅は、自由気流の流れの 0 . 2 5 ~ 0 . 5 程度であった。特定の重要な作動モードおよび周波数について、渦破裂によって生じる翼 2 0 の不安定な気圧の振幅は、（この破裂現象に関連する特性周波数の両方において）5 0 % まで減少される可能性がある。作動は、平均の安定した流れフィールドに影響を及ぼさないようである。

20

【 0 0 2 2 】

記述した流れ制御概念が作動する方法に関して、アクチュエータ 2 2 によって生成される時間依存擾乱は、破裂発生の領域に形成する剪断層における自然発生力学的構造と相互に作用するということが考えられる。流れ作動の振幅、周波数および位相調整は、解決の鍵となる重要性があると考えられ、これらは、渦破壊に関連する流体力学的プロセスにおける変更をもたらし、恐らく、らせん状渦破裂発生に関連する標準的な不安定性を安定させる。

30

【 0 0 2 3 】

アクチュエータ 2 2 が 8 0 0 H z ~ 1 2 0 0 H z の範囲内の周波数で同位相で駆動された実験が行われた。これらの周波数は、非作動流れにおける渦破裂によって生じる翼 2 0 の気圧の変動において、優位周波数の範囲よりも大きい程度の大きさである。周波数のこの選択の理由は、優位周波数で作動されるとき、流体構造がアクチュエータの吸入サイクルの間、再度浮遊連行させる前に、この流体構造がオリフィス 2 8 から漏れ出ることを可能にするほど十分に速いジェット速度を、アクチュエータ 2 2 が生成することができないからである。したがって、優位周波数の範囲に及んだ 3 つの周波数（8 0 H z 、1 0 0 H z 、1 2 0 H z ）が選択され、ダイヤフラム 3 2 は、これがアクチュエータ 2 2 からコヒレント構造を生成した最も低い倍数であったので、これらの周波数の 1 0 倍で駆動された。

40

【 0 0 2 4 】

図 9 ないし図 1 2 は、実験の間に得た結果を示している。図 9 は、動作開始の 2 9 ° の角度でのデルタ翼 2 0 で 15 m s^{-1} の速度である、自由気流を有する気流について、1 3 7 のプレスタッピングのアレイによって測定されるように、翼 2 0 全体にわたる R M S 気圧配置を示している。アクチュエータ 2 2 は、図 9 のデータが収集されている間、作動されなかった。図 9 は、渦破裂に関連する不安定に相当する 4 4 で表示される高気圧の工

50

リアを示している。これらのエリア 44 は、翼 20 の後縁 24 に対して特に厳しい。

【0025】

図 10 は、図 9 に相当するが、今度は、アクチュエータ 22 は、1200 Hz の周波数で同位相で作動された。図 9 と比較すると、この図は、エリア 44 に示される力学的な RMS 気圧が減少し、それによって、翼 20 への力学的負荷に対する渦破裂の影響を減少することを示している。このために、我々は、渦破裂に関連する流れの不安定性の制御は、ここに記述されているアクチュエータ 22 で可能であるということを実証した。図 11 および図 12 は、翼 20 の 2 つの位置についてのアクチュエータ周波数に対する電力スペクトル密度を示している。各図は、作動していないアクチュエータ 22 を表わす線 46 と、1200 Hz で作動しているアクチュエータ 22 を表わす第 2 の線 48 とを示している。図 11 および図 12 は、ほぼ 90 Hz に集中される大きなダブルピーク 50 とほぼ 200 Hz に集中される広範囲のピーク 52 との両方で、電力スペクトル密度の減少を示している。さらに、図 11 の大きなピーク 50 は、より高い周波数へシフトする。

10

【0026】

当業者には、変更が本発明の範囲から逸脱することなく上記に記述される実施形態に行われるということは明らかである。

【0027】

翼 20 の形状およびサイズは、アクチュエータ 22 が、かなり多数の翼において有用な適用を見出しているので、重要でない。翼上の不安定な分離した流れを制御するだけでなく、ここに記述されている方法は、渦破裂が問題である他の形状（例えば、切り立った機体）の不安定な分離した流れに適用されることが可能であった。例としては、ミサイルおよび航空機の前部機体および垂直尾翼を含む。

20

【0028】

また、アクチュエータ 22 の設計は変更可能である。上記の実施形態は、振動ダイヤフラム 32 を使用しているが、往復ピストンなどの他の装置が、その代わりに使用されることが可能である。オリフィス 28 の形状をさらに、上記に記述されている円形断面から小さな矩形のスリットなどのかなり多数の形状へ変えることが可能である。さらに、上述の実施形態は、翼 20 の前縁 26 に垂直に方向付けられたオリフィス 28 およびキャピティ 30 を有する。別の配置は、それらが前縁 26 に対して垂直からずれるようにジェットを斜めにするのと、傾けることとを含む。アクチュエータ 22 のサイズおよび数は、さらに、それらのモードが作動されること可能なので、変更可能である。利点であるとはいえ、アクチュエータ 22 が、翼 20 の前縁 26 に位置される必要はない：明白には、前縁 26 後方の短い間隔にアクチュエータ 22 を位置することもさらに有益である。

30

【0029】

中央信号発生器によってもたらされる正弦信号でアクチュエータ 22 のダイヤフラム 32 を駆動することに加えて、変調されるインパルス、正方形、あるいは、振幅などの他の波形が使用されることが可能である。全てのアクチュエータ 22 を同位相で作動するのではなく、アクチュエータは、位相を異にして作動されることができる。例えば、位相オフセットは、それらが生成する擾乱が同時発生的に渦破裂の位置へ達するように、隣接したアクチュエータ 22 の間に導入されることが可能である。

40

【0030】

上述されたアクチュエータ 22 は、キャピティ 30 から外へ空気を吹き出し、キャピティ 30 内へ空気を引き込むのに対して、これらのアクチュエータは、単に空気を吹き出すように構成されることができる。これは、空気が翼内の空気供給からキャピティ 30 内へ取り込まれるように、一方向弁に関連するダイヤフラム 32 を使用して達成されることができる。別の方法として、パルス状の高気圧の空気供給は、オリフィス 28 を通って空気を放出するのに使用されることが可能である。

【0031】

多数の上記の別の方法が、互いに無関係であり、所望のように自由に組合されることが可能であるということは明らかであろう。一例として、アクチュエータ 22 の位相および

50

それらが駆動される信号は、フィードバックループに応じて変えられることができる。このフィードバックループは、渦破裂のあらゆる特性周波数などの他の情報に加えて、翼の渦破裂の位置に関する情報を供給する、翼 20 に設けられる気圧センサのアレイにリンクされることができる。

【図面の簡単な説明】

【0032】

【図1】従来の技術による第1の合成ジェット装置を示している。

【図2】従来の技術による第2の合成ジェット装置を示している。

【図3】本発明の一実施形態による18個の分離したオリフィスの合成ジェットアクチュエータの位置を示すデルタ翼の平面図である。

10

【図4】図3の線IV-IVに沿った横断面図である。

【図5】本発明の一実施形態による合成ジェットアクチュエータを示す図3の翼の前縁の横断面図である。

【図6】アクチュエータ内に引き込まれる空気を示す合成ジェットアクチュエータの概略図である。

【図7】図6に相当するが、アクチュエータから放出される空気を示す。

【図8】図7に相当するが、アクチュエータから放出される空気のジェットの形成される渦の輪の詳細を示す。

【図9】合成ジェットアクチュエータが作動していないときのデルタ翼全体にわたる気圧のRMS気圧配置マップである。

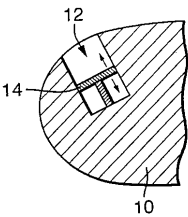
20

【図10】図9に相当するが、合成ジェットアクチュエータが200Hzで作動しているときのデルタ翼全体にわたる気圧のRMS気圧配置マップである。

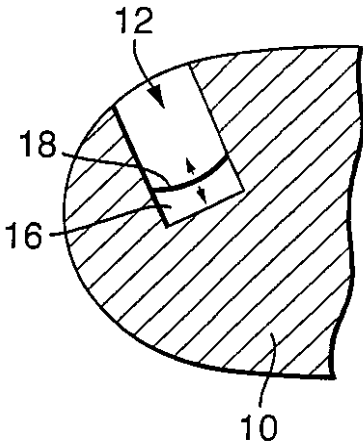
【図11】図3の位置Aについてのアクチュエータ周波数に対しての電力スペクトル密度の図表である。

【図12】図11に相当するが、図3の位置Bについてのアクチュエータ周波数に対しての電力スペクトル密度の図表である。

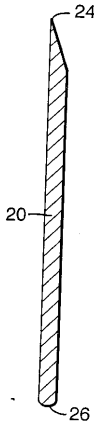
【 図 1 】



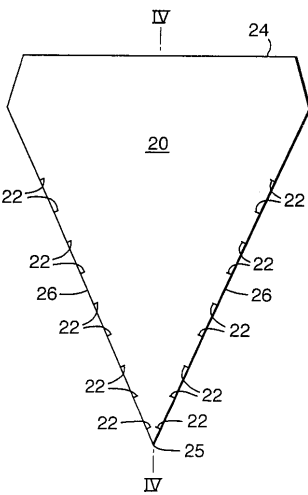
【 図 2 】



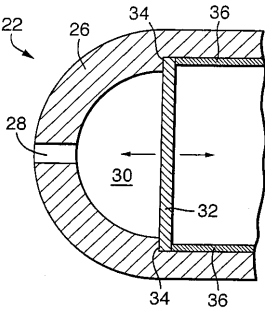
【 図 4 】



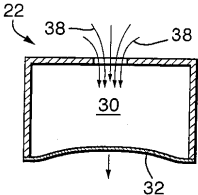
【 図 3 】



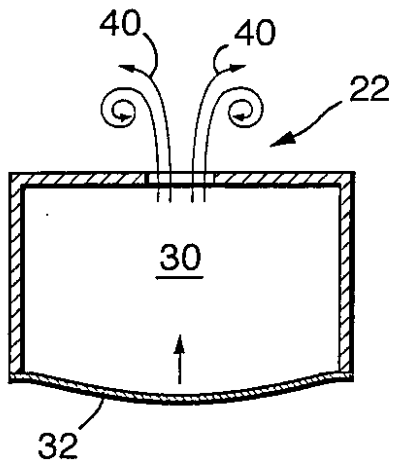
【 図 5 】



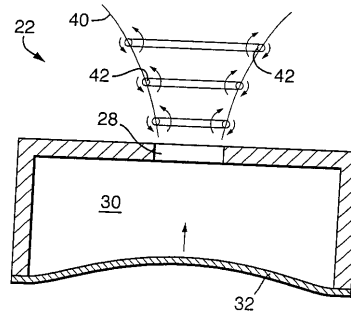
【 図 6 】



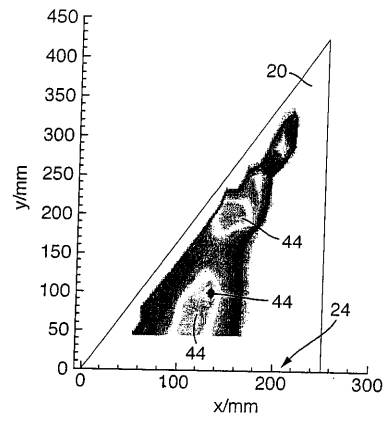
【図 7】



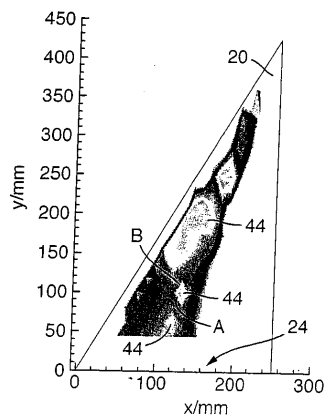
【図 8】



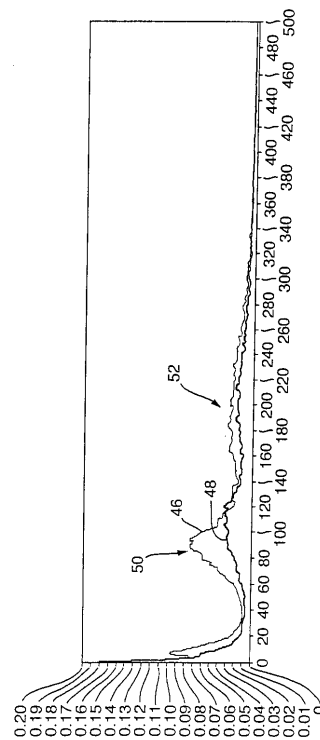
【図 9】



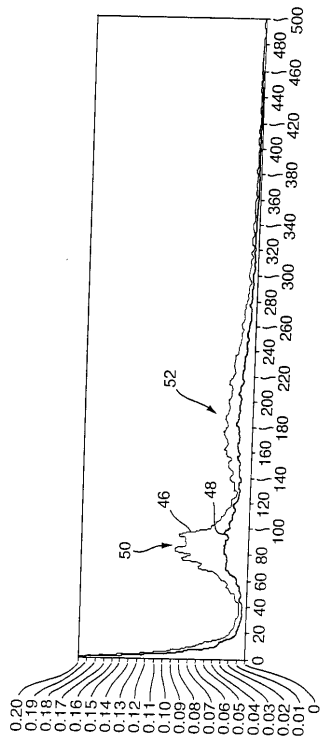
【図 10】



【図 11】



【図 12】



【国際調査報告】

60550010233



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International Application No.

PCT/GB2004/002436

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER IPC 7 B64C23/06		
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) IPC 7 B64C		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used) EPO-Internal		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X A	US 5 957 413 A (GLEZER ARI ET AL) 28 September 1999 (1999-09-28) column 8, line 2 - line 16 column 10, line 38 - line 41 column 10, line 52 - line 61 column 13, line 31 - line 60 column 18, line 12 - line 13 column 23, line 45 column 24, line 38 - line 43 figures 1,6 ----- -/-	1-3, 8, 9, 11, 14-19, 21-24 4-7, 10, 12, 13
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of box C. <input checked="" type="checkbox"/> Patent family members are listed in annex.		
* Special categories of cited documents: "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance "E" earlier document but published on or after the international filing date "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed "T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to 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 17 August 2004		Date of mailing of the international search report 26/08/2004
Name and mailing address of the ISA European Patent Office, P.B. 5818 Patentkan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 apo nl, Fax: (+31-70) 340-2016		Authorized officer Estrela y Calpe, J

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International Application No.
I/6B2004/002436

C.(Continuation) DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 6 457 654 B1 (ALLEN MARK G ET AL) 1 October 2002 (2002-10-01) column 10, line 65 - column 11, line 9 column 12, line 42 - line 59 column 13, line 31 - line 35 column 17, line 64 - line 67 -----	1-10, 15-19, 21-24
X	US 6 138 955 A (GUILLOT STEPHEN A ET AL) 31 October 2000 (2000-10-31) abstract column 1, line 4 - line 6 figure 1 -----	17,19-21
A	US 4 697 769 A (BLACKWELDER RON F ET AL) 6 October 1987 (1987-10-06) cited in the application the whole document -----	1-24

31

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International Application No

/GB2004/002436

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 5957413	A	28-09-1999	US 5758823 A	02-06-1998
			US 6056204 A	02-05-2000
			US 5988522 A	23-11-1999
			US 5894990 A	20-04-1999
			US 6457654 B1	01-10-2002
			US 6123145 A	26-09-2000
US 6457654	B1	01-10-2002	US 5758823 A	02-06-1998
			US 5957413 A	28-09-1999
			US 6056204 A	02-05-2000
			US 5988522 A	23-11-1999
			US 5894990 A	20-04-1999
			US 6123145 A	26-09-2000
US 6138955	A	31-10-2000	NONE	
US 4697769	A	06-10-1987	NONE	

フロントページの続き

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

(74)代理人 100109830

弁理士 福原 淑弘

(74)代理人 100084618

弁理士 村松 貞男

(74)代理人 100092196

弁理士 橋本 良郎

(72)発明者 ワーソプ、クリド

イギリス国、ビーエス 3 4 ・ 7 キューダブリュ、ブリストル、フィルトン、ピーオー・ボックス
5、ピーエイイー・システムズ・エーティーシー・ソワーバイ内

(72)発明者 ワトソン、マーク

イギリス国、エム 1 3 ・ 9 ピーエル、マンチェスター、オックスフォード・ロード(番地なし)、
ユニバーシティ・オブ・マンチェスター内、マンチェスター・スクール・オブ・エンジニアリン
グ

(72)発明者 ジャウォースキ、アーター・ジャーズィー

イギリス国、エム 1 3 ・ 9 ピーエル、マンチェスター、オックスフォード・ロード(番地なし)、
ユニバーシティ・オブ・マンチェスター内、マンチェスター・スクール・オブ・エンジニアリン
グ