(19)日本国特許庁(JP)　(12)特　許　公　報(B2)　(11)特許番号
特許第5231770号
(P5231770)
(45)発行日　平成25年7月10日(2013.7.10)　(24)登録日　平成25年3月29日(2013.3.29)

(51)Int.Cl.　F I
B64C 23/06 (2006.01)　Ｂ６４Ｃ　23/06

請求項の数 7　(全 31 頁)

(21)出願番号　特願2007-211294 (P2007-211294)
(22)出願日　平成19年8月14日 (2007.8.14)
(65)公開番号　特開2008-49998 (P2008-49998A)
(43)公開日　平成20年3月6日 (2008.3.6)
審査請求日　平成22年7月29日 (2010.7.29)
(31)優先権主張番号　60/840,121
(32)優先日　平成18年8月25日 (2006.8.25)
(33)優先権主張国　米国 (US)
(31)優先権主張番号　11/747,112
(32)優先日　平成19年5月10日 (2007.5.10)
(33)優先権主張国　米国 (US)

(73)特許権者　500520743
ザ・ボーイング・カンパニー
Ｔｈｅ　Ｂｏｅｉｎｇ　Ｃｏｍｐａｎｙ
アメリカ合衆国、６０６０６－１５９６　イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、１００
(74)代理人　100109726
弁理士　園田　吉隆
(74)代理人　100101199
弁理士　小林　義教
(72)発明者　アービン・シュミロビッチ
アメリカ合衆国、９２６４７　カリフォルニア州、ハンティントン・ビーチ、ラファイエット・ドライブ、６８１２

最終頁に続く

(54)【発明の名称】航空機システム、およびエーロフォイルシステムを作動させるための方法

(57)【特許請求の範囲】
【請求項１】
航空機システムであって、
第１および第２の対向する流れ面と先端部とを有するエーロフォイルと、
前記エーロフォイルによって担持される渦消散装置とを含み、前記渦消散装置は、
流体を前記先端部から外に方向付けるよう位置決めされた流体流れオリフィスと、
前記流体流れオリフィスに作動的に結合されたアクチュエータとを含み、前記アクチュエータは、流れが前記先端部から外に方向付けられる態様を変えるよう位置決めされ、前記渦消散装置はさらに、
前記アクチュエータの動作を指示するよう前記アクチュエータに作動的に結合されたコントローラを含み、
該オリフィスは第１と第２のオリフィスを含み、該アクチュエータは同時に第１のオリフィスから空気を排出し第２のオリフィスへと空気を吸い込む及びその逆をするように構成されたことを特徴とする、航空機システム。
【請求項２】
航空機システムであって、
第１および第２の対向する流れ面と先端部とを有するエーロフォイルと、
前記エーロフォイルによって担持される渦消散装置とを含み、前記渦消散装置は、
流体を前記先端部から外に方向付けるよう位置決めされた流体流れオリフィスと、前記流体流れオリフィスに作動的に結合されたアクチュエータとを含み、前記アクチュエー

タは、流れが前記先端部から外に方向付けられる態様を変えるよう位置決めされ、前記渦消散装置はさらに、
　前記アクチュエータの動作を指示するよう前記アクチュエータに作動的に結合されたコントローラを含み、
　該コントローラは前記オリフィスを通じて流れのパルスを送出するよう前記アクチュエータに指示するようプログラムされ、あるパルスサイクルの一位相中に前記オリフィスから出る空気の量が次のサイクルの位相中に該オリフィスに入る空気の量と等しいことを特徴とする、
航空機システム。
【請求項３】
　前記アクチュエータは、前記オリフィスと流体連通し、かつ前記オリフィスを通って相対する方向に前後に流体を動かすよう位置決めされた面を含む、請求項１または２に記載のシステム。
【請求項４】
　前記アクチュエータは、ドライバに結合され前後に移動可能なピストンを含み、該ピストンは該オリフィスと流体流通する面を有する、請求項１ないし３のいずれか１項に記載のシステム。
【請求項５】
　前記アクチュエータは偏向可能なダイヤフラムを含む、請求項１ないし３のいずれか１項に記載のシステム。
【請求項６】
　前記アクチュエータは回転可能なベーンを含み、該ベーンは該ベーンを回転可能に揺動するように構成されるドライバに連結された、請求項１ないし３のいずれか１項に記載のシステム。
【請求項７】
　エーロフォイルシステムを作動させるための方法であって、
　空気中にエーロフォイルを通らせつつ前記エーロフォイルで揚力を発生させることによって翼先端部の渦を発生させるステップと、
　複数の流体パルスを前記エーロフォイルの先端部から外に方向付けることによって、前記渦を少なくとも部分的に消散させるステップとを含み、
複数の流体パルスを方向付けるステップは、第１の列および第２の列に配置された複数のオリフィスを通じて複数の流体パルスを方向付けるステップを含み、前記方法はさらに、前記第１の列におけるノズルのオリフィスを作動状態にする一方で前記第２の列におけるノズルのオリフィスを非作動状態にするステップと、前記第２の列におけるノズルのオリフィスを作動状態にする一方で前記第１の列におけるノズルのオリフィスを非作動状態にするステップとを含む、方法。
【発明の詳細な説明】
【技術分野】
【０００１】
　本発明は、航空機システム、およびエーロフォイルシステムを作動させるための方法に関するものである。
【背景技術】
【０００２】
　背景
　現在の空港のキャパシティは、大部分が、（空港周囲における騒音公害を防ぐために大半が日中に限られている）運営時間と、飛行機を空港から出入させることのできる頻度とによって制御されている。着陸および離陸の頻度のペース配分要素として、移動中の飛行機が発生させる伴流渦を消散させるのに必要な時間が挙げられる。伴流渦の大きさおよび強度は航空機の大きさおよび重量によって決定され、機体幅の広い飛行機の伴流に乱流状態をもたらす可能性がある。最悪のシナリオの場合、これらの渦は、航空機を墜落させる

のに十分に強いものとなるおそれがある。この問題は数十年にわたって認識されており、この問題を多少とも解決するのにいくつかの方策が提案されてきた。しかしながら、提案された多くの解決策は、実際に適用するには効果的でないかまたは不適切であることが判明した。したがって、翼先端部の渦の影響に対処するための改良された技術が必要となる。

【発明の開示】

【課題を解決するための手段】

【０００３】

概要

この開示は、概して、航空機の渦を制御するためのシステムおよび方法に向けられる。一局面に従った航空機システムは、第１および第２の対向する流れ面および先端部を有するエーロフォイルを含む。当該システムはさらに、エーロフォイルが担持する渦消散装置を含み得る。渦消散装置は、流体の流れを先端部から外に方向付けるよう位置決めされた流体流れオリフィスを含み得る。当該装置はさらに、当該流体流れオリフィスに作動的に結合されたアクチュエータを含み得る。当該アクチュエータは、流れが先端部から外に方向付けられる態様を変えるよう位置決めされている。当該装置はさらに、当該アクチュエータの動作を指示するよう当該アクチュエータに作動的に結合されたコントローラを含み得る。たとえば、アクチュエータは、当該オリフィスを通じて流れを内方向および外方向にパルス化することができる。特定の実施例においては、この構成により、エンジンのブリードエアを当該オリフィスに供給する必要をなくすことができる。代わりに、エーロフォイル先端部付近の周囲空気を、当該オリフィスを通じて前後にパルス化して、先端部の渦の影響を乱す、消散させる、分解する、および／または、低減させることができる。

【発明を実施するための最良の形態】

【０００４】

詳細な説明

この開示の局面は、エーロフォイル渦消散システムと、これに関連する方法とを含む。当該システムが搭載されたエーロフォイルは、典型的には、前縁、後縁、外端部分、上方の空力面、下方の空力面、スパン方向軸、前後方向の翼弦軸、ならびに、当該スパン方向軸および翼弦軸と重なる位置合せ基準面を有する。エーロフォイルが揚力を作り出すよう機能している場合、エーロフォイルの外端部分（たとえば、エーロフォイルの先端部）に渦が作り出される。この渦は渦芯軸、主要な周囲流れ領域、および外周流れ領域を有する。

【０００５】

一実施例においては、渦消散機器は、エーロフォイルの外端部分にあるかまたはその近傍にあるノズル区域を含み、ノズル放出部分を有する。当該ノズル放出部分は、この実施例においては、エーロフォイルの外端部分においてまたはその近傍において概して前方から後方に延在した整列位置にある。当該ノズル区域は、ジェット気流（たとえば流体ジェット）を渦に放出するよう配置される。一実施例においては、流体ジェットは、概ね翼弦軸に対して垂直であり位置合せ面に対して平行な実質的な放出位置合せ成分を有する横向きの放出方向に放出される。

【０００６】

加圧空気入口区域は加圧空気をノズル区域に供給することができ、当該加圧空気はノズル区域から放出され得る。

【０００７】

この発明の実施例においては、ノズル放出部分は、横向きの放出方向を前後に、ここに示される実施例においては、上方の端部位置と下方の端部位置との間で周期的に上方向と下方向とに動かすよう作動するように配置される。少なくとも一実施例においては、流体ジェットの横向きの放出方向は、少なくとも直角の約３分の１ほどの角度で、または、少なくとも直角以上の角度の約３分の２ほどの角度で、回転可能に周期的に動く。

【０００８】

一実施例においては、ノズル放出部は、横向きの放出方向が上方の位置と下方の位置との間の概ね中心の位置にある場合に、横向きの放出方向が翼弦軸に対して概ね垂直でありかつ位置合せ基準面に対して概ね平行である実質的な位置合せ成分を有するようにノズル放出部分がジェット気流を放出するように、配置される。

【０００９】

別の実施例においては、ノズル放出部分は、横向きの放出方向が上方の位置と下方の位置との間の概ね中心の位置にあり、かつ、横向きの放出方向が基準位置合せ面から下方向および外方向に傾斜している実質的な位置合せ成分を有するようノズル放出システムがジェット気流を放出するように、配置される。

【００１０】

ある動作モードでは、当該機器は、渦の強度を弱めることによって上述の渦の消散が達成されるほど十分に放出方向の前後の動きの繰返し周波数が高くなるように配置される。別の動作モードでは、この繰返し周波数は、２Ｈｚよりも高いか、少なくとも５Ｈｚ程度であり得るか、または１０Ｈｚ以上であり得る。

【００１１】

別の動作モードでは、渦消散機器は、渦消散に繋がる不安定性を少なくとも部分的に促進することによって渦の消散を達成させるほど十分に横向きの放出方向の前後の動きの繰返し周波数が低くなるように、配置される。この繰返し周波数は、少なくとも約２Ｈｚ程度であり得るか、または、約１Ｈｚ以下の低さであり得る。

【００１２】

また、さらに別の実施例においては、ノズル放出部分は、少なくとも２つのジェット気流部分を放出する少なくとも２つのノズル放出部分を有するように配置される。当該ジェット気流部分は周期的に前後に動かされて、位相関係を合わせたりずらせたりする。

【００１３】

可動の放出ノズルに関するこの発明の局面がまず図１～図１４Ｅに関連して説明される。パルス化された流体ジェットに関するこの発明の局面が図１５Ａ～図２３に関連して説明される。これらの局面はまた、以下に記載されるとおり他の実施例において組合されてもよい。

【００１４】

上述の実施例をより詳細に説明するために参照される図１においては、胴体１２および左右の翼１４を有する飛行機１０の前方部分がいくらか概略的に示される。各々の翼１４は前縁１６、後縁１８および外縁先端部分２０を有する。図１に図示のとおり、概略的に２２で示される渦が各々の外縁部分２０から放出されており、これは高速回転する空気の塊として表わすことができる。

【００１５】

翼が渦を作り出す態様を説明するために参照される図２においては、前縁１６および後縁１８ならびに縁先端部分２０を有する翼１４の外側区域が示される。翼１４は、上方の空力面２３、下方の空力面２４、スパン方向軸２６および翼弦軸２８を有する。説明の目的で、「位置合せ面」が示されているが、これは、（航空機が水平に飛行している状態で）概ね水平に整列し、スパン方向軸２６および翼弦軸２８と重なっている。

【００１６】

さらに図２を参照すると、飛行中に渦２２がいかに形成されるかを簡潔に説明するために、上方の翼面２３と下方の翼面２４との間には圧力レベル差が生じており、これにより、翼の上方からの流れと下方からの流れとを分ける後縁の表面にわたるスパン方向の速度成分の（３１で示される）方向に変化がもたらされることとなる。この速度勾配は、伴流における渦度成分の主な源となる。凝縮した渦度の層が巻き上がって、翼の先端部において２つの別個の逆回転する渦要素２２が生じる。これは、図１に概略的に示され、図２にも２２で示されるとおりである

大型で重量のある飛行機の場合、気象条件に応じて、これらの渦度は極めて強く、比較的長期間にわたって持続する可能性があり、これにより、その飛行経路に沿って残留して

いる影響に対して比較的長距離にわたることとなる。たとえば、進入中の比較的大型の輸送機の後流が、その飛行経路を辿る飛行機に対して、飛行機間の間隔である約２０ｋｍの距離に対応する約１．５分にわたって危険を及ぼすおそれがある。静穏な大気中では、渦は、分子や乱流の消散によって破壊されるまで非常に長期にわたって持続する。しかしながら、通常、大気の乱れによって最終的に渦の分解を招くメカニズムは、流れの不安定性である（これは、しばしば、″Crow Instability″と称される（クロウ・エス・シー（Crow,S.C.）による「一対の後曳き渦についての安定性理論（″Stability Theory for a Pair of Trailing Vortices″）」、ＡＩＡＡジャーナル（AIAA Journal）、第８巻第１２号２１７２頁～２１７９頁、１９７０年１２月））。不安定性の発生は、周囲の乱流、風および大気の層化によって促進される。これらの刺激の源が、渦要素の芯に沿って正弦波の生成を誘発する。次に続く非線形増幅のプロセスにより渦要素が分解され、破壊されることとなる。静穏な条件に対して、大気擾乱やこれに伴う不安定性による乱れによって渦の寿命が短くなる。残念ながら、これらの不安定性は、通常、幾分ゆっくりと発展し、結果として、飛行機間の距離を実際に短くすることを可能にする流れ条件はもたらさない。

【００１７】

離陸および着陸中に高揚力装置が展開され、後流は、これらの高揚力装置が発生させる複数の渦要素を含む。これらの構成においては、個々の渦の力学はより複雑となるが、大気擾乱によってもたらされる不安定化は依然として渦の減衰の主なメカニズムである。

【００１８】

大型の航空機が発生させる後曳き渦は、経路を飛行している飛行機に対する過酷な大気擾乱となるおそれがある。この状況は離陸および着陸中に特に深刻なものになる。というのも、飛行セグメントが比較的狭い通路に形成されるからである。さらに、渦２２の旋回流は低速では極めて強くなる。

【００１９】

これらの旋回流パターンが図３に幾らか概略的に示されており、図３が、渦に関連付けられる空気流を正確に表わすのではなく、全体的なパターンを示すことを意図したものであることが理解されるべきである。図から分かるように、渦の外側部分には吹上げ３２があり、渦の内側には吹下ろし３４がある。図から分かるように、２つの吹下ろしゾーン３４の間を進む飛行機３６については、（着陸時の）高度の損失または上昇率の損失が見られる。吹上げ３２へと進んでいる３８で示される飛行機の場合、飛行機にロールモーメントが加えられる可能性がある。２つの渦２２を通って横方向に移動しており４０で示される飛行機の場合、飛行機４０に加えられる垂直方向の負荷の突然の変化により、飛行機４０に実質的な空力的応力が加えられる可能性がある。

【００２０】

この発明のこれらの実施例のさまざまな局面の説明を容易にするために、翼先端部から発生した渦は、図４において断面が概略的に示されており、渦芯４４と、当該芯を囲む主要な渦流れ領域４６と、当該主要な渦流れ領域４６を囲む外周流れ領域４８とを有するものと考えられ得る。明らかに、渦芯４４と主要な渦流れ領域４６と外周流れ領域４８との間には境界となる明確なラインは存在していない。

【００２１】

上述の文面は背景情報として与えられており、ここでこの発明の実施例を説明する。上述の説明においては、「エーロフォイル」という語は、空力ボディ全体を指すものであり、その断面または断面構成を意味することを意図するものではない。より広い範囲内においても、翼、後縁フラップ、前縁フラップまたはスラット、ウイングレット、制御面などを含むさまざまな空力ボディを含むことを意味する。

【００２２】

この実施例のエーロフォイル渦消散システム５０が、そのノズル区域５２とともに、図６、図７および図８に関連してこの文面において以下により詳細に説明される。しかしながら、この渦消散システム５０の機能をまず予備的に説明することによって当該システム５０がよりよく理解されると考えられる。これは図５Ａ～図５Ｄに関連してなされる。

【００２３】
　図５Ａにおいては、右翼１４の外縁部分２０が示され、ノズル位置合せ軸が５４で示される。その軸５４の位置にある可動カバープレートまたはパネル５６がジェット気流放出開口部を閉じるが、その周囲の境界が図５Ａにおいて５８で示されている。また図５Ａに示される横方向ジェット気流放出軸６０（以下、横向きの放出方向６０と称される）は、ノズル位置合せ軸５４に対して垂直な実質的な位置合せ成分を有し、スパン方向軸２８および翼弦軸３０によって規定される（およびこれらと重なる）上述の位置合せ面に対して平行な実質的な位置合せ成分をも有する。飛行機１０の巡航モードでは、カバープレート５６は閉じられた位置にあり、飛行機の着陸または離陸および上昇時に開かれ得る。
【００２４】
　図５Ｂには、この横向きの放出方向６０に対して概ね平行であり、かつこの横向きの放出方向６０と重なる（かまたはその近傍にある）方向に放出されているジェット気流６２が示される。上述のとおり、ジェット気流６２の放出は通常、離陸または着陸中にしか行なわれないだろう。以下により詳細に開示されるように、上述のノズル区域５２は、図５Ｃに示される上方への傾斜と図５Ｄに示される下方への傾斜とを有する方向にもジェット気流６２が放出され得るように動作可能である。さらに、この実施例の動作モードでは、図５Ｃの位置と図５Ｄの位置との間の上下の動きは、ジェット気流６２がより高い周波数とより低い周波数とで上下のサイクルで回転するように、異なる動作モードで行うことができる。これらの影響は渦４２の消散に寄与し、このことは、この文面において以下により詳細に説明される。
【００２５】
　ここで図６、図７および図８を参照して、ノズル放出区域５２をより詳細に説明する。図６、図７および図８が幾らか概略的であり、最適化された構造上の構成設計を示すのではなく、基本的な機能を実行し得る構成要素を有する設計を示すことを意図するものであることが理解されるべきである。この設計が航空機の一部として実際に実現されている状況では、これらの構成要素は各々、軽量で構造的に堅固で機能的であるという設計目標に一致し、ジェット気流６２の加圧、閉じ込めおよび放出を実現し、さらに、翼または他のエーロフォイルの輪郭に適切に適合するよう構成され得る。
【００２６】
　図６に示されるノズル区域５２の基本的な構成要素は、ハウジング区域６４（以下ハウジング６４と称する）と、ノズル放出区域６６とである。ここに図示のとおり、ハウジング６４は、上方の壁６８または下方の壁６９、加圧されたプレナムチャンバ７４を一括して規定する後壁７０および端壁７２を有する単一の長手のハウジングとして示される。このハウジング６４は、翼１４の外端部分２０内に位置決めされ、これに応じて、翼１４のその部分の範囲内で適切に適合するような輪郭にされ得る。
【００２７】
　加圧空気入口７６は、好適な源から加圧空気を受取る。たとえば、加圧空気は、ジェットエンジンのコンプレッサ区域または他の何らかの源から抽気されてもよい。また、入口７６は単一の入口として示されているが、これは、複数の入口を備えたマニホールドの態様で、または他の何らかの構成で配置されてもよい。
【００２８】
　ノズル放出区域６６は全体的に長手の構成を有し、ノズル装着部材７８を含む。当該ノズル装着部材７８が有する長手の円筒形の壁８０の全体的な構成は、ハウジング６４の前方部分に形成された長手の前方端部開口領域８２においてぴったりと嵌合している。この端部開口領域８２は、円筒形の壁８０の構成に適合する２つの反対側に位置決めされた円筒形の湾曲面８４を含み、この湾曲面８４は、円筒形の壁８０で実質的に気密性のあるシールを形成している。
【００２９】
　長手の円筒形の壁８０は両端が閉じられており、１つ以上の後方開口部８６を有し、当該後方開口部８６は、ハウジング６４のプレナムチャンバ７４に開いており、円筒形の壁

８０によって規定されるノズルプレナムチャンバ８４に開いている。
【００３０】
円筒形の壁８０の前方部分に位置する複数の個々のノズル部材９０は、ノズル放出区域６６のノズル放出部分９２を集合的に形成する。図６に示されるこれらのノズル部材９０は、横方向放出軸６０において互いに整列し、これにより集合的に上述のジェット気流６２を形成する。こうして、加圧空気が、加圧空気入口７６を通ってプレナムチャンバ７４に入り、そこからノズルプレナムチャンバ８８に入るよう導かれると、この加圧空気がこれらのノズル部材９０から放出されてこのジェット気流６２を形成する。
【００３１】
円筒形の壁８０は、ハウジング６４の長手の前方端部開口領域８２を規定する円筒形の湾曲面８４において回転可能に装着されており、その回転軸は９４で示される。図７の破線で示されるように、これにより、ノズル部材９０を、ノズル９０が水平に上方向または下方向に向けられる中間の位置合せ位置から図７に示される破線位置へと動かすことが可能となる。この実施例においては、上方への回転量は、たとえば直角三角形の３分の１（たとえば約３０°）であり、その角度回転で下方向であり得、これにより、移動の全経路はたとえば約６０°となり得る。
【００３２】
ノズル部材９０を角度方向のさまざまな位置に動かすために、図８において概略的に９２で示されるような好適な作動機構が設けられてもよい。ノズル装着部材７８はシャフト９６に接続し、当該シャフト９６はレバーアーム９８に接続し、当該レバーアーム９８は作動アーム１００によって動かされる。他の実施例においては、他のさまざまな装置を用いて、ベルクランク、ギヤドライブまたは電気式、空気圧式もしくは液圧式の位置決め装置などのノズル装着部材７８の位置を変えることができる。簡潔にする目的で、これらのさまざまな設計オプションはここでは詳細には説明しない。
【００３３】
また、加圧空気をノズル部材９０に向けるためのさまざまな配置が存在し得る。たとえば、加圧空気入口７６は、ノズル装着部材７８に直接接続されて円筒形の壁８０に通されてもよく、または場合によっては、円筒形の装着部材７８の端壁に回転嵌合によって取付けられてもよい。この配置では、プレナムチャンバ７４を有するハウジング６４のこの構成が省かれることとなる。翼の外縁部分２０上に位置決めされているノズルアセンブリ５０を有するという制限があるので、これらの空間の制限に対応し得る構成でハウジング６４を備え、さらに、ノズル部材９０を介して適切なパターンで加圧空気を放出するのに十分な容積を持つプレナムチャンバを設けることがより望ましいだろう。
【００３４】
ノズルアセンブリ５２の位置決めに関して、ハウジング６４およびノズル装着部材７８は、翼１４の外縁部分２０における固定位置にあってもよい。この場合、渦消散システム５０が動作可能になると、上述のカバープレート５６がジェット気流放出開口部５８から離され、これにより、ジェット気流６２が渦４２に放出されるようにノズル部材９０が開口部５８を通じてジェット気流６２を方向付けることが可能となる。
【００３５】
カバープレートまたはパネル５６は、さまざまな方法でそのカバー位置から開いた位置へと動かすことができる。たとえば、このカバープレート５６は湾曲した構成であってもよく、開口領域から出て収容位置へと摺動するように移動可能であってもよい。
【００３６】
飛行機の翼などのエーロフォイルにおいては、外端部分は、平面図では、前方から後方への外側に膨らむなだらかな湾曲を備えており、これにより、翼の端部先端の湾曲した外形の中間長さにおいては、胴体からさらに外に向かってわずかな距離が置かれている。ノズル部材９０を翼または他のエーロフォイルの外縁部分に比較的近接して配置するために、ノズル部材９０の位置合せ位置はなだらかな湾曲にくることとなる。したがって、図６に示される構成は、翼または他のエーロフォイルの外縁のそれと適合する湾曲にこれらの

ノズル部材９０を配置するよう変更されてもよく、さらに、上方向および下方向に回転可能であってもよい。この構成を得るためにさまざまなオプションがある。たとえば、ノズル装着部材７８をハウジング６４の全長にわたる単一構造として製造するのではなく、ノズル装着部材７８を、わずかに異なる回転軸６４を中心として回転可能な複数の個々のセグメントに配置し、これにより、これらを、翼先端部のラインの外側の湾曲により密接に適合させ得る。他の配置も可能であり、これらは当業者には周知であるのでこの文面では詳述されない。

【００３７】

先に示したように、飛行機１２が巡航モードであるとき、渦消散システム５０は用いられず、翼におけるカバープレート５６の後方に隠されたままとなる。次いで、カバープレート５６を開いた位置に移動させ、一般に、２つの翼先端部の渦の減衰の促進が高く所望される離陸モードおよび着陸モード時に渦消散システム５０を用いることとなる。

【００３８】

ジェット気流６２がこの位置、および上述の配向および方向で渦２２に吹込まれた場合、ジェット気流６２が渦に入る位置において渦の芯が形成され、形成中の渦の芯の周りにおいて、エーロフォイルの下方面からの空気の、横向きで外方向かつ上方向への湾曲した渦流れが発生する。こうして、分析によって示されるように、この位置にジェット気流６２が入ってくることは、渦の発生時に空気流に影響を及ぼすのに特に有効であり、このため、全体的な影響としては、渦の減衰を実質的に促進するよう臨界位置で消散が開始されることである。

【００３９】

これに対し、図５Ａ～図５Ｄに関連して記載されるように、ノズル装着部材７８を周期的に上下に回転させる動作モードがある。この場合、ノズル部材９０は図５Ｃに示される上方位置に移動し、次いで、図５Ｂの中間位置を通って図５Ｄの下方位置へと下がり、再び上昇して図５Ｃの位置へと戻ることを連続的なサイクルで実行する。

【００４０】

この発明のこの実施例によって得られる結果は、コンピュータによる流体力学手順によってシミュレートおよび分析された。その動作の有効性は垂直な壁に装着された翼について評価されており、自由流マッハ数は、最終的な進入条件を表わすために８度の迎え角では０．２５である。この動作モードにより凝集した伴流がもたらされて先端部の渦が強くなる。上述のこの発明の当該実施例が用いられる場合、渦が著しく拡散される態様で流れが影響を被ることが判明した。

【００４１】

ノズル９０が一緒に、ノズル位置合せ軸７４から上方と下方とにそれぞれ３０°の範囲で上下に動かされる場合、１０．７Ｈｚの周波数（０．０９３秒で1サイクル）では、渦に対する影響が、図９Ａ、図９Ｂ、図９Ｃ－１、図９Ｃ－２、図９Ｄ－１および図９Ｄ－２に図示のとおり、翼先端部の流れの線の跡によって表わされる。図９Ａ、図９Ｃ－１および図９Ｃ－２においては、ジェット気流６２は渦へと排出されず、図９Ｂ、図９Ｄ－１および図９Ｄ－２は、ジェット気流６２が１０．７Ｈｚで上下に６０°の動きで排出されている渦を示す。これらの「スナップショット」が示すように、ジェットの循環運動によってもたらされる断続的な混合が先端領域における流れを乱し、さらに、強度を下げ交差面において拡散させることによって後曳き渦の発生を変えてしまう。

【００４２】

垂直な動きを追跡するのにさまざまな方法を用いることができる。遠距離伴流構造が図１０Ａ、図１０Ｂおよび図１０Ｃに示されており、ここでは、先端部の渦は、全圧力損失、交差流、および速度の流れ方向成分によって追跡される。渦芯はそれぞれの流れ特性の等値面によって表わされており、ジェットが移動しているせいで渦の強さが著しく低減することが明確に示されている。

【００４３】

１０．７Ｈｚの周波数での渦の芯に沿った流れの発生についての診断ルーチンが図１１

Ａ、図１１Ｂおよび図１１Ｃに示される。噴出動作の瞬間から０．０９３秒の一連の時間間隔での流れ特性が、上方のプロットにおける渦芯に沿って示される。また、ｘ＝２８５０で渦芯を通る垂直線に沿った特徴が下方のプロットに示される。乱されていない渦が太い実線の曲線で示される。他の曲線は、信号が下流へ（正のｘ方向に）進んでいる場合に連続的な時間間隔で渦の特徴に与えられる制御機構の影響を表わす。乱れの波の前方は時間シーケンスにおける最後のスナップショットに対応し、これは破線の曲線で示されている。この破線は、噴出適用開始から０．５５８秒での渦の状態を表わしている。結果として、アクティブなシステムが、全圧力損失と（速度の接線成分で表わされる）交差流速度と渦度の流れ方向成分とによって測定されるとおり渦の強さを低減させるのに極めて有効であることが示される。

【００４４】

ノズル９０の上下のサイクルはまた、より低い周波数、たとえば約１Ｈｚ（すなわち、１秒弱の上下運動の１サイクル）で有効に用いることができる。この影響は、乱されていない渦を比較し、これをこの発明の渦消散機器の１．０７Ｈｚ周波数での動作と比較することによって分析された。１．０７Ｈｚでの動作の結果が図１２Ａ、図１２Ｂおよび図１２Ｃに示されており、これは、振動するジェット気流６２が下流に広がる渦に沿って周期的な擾乱を発生させることを示している。この連続的な刺激により、個々の渦セグメントが不安定になり破壊されることとなる。

【００４５】

図１３Ａ、図１３Ｂおよび図１３Ｃは、噴出適用開始からさまざまな時間間隔での、渦フィラメントに沿った乱れの波を示す。ここでは、周期的に、全圧力損失が０．５％未満に低減され、これが元の渦の強さの約８５％の低減につながることが示されている。最大の接線速度は、元の乱されていない渦の約５０％にまで周期的に低減される。同様に、最大渦度が約３分の２だけ低減される。実際面では、能動的な制御を用いることによって実現される交差流の実質的な低減を考慮すれば、以下の航空機は揺れのひどい飛行を経験するが、危険なローリング運動を被ることはないだろう。

【００４６】

ここで、図１４Ａ、図１４Ｂ、図１４Ｃ、図１４Ｄおよび図１４Ｅを参照する。これらは、いくつかの違いはあるものの図５Ｂ、図５Ｃおよび図５Ｄに示されるのと同様の方法を例示する連続図である。この場合、ジェットノズル９０は前方区域と後方区域とに分けられており、前方区域および後方区域は各々、ノズル９０の他の組とは異なるパターンで上方向および下方向に移動可能である。

【００４７】

図１４Ａにおいては、ジェット気流部分の前方の組６０ａと、ジェット気流部分の後方の組６０ｂとが示される。これらはともに、図１４Ａに示されるのと同じ位置にある。図１４Ｂに図示のとおり、前方の組６０ａは下方に３０°動き、後方の組６０ｂは上方に３０°動いている。図１４Ｃにおいては、ジェット気流部分の２つの区域６０ａおよび６０ｂはそれらの配向方向が逆になっており、図１４Ｃにおいては水平位置へとさらに移動し、水平位置を通って移動しているが相対する方向にも回転する。図１４Ｄに図示のとおり、これらは、前方のジェット気流部分６０ａが上方に３０°移動し、かつ後方のジェット気流部分６０ｂが下方に３０°移動した位置へと移動している。次いで図１４Ｅに図示のとおり、２つのジェット気流部分６０ａおよび６０ｂは逆方向に移動し、同時に水平位置を通過しているが相対する方向に進んでいる。こうして、このジェット気流の振動により、はさみパターンと称され得るものが形成される。

【００４８】

また、ジェット気流の角度配向は、図５Ａ～図５Ｄに示されるものから角度的にずらされてもよい。中間位置をエーロフォイルの基準面に対して水平（すなわち、平行）にしておくのではなく、中立位置を外方向かつ下方向に３０°傾斜させる。こうして、上方位置へと上方向に移動する場合、ジェット気流は水平になり、下方位置へと回転する場合、ジェット気流は水平から６０°の角度で下方向かつ外方向に傾斜することとなる。この動作

モードでは全く申し分のない結果が得られたことが判明した。

【００４９】

この発明の実施例のうちの少なくともいくつかにおいては、ノズル区域は、エーロフォイルの外端部分においてまたはその近傍において概して前方向から後方向に延在する整列位置に位置決めされる。ジェット気流が放出される領域の長さ寸法は、たとえば、エーロフォイルの外側先端部の端部分における翼弦長の長さの３分の１であってもよく、翼弦長の約４分の１から２分の１のより広い範囲であってもよい。しかしながら、この発明のより広い範囲内では、これは、たとえば翼弦長の６０％、７０％、８０％、９０％もしくは１００％に増大し得るか、または、エーロフォイルの外側先端部における翼弦長の３５％、３０％、２５％、２０％、もしくはおそらくは１５％であり得る。

【００５０】

ノズル部材９０から放出されるジェット気流の速度は、たとえば、約マッハ０．６２であり得る。しかしながら、他のさまざまなファクタに応じて、これは、マッハ０．７、０．８、０．９または場合によってそれ以上の値にまで上昇し得る。また、これは、たとえばマッハ０．６、０．５、０．４、０．３またはそれ以下にまで下がり得る。

【００５１】

前後に動くジェット気流は、当該実施例のより広い範囲内では、異なる角度配向に向けられ、異なる角度配向を通じて前後に動かされ、および／または、渦を形成する空気流の他の位置に向けられてもよい。

【００５２】

ノズル区域５０の渦放出部分５２の一構成においては、複数のノズル部材が整列位置に沿って位置決めされている。当該ノズルの各々は、たとえば、より高い速度が必要とされる場合、単純な変換ノズルまたは先細末広ノズルであってもよい。ノズルの断面は円形または他の好適な形状であってもよい。ノズルの断面の形状は、ノズルの長さに沿って異なっていてもよい（たとえば、円形の断面から、ノズル出口において楕円の断面に変化してもよい）。作動システムの下流におけるノズルおよび分配ダクト構造は、当業者に周知の技術を用いて圧力損失を最小限にするよう設計可能である。しかしながら、これらの実施例のより広い範囲内では、幅寸法よりも長い長さ寸法を有する連続的なスロットの形でより細長いノズル放出部分があってもよい。

【００５３】

一実施例においては、当該システムは、６００，０００ポンドの飛行機のために設計される。一設計においては、算出された設計パラメータは以下のとおりである。ノズル区域の翼弦方向の全長は４３インチであり、均等に間隔があけて配置された１３個の円形の放出オリフィスを備え、当該放出オリフィスは各々、３．２インチの直径を有している。ジェット気流として放出される空気の速度はマッハ０．６２である。

【００５４】

別の設計においては、同じ６００，０００ポンドの飛行機で放出速度がマッハ０．６２である場合、ノズル放出区域の全長は３５インチであり、９つのノズル部材が備わっており、当該ノズル部材は各々、内径が３．９インチである放出オリフィスを有する。

【００５５】

さらに第３の設計においては、飛行機の重量が同じでありジェット放出マッハ数が同じである場合、ノズル放出区域の全長寸法は３７インチであり、１０個のノズル部材が備わっており、当該ノズル部材は各々、内径が３．７インチの放出オリフィスを有する。

【００５６】

図１５Ａ～図２５Ｃは、この発明のさらなる実施例に従った渦消散装置と、結果として得られる予想される流れパターンとを示す。これらの実施例のうちの少なくともいくつかの局面においては、ジェット流を送出して翼先端部の渦を分解または消散させるノズルは、固定された構成を有し得る。したがって、これらのノズルから送出される流れは、たとえばノズルを通じて流れをパルス化させることによって時間とともに変化する質量流量を有し得る。これらの実施例の別の局面においては、これらのノズルから出てくる流れの経

時変化の性質は、上述のノズル位置の空間的な変化と組合されてもよい。ノズルを通る空気流の経時変化の性質が制御され得る態様のさらなる詳細を以下に説明する。
【００５７】
図１５Ａは、渦消散装置１５３０が位置決めされている翼１５１４を有する航空機１５１０を概略的に示す。この実施例の一局面においては、航空機１５１０は高翼構成を有しているが、渦消散装置が搭載されている航空機は、図１に示される構成を含むがこれに限定されない多種多様な他の好適な構成のいずれをも有し得る。これらの実施例のいずれににおいても、翼１５１４または他のエーロフォイルは、対向する上面および下面、翼体接合部における翼付け根、ならびに、機外の翼先端部１５２０を有する。渦消散装置１５３０は、各々の翼１５１４の機外の翼先端部１５２０に、またはその近傍に装着され得る。他の搭載例においては、渦消散装置１５３０は、翼１５１４に加えて、または翼１５１４の代わりに、他のエーロフォイルの先端部に装着されてもよい。このような他のエーロフォイルは、たとえば、後縁装置（たとえば、後縁フラップ１５２２、エルロン、フラッペロンまたは他の展開可能な装置）、前縁装置（たとえば、前縁スラット）、航空機制御面（たとえば、航空機昇降舵および／もしくは水平安定板）、回転翼航空機のブレード、ならびに／または、カナードを含み得る。渦消散装置１５３０の特徴のさらなる詳細を以下に説明する。これらの特徴のうちの多くの大きさ、形状および構成は、渦消散装置１５３０が搭載されている特定の航空機およびエーロフォイルに合わせて調整することができる。したがって、以下の説明および添付の図面に記載された装置および方法のいくつかの局面は、他の実施例において他の構成を有し得る。
【００５８】
図１５Ｂは、図１５Ａに示された翼先端部１５２０および渦消散装置１５３０の拡大された等角図である。翼先端部１５２０が含み得る先端面１５２１は、いくつかの実施例においては平坦であり得、他の実施例においては半円筒形であり得、さらなる実施例においては多次元で複数の軸を中心として湾曲し得る。これらの実施例のいずれにおいても、渦消散装置１５３０は１つ以上のノズル１５９０（説明のために図１５Ｂにおいては１４個が示されている）を含み得る。当該ノズル１５９０は各々、ノズルオリフィス１５９１を有し得る。この実施例の特定の局面においては、ノズルオリフィス１５９１は、先端面１５２１と概ね同一平面となるよう位置決めされる。他の実施例においては、ノズルオリフィス１５９１は他の構成を有し得る（たとえば、先端面１５２１からわずかに窪んでいてもよい）。ノズルオリフィス１５９１は、ノズル１５９０が使用されていない場合、図５Ａに関連して上述されたのと概ね同様の態様で可動ドアの後方に配置され得る。説明のために、このようなカバーは図１５Ｂには図示されない。ノズルオリフィス１５９１は、特定のパターン、たとえば（図１５Ｂにおいて、第１の、たとえば上方の、列１５９４ａおよび第２の、たとえば下方の、列１５９４ｂとして示される）複数の列１５９４に配置され得る。ノズル１５９０を介して方向付けられる空気または別の気体の流れは、図１６Ａ～図２２に関連してさらに以下に記載されるとおり、翼先端部１５２０から出てくる渦の消散を促進するよう時間依存的な態様で制御しかつ変えることができる。
【００５９】
図１６Ａおよび図１６Ｂは、図１５Ａ～図１５Ｂに示される簡略化されたタイプの翼１５１４のコンピュータによる流体力学（ＣＦＤ）シミュレーションの結果を示す。ＣＦＤシミュレーションを簡略化するために、航空機１５１０（図１５Ａ）の胴体は省かれており、１つの翼１５１４が、垂直な壁に装着されているかのように分析された。説明のために、翼１５１４はともに、垂直な壁に対応する対称面を中心にして反射しているように示されている。この単純化は、翼先端部の渦のシミュレーションに対して有意な影響を及ぼすものとは考えられていない。図示されるシミュレーション結果は、０．２５の自由流マッハ数および８°の迎え角に対応する。
【００６０】
図１６Ａは、渦消散装置１５３０が非作動状態である場合、すなわち、流体流れがノズル１５９０（図１５Ｂ）を通じて能動的に外方向に向けられない場合に結果として生じる

流れ場に対応する流れの線１５９２ａを示す。流れの線１５９２ａは、最初に翼先端部１５２０に位置決めされる粒子の流れを表わす。図１６Ａに図示のとおり、流れ場は、芯軸を中心としてしっかりと巻かれ、翼先端部１５２０から下流に向かってしっかりと巻かれた螺旋へと進む流れの線１５９２ａによって示される比較的強い翼先端部の渦を含む。

【００６１】

図１６Ｂは、加圧空気がノズル１５９０（図１５Ｂ）を介して供給される場合に予想される流れに対応する流れの線１５９２ｂを示す。図１６Ｂにおいては、流れは、約１０Ｈｚの周波数ですべてのノズル１５９０を介して同時にパルス化される。この実施例の一局面においては、パルス化された流れは、約０．０５秒のパルス幅と約０．０５秒のパルス間隔とを有する方形波関数に従って与えられる。他の実施例においては、流れがパルス化される態様は、以下により詳細に記載されるとおり異なっていてもよい。図１６Ｂから明らかであるように、ノズルを介した空気流のパルス化により、翼先端部１５２０から出てくる渦が擾乱されることが予想される。上述のとおり、このような擾乱が、後に続く航空機に対する渦の潜在的に有害な影響を低減させ得ることが予想される。

【００６２】

図１７Ａおよび図１７Ｂは、図１６Ａおよび図１６Ｂにそれぞれ関連して上述される同じ流れ場条件でシミュレートされた交差流速度輪郭を示す。特に、図１７Ａは、渦消散装置１５３０が非作動状態である間に翼先端部１５２０の後部におけるいくつかのステーション位置で得られた渦芯１５９５ａおよび交差流輪郭１５９３ａを示す。渦芯１５９５ａおよび強い交差流勾配は、翼先端部１５２０の下流でかなりの距離にわたって持続する。

【００６３】

図１７Ｂは、図１６Ｂに関連して上述されたとおり、流れが１０Ｈｚでノズル１５９０を介してパルス化される条件についての渦芯１５９５ｂと対応する交差流輪郭１５９３ｂとを示す。この場合、渦の流れは著しく擾乱され、比較的早く（たとえば、翼先端部１５２０の後部におけるわずかな距離で）分解する。これらの予測される結果により、ノズル１５９０を介する流れのパルス化が翼先端部の渦を著しく擾乱し得るおよび／または消散させ得ることがさらに予想される。

【００６４】

図１８Ａおよび図１８Ｂは、翼先端部１５２０の後部におけるステーション位置における、図１６Ａおよび図１６Ｂに関連して上述された同じ流れ場条件でシミュレートされた全圧力レベルを示す。図１８Ａは、線１５９６ａで表わされる擾乱されていない渦についてのシミュレートされた全圧力レベルを示す。図１８Ａはまた、（線１５９６ｂ１～１５９６ｂ６で表わされる）約１０Ｈｚの周波数でのノズルを介する流体パルスの起動後に連続的な０．１秒の時間間隔で擾乱された渦についての全圧力レベルを示す。したがって、図１８Ａは、予想される全圧力レベルが、線１５９６ａで示される元の擾乱されていない渦よりもはるかに速く自由流の全圧力条件（たとえば、約１．０の全圧力比）に近づくことを示している。

【００６５】

図１８Ｂは、翼先端部１５２０の後方における特定の垂直なステーションでのシミュレートされた全圧力レベルを示す。実線１５９６ａは、擾乱されていない渦の全圧力レベルを表わす。破線１５９６ｂ６は、約１０Ｈｚの周波数でのノズルを介する流体パルスの起動後の０．６秒の全圧力レベルを表わす。したがって、図１８Ｂはさらに、渦が消散し、全圧力レベルが自由流条件に関連付けられるものに接近する速さ（０．６秒）を示す。

【００６６】

他の実施例においては、ノズルを通る流れは、上述の１０Ｈｚパルス以外の態様で変化しつつも有意な渦の消散を達成し得る。たとえば、図１９は、ノズルを通る流れが（１０Ｈｚではなく）１Ｈｚでパルス化された場合の予想される結果を示しており、ここではパルス幅およびパルス間隔は０．５秒である。図１９は、渦芯１９９５および交差流輪郭１９９３を示す。図１９に示される渦芯１９９５を図１７Ａに示される渦芯１５９５ｂと比較することにより、翼先端部１５２０から出てくる渦流れを消散させる比較的低い周波数

パルスの有意な能力が示される。図１９に示される交差流輪郭１９９３と図１７Ａに示される交差流輪郭１５９３とを比較することにより、さらに、この予想される結果が実証される。

【００６７】

少なくともいくつかの実施例において、高周波数パルスおよび低周波数パルスが異なる態様で翼先端部の渦に影響を及ぼし得ることが予想される。たとえば、高周波数パルスが、翼先端部１５２０におけるかまたはその直近くにおける翼先端部の渦を乱す、分解する、および／または崩壊させせる傾向があり得ることが予想される。逆に、より低い周波数パルスが翼先端部における流れに乱れをもたらし、これらの乱れがより長期間にわたって発達し得るが、最終的には渦の崩壊および／または分解をもたらし得ることが予想される。特定の例においては、図１７Ｂと図１９とを比較することにより、渦が翼先端部１５２０により近接して、かつ比較的高い周波数パルス（図１７Ｂ）に晒された場合には安定した態様で分解し得ることが示される。この渦は、より長い期間（従って、より長い距離）にわたって、低周波数パルス（図１９）に晒された場合には不安定に分解する可能性がある。いずれの構成においても、パルスが、翼先端部の渦の影響を消散させ、乱し、分解しおよび／または低減させることが予想される。

【００６８】

いずれかの所与のノズルを通る流れの量を変化させることに加えて、いずれかの時点で空気流が供給される特定のノズルオリフィスの位置を変化させ得る。たとえば、図１９に関連して上述されたシミュレーションにおいては、流れは、交互に第１の列１５９４ａと第２の列１５９４ｂとに供給された（図１５Ｂ）。したがって、第１の列１５９４ａにおけるノズル１５９０は1Ｈｚでパルス化され、この場合、０．５秒のパルス幅および０．５秒のパルス間隔であった。第２の列１５９４ｂにおけるノズル１５９０はまた1Ｈｚでパルス化され、この場合、０．５秒のパルス幅であり、第１の列１５９４ａによって与えられるパルスに対して０．５秒ずつずらされた態様のパルス間隔であった。言い換えれば、流れパルスが第１の列１５９４ａにおけるノズル１５９０に与えられた場合、第２の列１５９４ｂにおけるノズル１５９０は非作動状態になり、逆の場合も同様であった。少なくともいくつかの場合には、流れを第１の列１５９４ａと第２の列１５９４ｂとに交互に供給することで翼先端部の渦をより効果的に乱すことができると考えられる。

【００６９】

図２０Ａ～図２０Ｄは、異なるノズルが別々のときに空気流を供給する他の実施例に従った代表的な構成を示す。図２０Ａは、開いたノズル２０９８ａと閉じたノズル２０９７ａとが「チェッカー盤」パターンとなっているノズル１５９１を示す。図２０Ｂは、閉じたノズル２０９７ｂが開いたノズル２０９８ｂの前方に配置された別の構成を示す。いずれの実施例の一局面においても、開いたノズル２０９８ｂおよび閉じたノズル２０９７ｂは、翼先端部の渦を崩壊させるよう交互に構成されてもよい。他の実施例においては、いくつかのノズル（たとえば後方のノズル）を開いておくことがいくつかの飛行条件で特に有益であり得、他のノズル（たとえば、前方のノズル）を開いておくことが他の飛行条件で特に有益であり得ることが明らかにされ得る。したがって、開いたノズルおよび閉じたノズルの選択は、航空機の飛行状況に応じた態様でなされてもよい。他の実施例においては、ノズルは、さまざまな態様で開いた状態と閉じた状態とが交互になっていてもよい。これらの実施例のいずれにおいても、流れは、ノズルが作動状態から非作動状態に切換わる経時変化の態様に重ね合わされる経時変化の態様でノズル１５９１を介してパルス化され得る。したがって、作動状態のノズルまたは開いたノズルを介して流れがパルス化される周波数は、ノズルが作動状態と非作動状態とで交互にされている周波数と同じであるか、それよりも高いかまたはそれよりも低い可能性がある。

【００７０】

図２０Ｃおよび図２０Ｄは、翼先端部１５２０におけるノズル流の進行する「波」をもたらすようノズルを通る流れを変化させる態様を示す。たとえば、図２０Ｃは、時間T_0における、後方に位置決めされた２つの作動状態のノズル２０９８ｃと、前方に位置決め

された残りの非作動状態のノズル２０９７ｃとを示す。（図２０Ｄに示される）T_1においては、作動状態のノズル２０９８ｄは、図２０Ｃに示される構成から一列前方に移動しており、非作動状態のノズル２０９７ｄは、ここでは作動状態のノズル２０９８ｄの前方と後方とに位置決めされている。作動状態のノズル２０９８ｄの位置は、最前列のノズルが開くまで同様の態様で連続的に前方に移動し続け得る。この時点で、作動状態のノズルの「波」は最後列のノズルから再開し得るか、または波が反転して後方向に進行し得る。

【００７１】

ノズルの数、ノズルの位置、ノズルを通るパルスのタイミングおよび／または他のさまざまなファクタがさまざまな構成で選択および／または変更され得ることが認識されるだろう。これらのパラメータの選択を推進するファクタは、ノズルが搭載されている航空機の種類（たとえば、固定翼または回転翼航空機）、航空機が飛行している特定の飛行条件、システムが搭載されているエーロフォイルの形状および構成、ならびに／または、先端部の渦の減衰率が加速される所望の度合いを含み得る（が、これらに限定されない）。

【００７２】

図２１Ａ～図２１Ｄは、所与のいずれかのノズルを通る流れが被り得る変化に従った代表的なパルスプロファイルを示す。たとえば、図２１Ａは、ステップ関数を有するパルスプロファイル２１９９ａを示す。各ステップの幅（たとえば、流れがノズルを通過している期間）、および、相補的なパルス間隔（たとえば、流れが所与のいずれかのノズルを流れていない期間）は、特定の結果をもたらすよう選択された態様で変化し得る。たとえば、図２１Ａに示される実施例においては、パルス幅およびパルス間隔は同じであるが、他の実施例においては、パルス幅およびパルス間隔は異なっていてもよい。

【００７３】

図２１Ｂは、流れの段階的増大と、その後の流れの漸進的低減と、その後に、流量が０にまで低減した後の即時の段階的増大とを有するパルスプロファイル２１９９ｂを示す。図２１Ｃは、流量の増加が漸進的であり、その低下がステップ関数であるパルスプロファイル２１９９ｃを示す。図２１Ｃにも図示のとおり、パルスプロファイル２１９９ｃは、対応するノズルを通って流れが排出されていないパルス間隔を含み得る。図２１Ｄは、正弦波状に変化するパルス流量を有するパルスプロファイル２１９９ｄを示す。

【００７４】

図１５Ａ～図２１Ｄに示される構成および関連する説明により、エーロフォイル装置の先端部に生ずる渦の流れを乱すのに用いることのできる構成の典型例が提供される。これらの先端領域から流れが排出される位置および／または態様は、この発明のさらなる実施例に従った他の態様で選択および／または変更されてもよい。

【００７５】

図２２は、この発明の実施例に従って構成された渦消散装置２２３０の構成を示す。渦消散装置２２３０は、図１５Ａに関連して上述されるのと概ね同様の態様で配置されたノズル１５９０およびオリフィス１５９１を含み得る。他の実施例においては、ノズルの配置および／または構成は異なっていてもよい。これらの実施例のいずれにおいても、渦消散装置２２３０は、ノズル１５９０のいずれかを通る流れを選択的に方向付けるかまたは妨げるバルブ装置２２３１を含み得る。この実施例の特定の局面においては、バルブ装置２２３１は、圧力の変化を用いて対応するオリフィスを開いたり閉じたりする流体装置であり得る。圧力の変化は、対応する流体式または空気圧式制御バルブ構成によってもたらすことができ、ノズルを開くかまたは閉じるためにノズル自体に可動部を備える必要はない。好適な装置が、ニュージャージー州（New Jersey）のモリスタウンシップ（Morris Township）にあるハニーウェル社（Honeywell, Inc.）から入手可能である。他の実施例においては、他の好適な流体式、機械式および／または電気機械式バルブがバルブ装置２２３１に組込まれてもよい。

【００７６】

上述の実施例のいずれにおいても、ノズル１５９０を通って排出される比較的高圧の空気が高圧空気源２２３２によって供給され得る。高圧空気源２２３２は、航空機エンジン

のうちの１つのコンプレッサ段（たとえば、主要なエンジンまたは補助出力ユニット）を含み得る。他の実施例においては、ノズル１５９０に供給される空気は、別個の源、たとえば電気的に駆動されるコンプレッサによって加圧されてもよい。

【００７７】

上述の実施例のいずれにおいても、渦消散装置２２３０はさらにコントローラ２２３３含み得る。当該コントローラ２２３３はバルブ装置２２３１と作動的に結合されており、各ノズル１５９０への流れをいつどのように調整するかをバルブ装置２２３１に指示する信号をバルブ装置２２３１に導くよう構成され得る。特定の実施例においては、コントローラ２２３３はコンピュータシステムを含み得る。したがって、コントローラ２２３３によって与えられる指示の多くは、プログラム可能なコンピュータによって実行されるルーチンを含むコンピュータ実行可能な命令の形を取り得る。この明細書中で概して用いられる「コンピュータ」という語は、いかなるデータプロセッサをも指し、マルチプロセッサシステム、プロセッサベースのもしくはプログラム可能な家庭用電子機器、ネットワークコンピュータ、ミニコンピュータ、携帯型装置などを含み得る。プログラムモジュールまたはサブルーチンは、ローカルでリモートの記憶装置に配置されてもよく、磁気または光学読取式または取外し可能なコンピュータディスクを含むコンピュータ読取可能媒体に記憶または分散されてもよく、さらには、ネットワークを介して電子的に分散されてもよい。したがって、コントローラ２２３３は、特に、場合によってはオペレータによって調整され得る予め設定された態様で流れがノズル１５９０を介して供給される態様を変更するようプログラム可能である。コントローラ２２３３は、対応する航空機が飛行している特定の飛行状況に依存する態様でノズルを介して供給される流れの特徴を自動的に変更するように他の航空機システムに結合されてもよい。たとえば、流れの特徴は、航空機が高速巡航条件または低速進入もしくは離陸条件であるかどうかに応じて自動的に変更されてもよい。ノズル１５９０が動くよう構成されると、コントローラ２２３３はまた、ノズル１５９０の動きを指示するよう構成され得る。

【００７８】

図２３は翼２３１４の部分概略図であり、この発明のいくつかの付加的な実施例に従ったいくつかのさまざまな渦消散装置２３３０ａ～ｃ（渦消散装置２３３０と総称される）を示す。説明のために、これらの装置は単一の翼２３１４上に示される。さらなる実施例に従った翼は、図示される渦消散装置２３３０のさまざまな組合せまたは図示される装置２３３０のうちのいずれかを単独で含み得る。これらの装置２３３０はいずれも、経時変化するジェットパルスを送出する固定された幾何学的オリフィス、または、安定したジェット流を送出する空間的に可動のオリフィス、または、ともに空間的に可動でありかつ経時変化するジェットパルスを送出するオリフィスを有し得る。

【００７９】

翼２３１４は、翼先端部渦消散装置２３３０ａを有する翼先端部２３２０を含み得る。翼先端部渦消散装置２３３０ａは、上述のいずれにも概ね類似した構成を有し得る。翼２３１４はまたウイングレット２３２３を含み得る。当該ウイングレット２３２３は、（随意には）ウィングレット先端部渦消散装置２３３０ｂを備えたウィングレット先端部２３２５を含み得る。いくつかの実施例においては、ウイングレット２３２３の大きさによって、当該ウイングレット２３２３にウイングレット先端部渦消散装置２３３０ｂが装備されているかどうかが判断され得る。一般に、ウイングレット２３２３が大きければ大きいほど、ウイングレット先端部渦消散装置２３３０ｂからの潜在的な利点が大きくなる。

【００８０】

翼２３１４はまた、後縁装置先端部２３２４を有する後縁装置２３２２（たとえば、フラップ）を含み得る。後縁装置先端部２３２４には、後縁装置先端部渦消散装置２３３０ｃが装備されてもよい。また、後縁装置２３２２が大きければ大きいほど、後縁装置先端部渦消散装置２３３０ｃからの予想される利点が大きくなる。

【００８１】

図２４Ａ～図２４Ｆは、エーロフォイルオリフィスを通る空気（または別の流体）を排

出し、さらに流体を当該オリフィスに引込む渦消散装置を概略的に示す。（しばしば、ゼロの正味質量流量パルスと称される）順方向流れのパルスおよび逆方向流れのパルスのこの構成は、エーロフォイル先端部の渦の影響を消散させる、乱す、分解する、および／または低減させせることが予想される。これらのパルスによってもたらされる影響の大きさが上述の一方向のパルスによってもたらされる影響の大きさに少なくとも概ね類似していることがさらに予想される。

【００８２】

図２４Ａから始めて、この発明の実施例に従って構成された渦消散装置２４３０ａは、たとえば、図５Ｂ、図１５Ｂまたは図２０Ａ～図２０Ｄのいずれかに示されるのと概ね同様の態様でエーロフォイルの先端面にまたはその近傍に位置決めされるオリフィス２４９１を含み得る。オリフィス２４９１は、空気が通る流路２４９０（たとえば、ノズル）と流体連通する。アクチュエータ２４６０ａは、オリフィス２４９１を通じて空気を出入りさせるようオリフィス２４９１に作動的に結合される。図２４Ａに示される実施例においては、アクチュエータ２４６０ａは、ドライバ２４６１ａに結合されるピストンシャフト２４６２によって担持されるピストン２４６３を含み得る。ピストン２４６３はオリフィス２４９１と流体連通する面を有する。したがって、ドライバ２４６１ａがピストン２４６３を（矢印Ａで示されるように）前後に動かすと、エーロフォイルに隣接する領域からの外部空気が矢印Ｂで示されるように交互にオリフィス２４９１に引込まれたりそこから押出されたりする。ドライバ２４６１ａは、いかなる好適な装置、たとえば電磁式装置、液圧式装置、または空気圧式装置、をも含み得る。

【００８３】

コントローラ２４３３はアクチュエータ２４６０ａに結合されてその動作を指示し得る。特定の実施例においては、コントローラ２４３３は、約１Ｈｚ～約１０Ｈｚの範囲の周波数でドライバ２４６１ａを作動させるようプログラムされ得る。他の実施例においては、ドライバ２４６１ａは、装置２４３０ａが搭載されているエーロフォイルの特定の幾何学的配置および／またはエーロフォイルが動作する飛行状況を含み得るファクタに応じて、他の周波数で作動させることもできる。

【００８４】

図２４Ａは、説明の目的で単一のオリフィス２４９１を概略的に示す。装置２４３０ａが、図５Ａ～図２３に関連して上述されるものを含むがこれらに限定されないさまざまな態様のいずれかで配置された複数のオリフィスを含み得ることが理解されるだろう。複数のオリフィス２４９１が配置および制御される態様はまた、エーロフォイル先端部の渦に所望の影響を及ぼすよう選択され得る。たとえば、単一のドライバ２４６１ａは、同時に同じ態様で複数のオリフィス２４９１における流れを生じさせるよう複数のピストンシャフト２４６２に結合されてもよい。他の実施例においては、各オリフィス２４９１は専用のドライバ２４６１ａを有し得る。したがって、各オリフィス２４９１を通って出入りする流れは独立して制御可能である。

【００８５】

装置２４３０ａのさらなる特定の局面はまた、オリフィス２４９１における所望の流れ特徴と、これにより先端部の渦に対する所望の影響とをもたらすよう選択されてもよい。たとえば、オリフィス２４９１から出入りする空気の質量流量は、オリフィス２４９１の大きさおよび／またはピストン２４６３のストロークによって制御可能である。空気の速度は、空気がオリフィス２４９１を通って進むとき、流路２４９０の断面の流れ面積に対するピストン２４６３の速度および／またはオリフィス２４９１の大きさによって制御され得る。たとえば、オリフィス２４９１の流れ面積は、オリフィス２４９１を通る空気の速度を上げるよう流路２４９０の断面の流れ面積よりも小さく作られてもよい。このような構成の代表例が図２４Ｂに関連して以下に説明される。

【００８６】

図２４Ｂは、この発明の別の実施例に従って構成された渦消散装置２４３０ｂを示す。図示される実施例においては、オリフィス２４９１は、流路２４９０よりも小さな流れ面

積を有する。したがって、流れは、オリフィス２４９１を通って加速される傾向がある。この配置は、オリフィス２４９１における速度の上昇が先端部の渦に所望の影響をもたらすことが予想される場合に用いることができる。装置２４３０ｂはまたアクチュエータ２４６０ｂを含み得、当該アクチュエータ２４６０ｂはドライバ２４６１ｂに結合されるダイヤフラム２４６４を含み得る。ダイヤフラム２４６４は、上述の周波数で駆動可能であり、かつ、オリフィス２４９１を通る所望の質量流量の空気を移動させるのに十分な量だけ偏向する、柔軟かつ弾力的である好適な材料を含み得る。ドライバ２４６１ｂは、いかなる好適な装置、たとえば線形の電磁式、液圧式または空気圧式装置、をも含み得る。

【００８７】

図２４Ｃは、この発明の別の実施例に従って構成されたアクチュエータ２４６０ｃに結合されたダイヤフラム２４６４を含む別の装置２４３０ｃを示す。この実施例においては、アクチュエータ２４６０ｃは、音響スピーカの構成と概ね同様に構成されてもよい。したがって、ダイヤフラム２４６４は、磁石２４６５（たとえば、１つ以上の環状に配置された磁石セグメント）近傍に浮遊しているコイル２４６６に接続され得る。動作時に、コイル２４６６は、その内部にコイル２４６６が位置決めされている電磁場を変えることによって、矢印Ａで示されるように前後に駆動される。他の実施例においては、ダイヤフラム２４６４は圧電的に動作可能である。

【００８８】

図２４Ｄは、この発明のさらに別の実施例に従って構成される装置２４３０ｄを示す。図示される実施例においては、空気は、回転可能なベーン２４６６に接続されたドライバ２４６１ｄを含むアクチュエータ２４６０ｄにより、オリフィス２４９１を通じて前後に送られる。ドライバ２１６１ｄは、矢印Ａで示されるようにベーン２４６６を回転可能に揺動させてオリフィス２４９１から空気を出入りさせるよう構成される。図２４Ｄに示される実施例の一局面においては、ベーン２４６６全体は、単一のオリフィス２４９１に結合された単一の流路２４９０内に収容可能である。他の実施例においては、流路２４９０は、（第１のオリフィス２４９１ａおよび第２のオリフィス２４９１ｂとして示される）２つのオリフィスを備えるよう、破線で示されるとおりに分割されてもよい。この構成においては、空気のパルスは第１のオリフィス２４９１ａに入って行き、第２のオリフィス２４９１ｂから出て行くが、逆の場合も同様である。

【００８９】

図２４Ｅは、この発明の別の実施例に従った、互いに流体連通している複数のオリフィスを有する装置２４３０ｅを示す。当該装置２４３０ｅは、連通チャネル２４６６を介して結合された２つのオリフィス２４９１（第１のオリフィス２４９１ｃおよび第２のオリフィス２４９１ｄとして示される）を含み得る。アクチュエータ２４６０ｅは２つのオリフィス２４９１ｃと２４９１ｄとの間に作動的に結合されて、これらと流体連通するようにされる。たとえば、アクチュエータ２４６０ｅは、ドライバ２４６１ｅに結合されたピストン２４６３を含み得る。ピストン２４６３は、第１のオリフィス２４９１ｃの方に移動すると、第１のオリフィス２４９１ｃから空気を排出し、第２のオリフィス２４９１ｄに空気を引込む。ピストン２４６３は、第１のオリフィス２４９１ｃから遠ざかると、第１のオリフィス２４９１ｃに空気を引込み、第２のオリフィス２４９１ｄから空気を排出する。２つのオリフィス２４９１ｃ、２４９１ｄは互いに隣接しているかまたは互いから離れていてもよい。さらなる実施例においては、複数のオリフィス２４９１は連通チャネル２４６６のネットワークと接続されてもよく、好適に位置決めされたバルブを用いて、交互に動作するようオリフィスのさまざまな対（または他の組合せ）のいずれかを選択することもできる。

【００９０】

図２４Ｆは、この発明のさらに別の実施例に従った、互いに流体連通する複数のオリフィスを有する装置２４３０ｆを示す。当該装置２４３０ｆは、連通チャネル２４６６を介してともに結合された第１のオリフィス２４９１ｃおよび第２のオリフィス２４９１ｄを含み得る。アクチュエータ２４６０ｆは２つのオリフィス２４９１ｃと２４９１ｄとの間

に作動的に結合されて、これらと流体連通するようにされる。この実施例においては、アクチュエータ２４６０ｆは、ドライバ２４６１ｆに結合されたベーン２４６６を含み得る。ベーン２４６６は、（矢印Ａで示されるように）第１のオリフィス２４９１ｃに向かって回転すると、第１のオリフィス２４９１ｃから空気を排出し、第２のオリフィス２４９１ｄに空気を引込む。ベーン２４６６は、回転して第１のオリフィス２４９１ｃから遠ざかると、第１のオリフィス２４９１ｃに空気を引込み、第２のオリフィス２４９１ｄから空気を排出する。図２４Ｅに関連して上述されたとおり、２つのオリフィス２４９１ｃ、２４９１ｄは互いに隣接しているかもしくは互いから離れていてもよく、および／または、複数のオリフィスもしくはオリフィスの対がネットワーク接続されてもよい。

【００９１】

さらなる実施例においては、空気は、他の実施例に従った対応するオリフィスから出入りさせることができる。これらの実施例のうちのいずれにおいても、所与のパルスサイクルの１つの位相中にオリフィスから出される空気の量は、当該サイクルの次の位相中にオリフィスに入ってくる空気の量に概ね等しい。図２５Ａ～図２５Ｃは、この結果をもたらす代表的なパルスプロファイル２４９９ａ～２４９９ｃをそれぞれ示す。たとえば、図２５Ａに示されるパルスプロファイル２４９９ａは概ね正方形であってもよく、水平軸の上方のパルスについての（質量流量に比例している）統合された面積は、水平軸の下方におけるパルスについての統合された面積に概ね等しくなる。

【００９２】

図２５Ｂに示されるパルスプロファイル２４９９ｂは正弦波状に変化するパルスのパターンを示し、図２５Ｃに示されるパルスプロファイル２４９９ｃは、各パルスの始まり部分にわたって送られる質量流量がパルスの終わり部分にわたって送られる質量流量よりも大きくなっている構成を示す。他の実施例においては、パルスプロファイルは、特定の設置例に応じて多種多様な形状のいずれであってもよい。

【００９３】

図２４Ａ～図２５Ｃに関連して上述された以上の実施例のいずれにおいても、パルスのゼロの正味質量流量構成はいくつかの利点をもたらし得る。たとえば、この構成では、パルスを発生させるのに加圧空気の別個の源は必要ではない。結果として、当該システムは、エンジンがもたらすブリードエアまたは加圧空気を必要としない。したがって、この構成は、エンジン効率に対する渦消散システムの影響を減じることができる。さらに、この構成は、全体的なシステムの重量および複雑さを低減させることができる。特に、当該システムは、エンジン（または別のコンプレッサ）からエーロフォイル先端部に加圧空気を送出するためのダクト構造を必要としない。逆に、場合によっては、他の構成の局面がまた特定の利点を有し得る。たとえば、図２２に関連して上述されるバルブ構成は、場合によっては、図２４Ａに関連して上述される複数のアクチュエータよりも軽量であるかもしれない。したがって、適切な渦消散装置が、当面の特定の航空機設計要件に基づいて選択され得る。

【００９４】

以上のことから、この発明の特定の実施例を説明の目的でこの明細書中に説明してきたが、この発明から逸脱することなくさまざまな変形が可能であることが認識されるだろう。たとえば、特定の実施例の文脈に記載されるこの発明の局面は他の実施例においては組合されるかまたは省かれてもよい。特定の例においては、上述のノズル流の経時変化特徴は、上述されたノズルの空間的に変化する特徴と組合されてもよい。特定の実施例においては、空間的に固定された位置を有するがパルス化されたジェット流を送出するノズルが翼先端部に設けられてもよく、逆の特徴（空間的に可動であるが安定したジェット流）を有するノズルがフラップまたは他の高揚力装置の先端に設けられてもよい。他の実施例においては、固定されたノズルおよび可動ノズルの位置は逆にされてもよい。ノズルを介してパルス化される流れは、さまざまな実施例において、１Ｈｚ未満の周波数、１０Ｈｚよりも高い周波数、または１～１０Ｈｚの周波数でパルス化されてもよい。

【００９５】

上述のノズルはいずれも、図に示され関連する文脈に記載されるものとは異なる特徴を有し得る。たとえば、図に示されるノズルが有する出口の形状は断面がほぼ円形であってもよいが、他の実施例においては、ノズルの出口（および／またはノズルの他の領域）は断面が非円形であってもよい。複数のノズルを（たとえばスロットの形で）組合せて個々のノズルの全体数を減らすことができるが、他の実施例においては、個々のノズルの数を図に示される数よりも増やすこともできる。ノズルは、図に示され上述されたものとは異なる形状および構成であってもよく、図に示され上述されるものとは異なる構成を有する航空機に搭載されてもよい。多くの場合、ノズルはエーロフォイルの先端部からの空気を方向付けるよう構成され、場合によっては、当該ノズルは他の気体または他の流体を方向付けることもできる。この発明のいくつかの実施例に関連付けられた利点をそれらの実施例の文脈において説明してきたが、他の実施例もこのような利点を示す可能性があり、すべての実施例がこの発明の範囲内に収まるこのような利点を必ずしも示す必要はない。したがって、この発明は、添付の特許請求の範囲による以外、限定されない。

また、本発明は以下に記載する態様を含む。

（態様１）

航空機システムであって、

第１および第２の対向する流れ面と先端部とを有するエーロフォイルと、

前記エーロフォイルによって担持される渦消散装置とを含み、前記渦消散装置は、

流体を前記先端部から外に方向付けるよう位置決めされた流体流れオリフィスと、

前記流体流れオリフィスに作動的に結合されたアクチュエータとを含み、前記アクチュエータは、流れが前記先端部から外に方向付けられる態様を変えるよう位置決めされ、前記渦消散装置はさらに、

前記アクチュエータの動作を指示するよう前記アクチュエータに作動的に結合されたコントローラを含む、航空機システム。

（態様２）

前記オリフィスは流体流れ導管によって担持され、前記アクチュエータは、前記流体流れ導管に作動的に結合され、前記先端部に対して前記流体流れ導管および前記オリフィスを動かすよう位置決めされる、態様１に記載のシステム。

（態様３）

前記オリフィスは加圧された流体の源に結合可能であり、前記アクチュエータは、前記オリフィスを通る加圧された流体の流れを選択的に制御するよう位置決めされたバルブを含む、態様１に記載のシステム。

（態様４）

前記アクチュエータは、前記オリフィスと流体連通し、かつ前記オリフィスを通って相対する方向に前後に流体を生じさせるよう位置決めされた面を含む、態様１に記載のシステム。

（態様５）

前記コントローラは、前記オリフィスを通じて流れのパルスを送出するよう前記アクチュエータに指示するようプログラムされる、態様１に記載のシステム。

（態様６）

前記コントローラは、約１Ｈｚ～約１０Ｈｚの周波数で前記オリフィスを通じて流れのパルスを送出するようバルブ装置に指示するようプログラムされる、態様５に記載のシステム。

（態様７）

前記流体流れオリフィスは、前記オリフィスが上方に向けられた第１の位置と、前記オリフィスが下方に向けられた第２の位置との間で、前記エーロフォイルに対して移動可能である、態様１に記載のシステム。

（態様８）

前記オリフィスは第１のオリフィスを含み、翼は、先端部を有する展開可能な高揚力装置を含み、前記渦消散装置は、流体の流れを前記高揚力装置の前記先端部から外に方向付

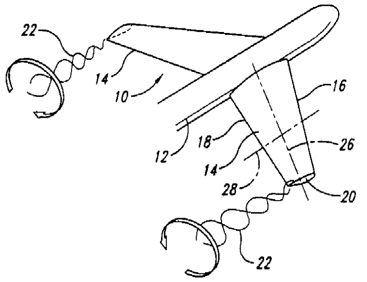
けるよう前記高揚力装置の前記先端部に位置決めされた第２のオリフィスを含み、第２の流体流れオリフィスは加圧された流体の源に結合可能である、態様１に記載のシステム。
（態様９）
　前記第１および第２の流体流れオリフィスの一方は飛行中に前記エーロフォイルに対して移動可能であり、前記第１および第２の流体流れオリフィスの他方は飛行中に前記エーロフォイルに対して固定される、態様８に記載のシステム。
（態様１０）
　前記流体流れオリフィスは複数の流体流れオリフィスのうちの１つであり、各々は、流体の流れを前記先端部から外に方向付けるよう位置決めされ、各々は加圧された流体の源に結合可能であり、前記システムはさらに、前記複数の流体流れオリフィスと結合されて流体連通するバルブ装置を含む、態様１に記載のシステム。
（態様１１）
　前記オリフィスは、前記エーロフォイルの第１の流れ面の方に位置決めされた第１の列と、前記エーロフォイルの第２の流れ面の方に位置決めされた第２の列とを含む少なくとも２つの列に配置される、態様１０に記載のシステム。
（態様１２）
　エーロフォイルシステムを作動させるための方法であって、
　空気中にエーロフォイルを通らせつつ前記エーロフォイルで揚力を発生させることによって翼先端部の渦を発生させるステップと、
　複数の流体パルスを前記エーロフォイルの先端部から外に方向付けることによって、前記渦を少なくとも部分的に消散させるステップとを含む、方法。
（態様１３）
　複数の流体パルスを方向付けるステップは、前記流体パルスが通過する出口オリフィスと流体連通するバルブ装置に結合されたコンピュータ読取可能媒体によって実行される、態様１２に記載の方法。
（態様１４）
　複数の流体パルスを方向付けるステップは、約１Ｈｚ～約１０Ｈｚの周波数で複数の流体パルスを方向付けるステップを含む、態様１２に記載の方法。
（態様１５）
　前記流体パルスはノズルを通り、前記方法はさらに、前記ノズルを上方向および下方向に動かして、前記ノズルが上方向に向けられている間、前記流体パルスのいくらかを方向付け、前記ノズルが下方向に向けられている間、他の流体パルスを方向付けるステップを含む、態様１２に記載の方法。
（態様１６）
　複数の流体パルスを方向付けるステップは、第１の列および第２の列に配置された複数のオリフィスを通じて複数の流体パルスを方向付けるステップを含み、前記方法はさらに、前記第１の列におけるノズルのオリフィスを作動状態にする一方で前記第２の列におけるノズルのオリフィスを非作動状態にするステップと、前記第２の列におけるノズルのオリフィスを作動状態にする一方で前記第１の列におけるノズルのオリフィスを非作動状態にするステップとを含む、態様１２に記載の方法。
【図面の簡単な説明】
【００９６】
【図１】各々の翼先端部の位置において渦を放出する飛行機を示す等角図である。
【図２】結果として渦を形成する流れパターンを示す、エーロフォイルの断面を示す等角図である。
【図３】生成された渦の流れパターンと、他の航空機に対するこれらの影響とを概略的に示すいくらか概略的な等角図である。
【図４】典型的な渦を示す断面図である。
【図５Ａ】この発明の最初の実施例のジェット気流パターンを示す連続図である。
【図５Ｂ】この発明の最初の実施例のジェット気流パターンを示す連続図である。

【図５Ｃ】この発明の最初の実施例のジェット気流パターンを示す連続図である。
【図５Ｄ】この発明の最初の実施例のジェット気流パターンを示す連続図である。
【図６】この発明の実施例のノズル区域を示すいくらか概略的な等角図である。
【図７】図６の線７－７に沿った断面図である。
【図８】図６のノズル区域を示す端面図である。
【図９Ａ】ジェット気流の方向の周期的な動きの周波数が１０．７Ｈｚである渦放出機器の非作動時と作動時とにおける、適所にある翼先端部から放出される渦を示す図である。
【図９Ｂ】ジェット気流の方向の周期的な動きの周波数が１０．７Ｈｚである渦放出機器の非作動時と作動時とにおける、適所にある翼先端部から放出される渦を示す図である。
【図９Ｃ－１】ジェット気流の方向の周期的な動きの周波数が１０．７Ｈｚである渦放出機器の非作動時と作動時とにおける、適所にある翼先端部から放出される渦を示す図である。
【図９Ｃ－２】ジェット気流の方向の周期的な動きの周波数が１０．７Ｈｚである渦放出機器の非作動時と作動時とにおける、適所にある翼先端部から放出される渦を示す図である。
【図９Ｄ－１】ジェット気流の方向の周期的な動きの周波数が１０．７Ｈｚである渦放出機器の非作動時と作動時とにおける、適所にある翼先端部から放出される渦を示す図である。
【図９Ｄ－２】ジェット気流の方向の周期的な動きの周波数が１０．７Ｈｚである渦放出機器の非作動時と作動時とにおける、適所にある翼先端部から放出される渦を示す図である。
【図１０Ａ】当該機器の作動前と動作周波数が１０．７Ｈｚである動作後とにおける渦を表わす等値面を示す図である。
【図１０Ｂ】当該機器の作動前と動作周波数が１０．７Ｈｚである動作後とにおける渦を表わす等値面を示す図である。
【図１０Ｃ】当該機器の作動前と動作周波数が１０．７Ｈｚである作動後とにおける渦を表わす等値面を示す図である。
【図１１Ａ】１０．７Ｈｚの動作周波数での渦の発生と消散とを示すグラフである。
【図１１Ｂ】１０．７Ｈｚの動作周波数での渦の発生と消散とを示すグラフである。
【図１１Ｃ】１０．７Ｈｚの動作周波数での渦の発生と消散とを示すグラフである。
【図１２Ａ】動作周波数が１．０７Ｈｚであることを除いて図１０Ａ、図１０Ｂおよび図１０Ｃに類似の等値面を示す図である。
【図１２Ｂ】動作周波数が１．０７Ｈｚであることを除いて図１０Ａ、図１０Ｂおよび図１０Ｃに類似の等値面を示す図である。
【図１２Ｃ】動作周波数が１．０７Ｈｚであることを除いて図１０Ａ、図１０Ｂおよび図１０Ｃに類似の等値面を示す図である。
【図１３Ａ】当該機器が１．０７Ｈｚの周波数で動作している、図１１Ａ、図１１Ｂおよび図１１Ｃに類似のグラフである。
【図１３Ｂ】当該機器が１．０７Ｈｚの周波数で動作している、図１１Ａ、図１１Ｂおよび図１１Ｃに類似のグラフである。
【図１３Ｃ】当該機器が１．０７Ｈｚの周波数で動作している、図１１Ａ、図１１Ｂおよび図１１Ｃに類似のグラフである。
【図１４Ａ】ジェット気流が有する２つのジェット気流区域が前後に動かされて位相関係を合わせたりずらせたりしている、この発明のさらなる実施例を示す、図５Ａ～図５Ｄに類似の連続図である。
【図１４Ｂ】ジェット気流が有する２つのジェット気流区域が前後に動かされて位相関係を合わせたりずらせたりしている、この発明のさらなる実施例を示す、図５Ａ～図５Ｄに類似の連続図である。
【図１４Ｃ】ジェット気流が有する２つのジェット気流区域が前後に動かされて位相関係を合わせたりずらせたりしている、この発明のさらなる実施例を示す、図５Ａ～図５Ｄに

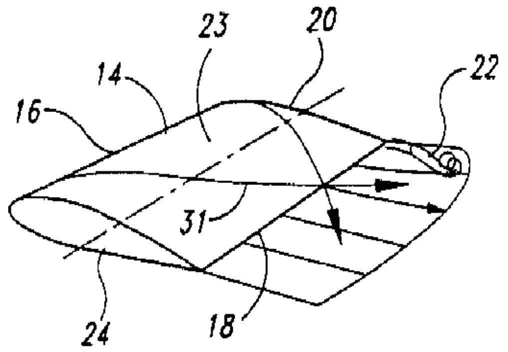
類似の連続図である。
【図１４Ｄ】ジェット気流が有する２つのジェット気流区域が前後に動かされて位相関係を合わせたりずらせたりしている、この発明のさらなる実施例を示す、図５Ａ～図５Ｄに類似の連続図である。
【図１４Ｅ】ジェット気流が有する２つのジェット気流区域が前後に動かされて位相関係を合わせたりずらせたりしている、この発明のさらなる実施例を示す、図５Ａ～図５Ｄに類似の連続図である。
【図１５Ａ】この発明の別の実施例に従って構成された渦消散装置を有する航空機を示す等角図である。
【図１５Ｂ】図１５Ａに示された航空機の一部を示す拡大等角図である。
【図１６Ａ】この発明の実施例に従ったシステムの作動前と作動後とにおける予想される渦の挙動を示す概略図である。
【図１６Ｂ】この発明の実施例に従ったシステムの作動前と作動後とにおける予想される渦の挙動を示す概略図である。
【図１７Ａ】図１６Ａおよび図１６Ｂに示された流れ場に関連付けられる交差流速度輪郭を示す図である。
【図１７Ｂ】図１６Ａおよび図１６Ｂに示された流れ場に関連付けられる交差流速度輪郭を示す図である。
【図１８Ａ】図１６Ａおよび図１６Ｂにそれぞれ示された流れ場に関連付けられる全圧力レベルを示す図である。
【図１８Ｂ】図１６Ａおよび図１６Ｂにそれぞれ示された流れ場に関連付けられる全圧力レベルを示す図である。
【図１９】この発明の別の実施例に従ったシステムの作動後における流れ場に関連付けられる予想される交差流速度輪郭を示す図である。
【図２０Ａ】この発明のいくつかの実施例に従って構成された作動状態のノズルおよび非作動状態のノズルを示す図である。
【図２０Ｂ】この発明のいくつかの実施例に従って構成された作動状態のノズルおよび非作動状態のノズルを示す図である。
【図２０Ｃ】この発明のいくつかの実施例に従って構成された作動状態のノズルおよび非作動状態のノズルを示す図である。
【図２０Ｄ】この発明のいくつかの実施例に従って構成された作動状態のノズルおよび非作動状態のノズルを示す図である。
【図２１Ａ】この発明のいくつかの実施例に従ったノズルを通る流体流れをパルス化するための態様を概略的に示す図である。
【図２１Ｂ】この発明のいくつかの実施例に従ったノズルを通る流体流れをパルス化するための態様を概略的に示す図である。
【図２１Ｃ】この発明のいくつかの実施例に従ったノズルを通る流体流れをパルス化するための態様を概略的に示す図である。
【図２１Ｄ】この発明のいくつかの実施例に従ったノズルを通る流体流れをパルス化するための態様を概略的に示す図である。
【図２２】この発明の別の実施例に従って構成された渦消散装置を含む航空機システムを示す部分概略図である。
【図２３】この発明のさらなる実施例に従って構成された渦消散装置を含む航空機システムの部分概略図である。
【図２４Ａ】流れが流体流れオリフィスに出入りする、この発明のさらなる実施例に従った渦消散装置を示す概略図である。
【図２４Ｂ】流れが流体流れオリフィスに出入りする、この発明のさらなる実施例に従った渦消散装置を示す概略図である。
【図２４Ｃ】流れが流体流れオリフィスに出入りする、この発明のさらなる実施例に従った渦消散装置を示す概略図である。

【図２４Ｄ】流れが流体流れオリフィスに出入りする、この発明のさらなる実施例に従った渦消散装置を示す概略図である。
【図２４Ｅ】流れが流体流れオリフィスに出入りする、この発明のさらなる実施例に従った渦消散装置を示す概略図である。
【図２４Ｆ】流れが流体流れオリフィスに出入りする、この発明のさらなる実施例に従った渦消散装置を示す概略図である。
【図２５Ａ】この発明のさらなる実施例に従った、オリフィスを通る流体流れをパルス化するための態様を概略的に示す図である。
【図２５Ｂ】この発明のさらなる実施例に従った、オリフィスを通る流体流れをパルス化するための態様を概略的に示す図である。
【図２５Ｃ】この発明のさらなる実施例に従った、オリフィスを通る流体流れをパルス化するための態様を概略的に示す図である。
【符号の説明】
【００９７】
　１０　飛行機、１２　胴体、１４　翼、１６　前縁、１８　後縁、２０　外縁部分、２２　渦。

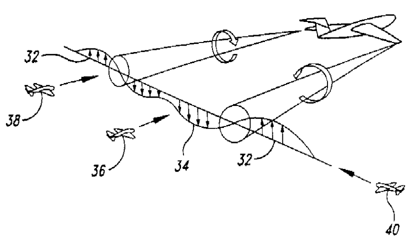
【図１】



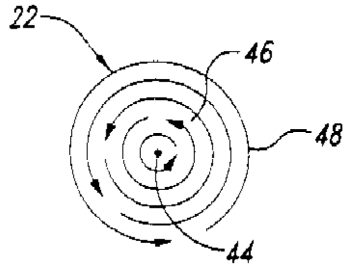
【図２】



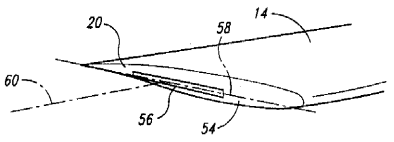
【図３】



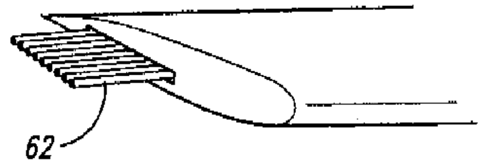
【図４】



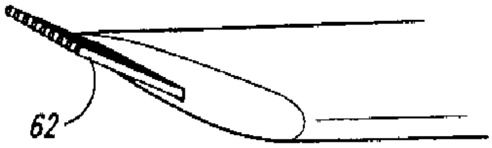
【図５Ａ】



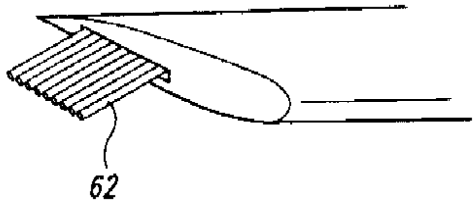
【図５Ｂ】



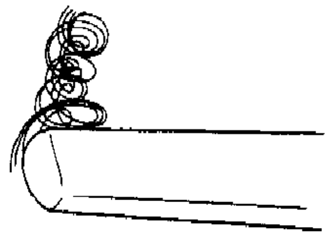
【図５Ｃ】



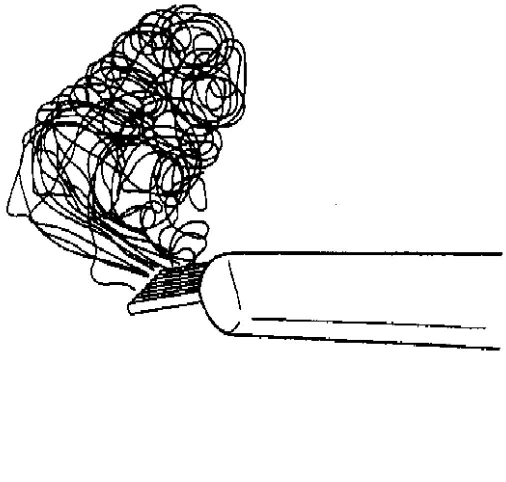
【図５Ｄ】



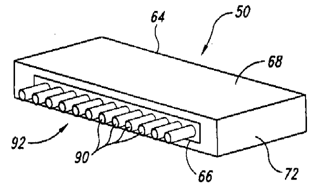
【図９Ａ】



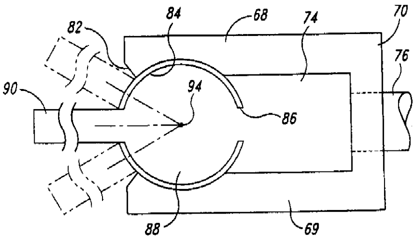
【図９Ｂ】



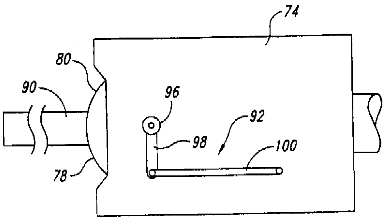
【図６】



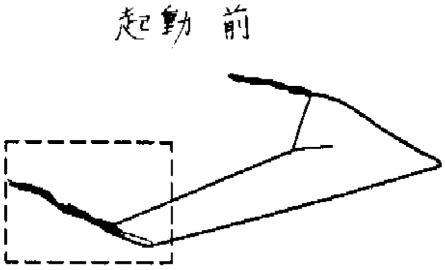
【図７】



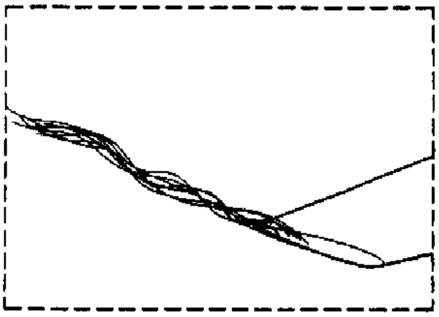
【図８】



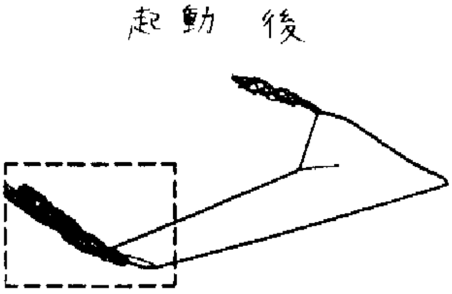
【図９Ｃ－１】



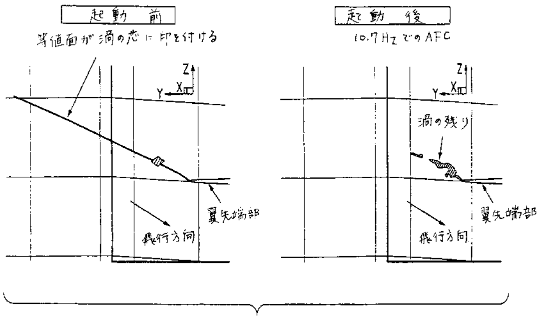
【図９Ｃ－２】



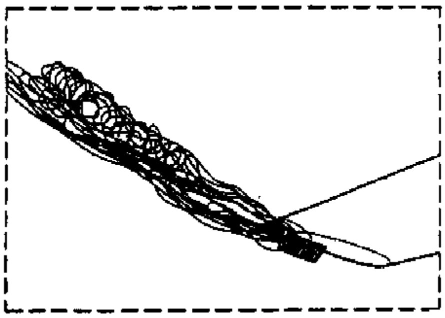
【図９Ｄ－１】



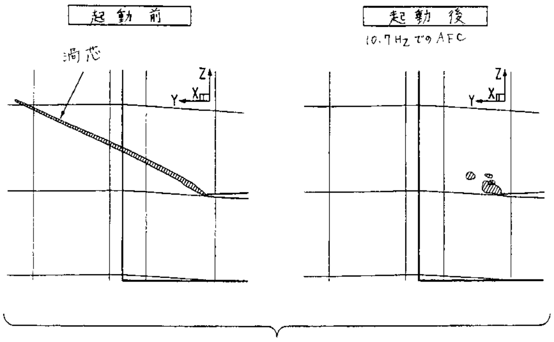
【図１０Ａ】



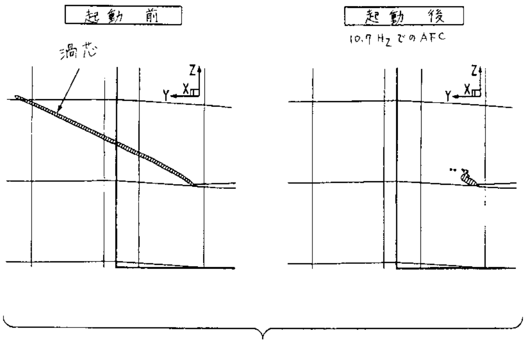
【図９Ｄ－２】



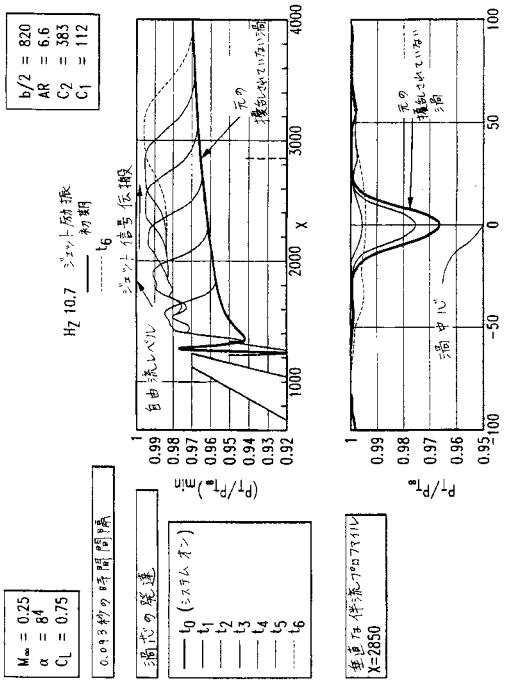
【図１０Ｂ】



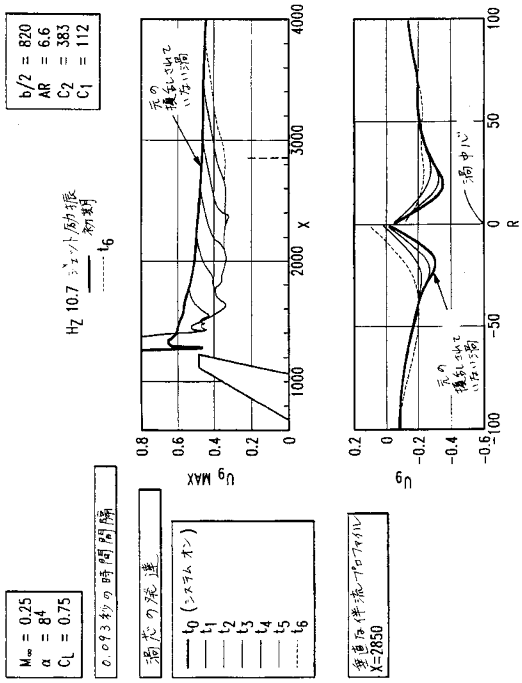
【図１０Ｃ】



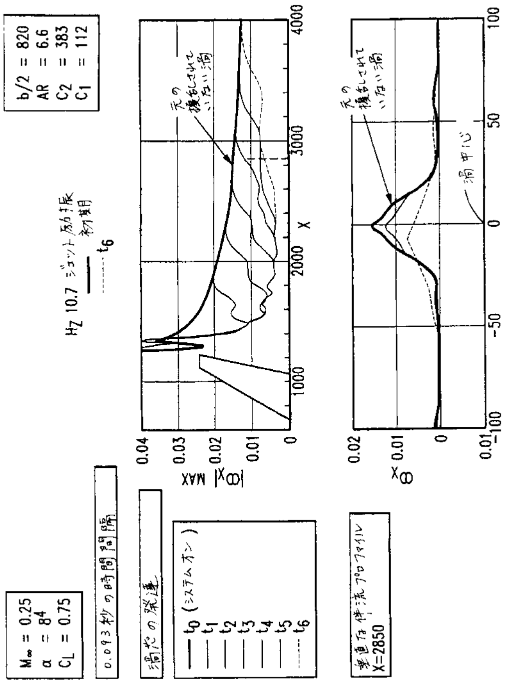
【図１１Ａ】



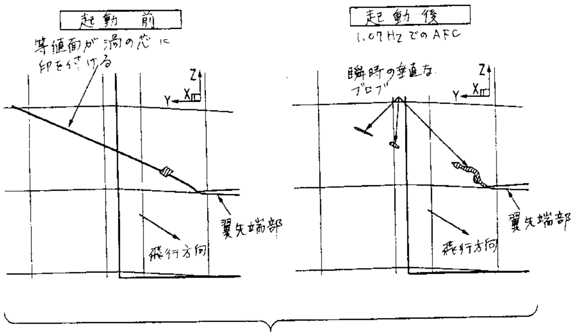
【図１１Ｂ】



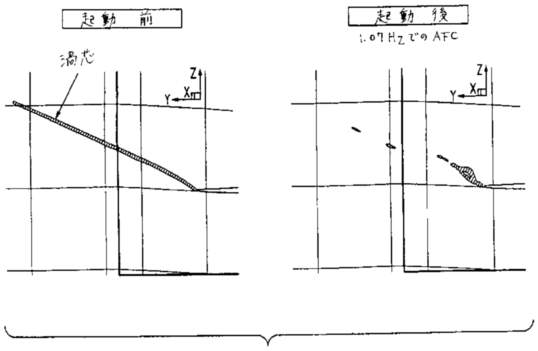
【図１１Ｃ】



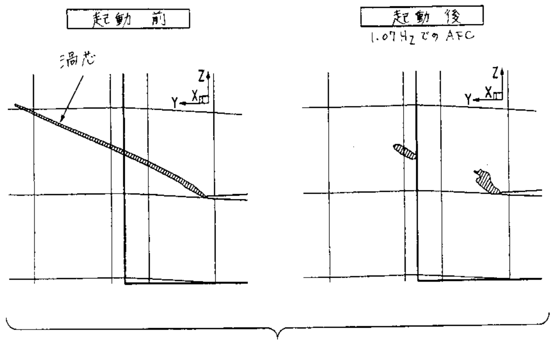
【図１２Ａ】



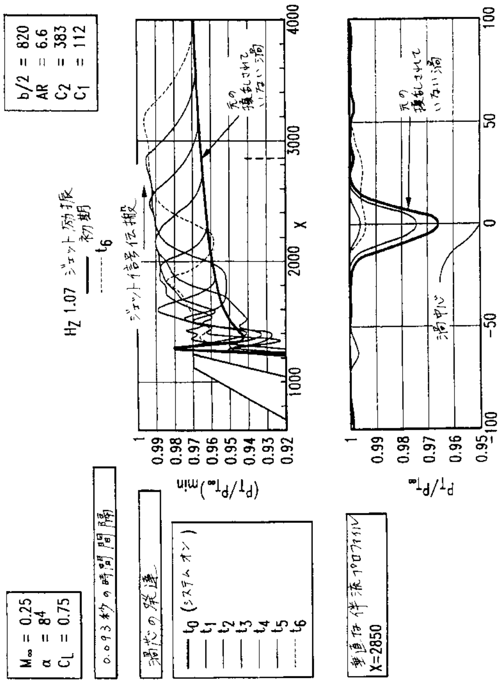
【図１２Ｃ】



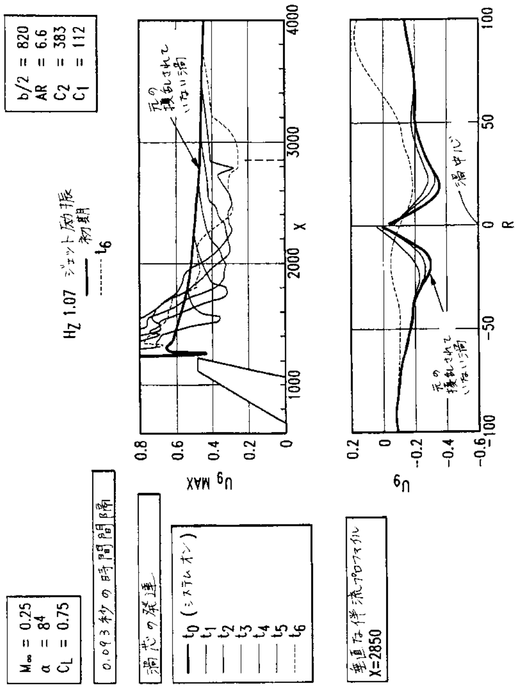
【図１２Ｂ】



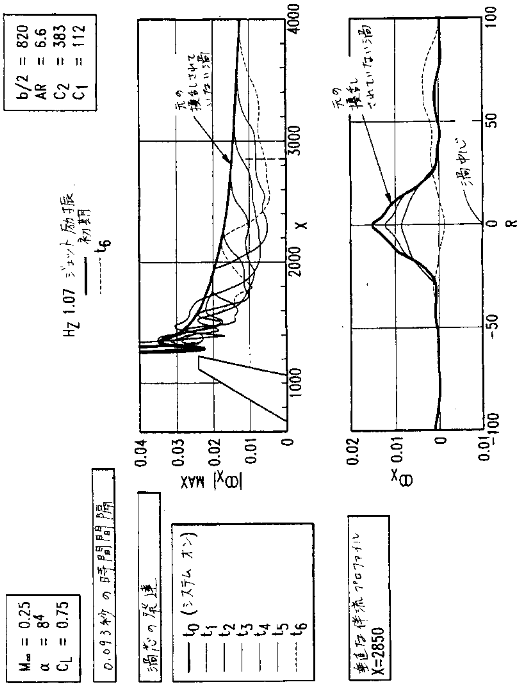
【図１３Ａ】



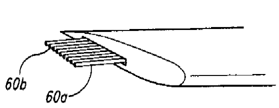
【図１３Ｂ】



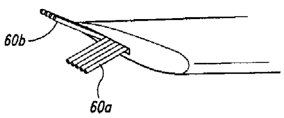
【図１３Ｃ】



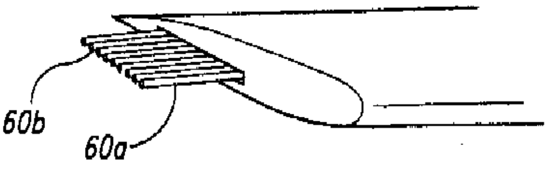
【図１４Ａ】



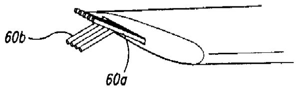
【図１４Ｂ】



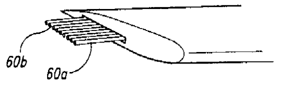
【図１４Ｃ】



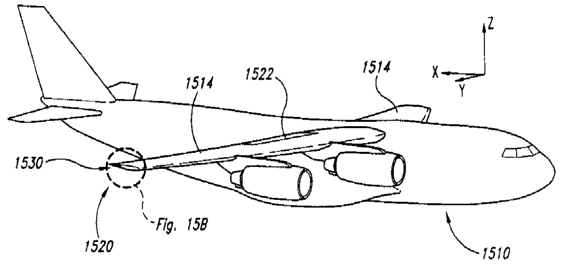
【図１４Ｄ】



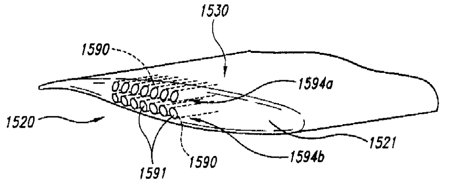
【図１４Ｅ】



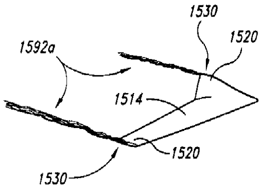
【図１５Ａ】



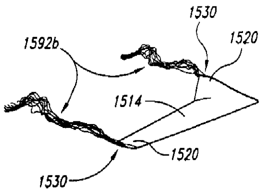
【図１５Ｂ】



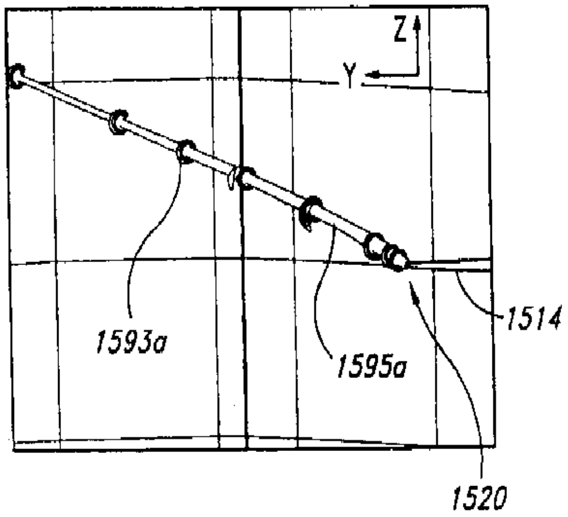
【図１６Ａ】



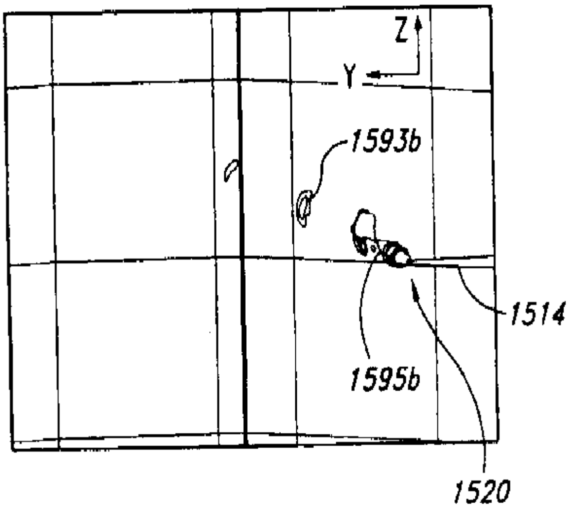
【図１６Ｂ】



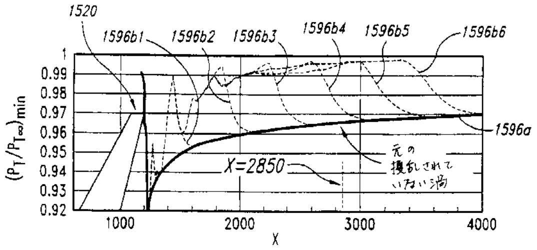
【図１７Ａ】



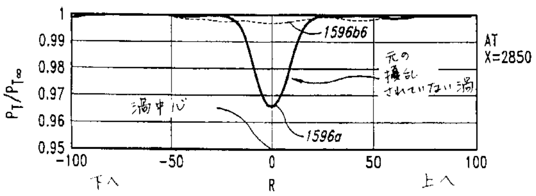
【図１７Ｂ】



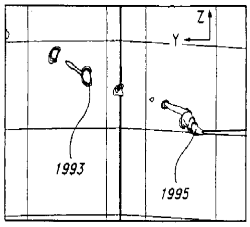
【図１８Ａ】



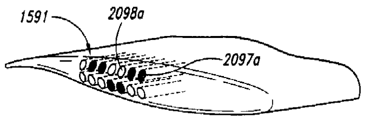
【図１８Ｂ】



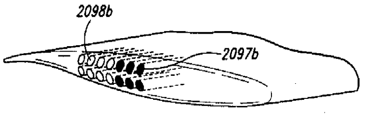
【図１９】



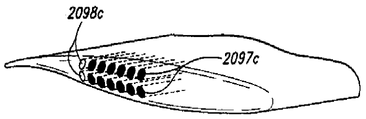
【図２０Ａ】



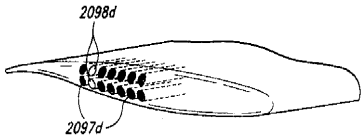
【図２０Ｂ】



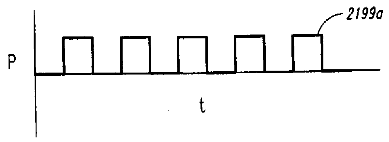
【図２０Ｃ】



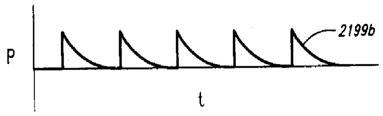
【図２０Ｄ】



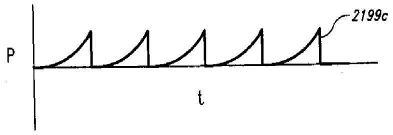
【図２１Ａ】



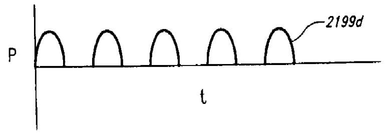
【図２１Ｂ】



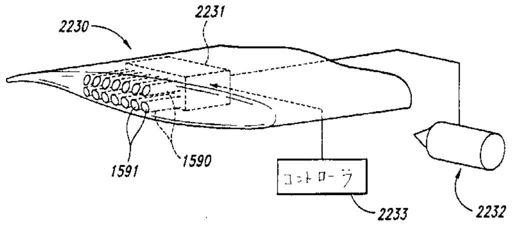
【図２１Ｃ】



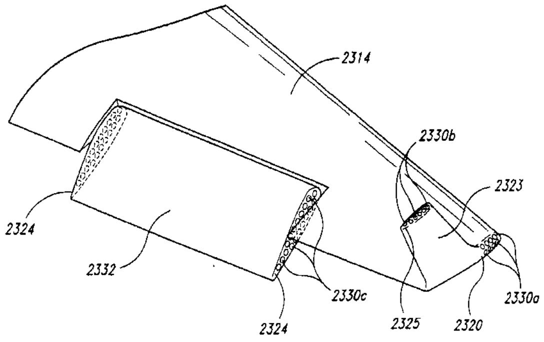
【図２１Ｄ】



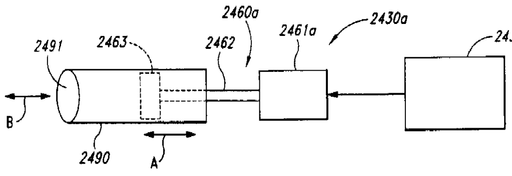
【図２２】



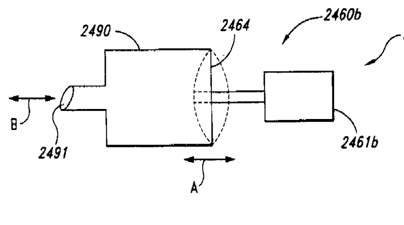
【図２３】



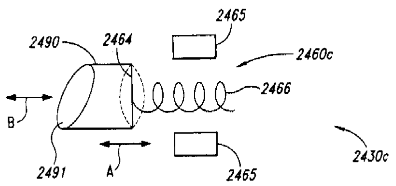
【図２４Ａ】



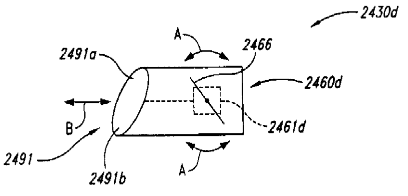
【図２４Ｂ】



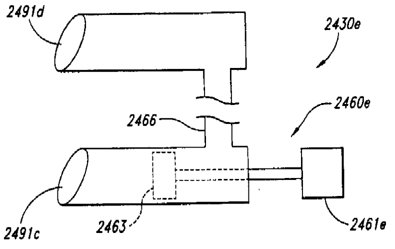
【図２４Ｃ】



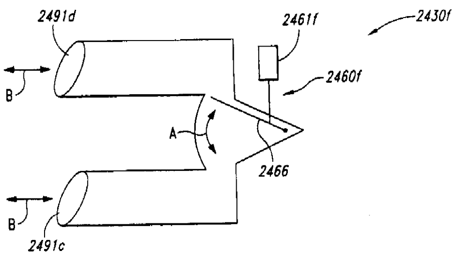
【図２４Ｄ】



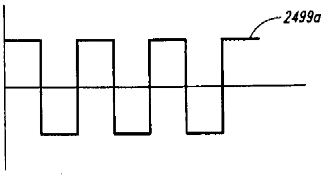
【図２４Ｅ】



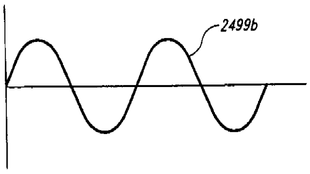
【図２４Ｆ】



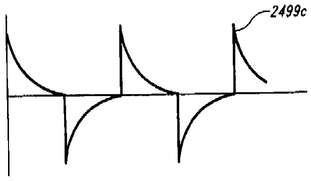
【図２５Ａ】



【図２５Ｂ】



【図２５Ｃ】



フロントページの続き

(72)発明者　ヨーラム・ヤドリン
アメリカ合衆国、９２６０４　カリフォルニア州、アービン、ワイルドウッド、６２
(72)発明者　ロジャー・ダブリュ・クラーク
アメリカ合衆国、９２６４８－４６３２　カリフォルニア州、ハンティントン・ビーチ、エイス・ストリート、６０９

審査官　北村　亮

(56)参考文献　国際公開第２００５／１０２８３８（WO，Ａ１）
特開平１１－０５９５９４（ＪＰ，Ａ）
特表２００７－５２３００３（ＪＰ，Ａ）
米国特許出願公開第２００５／０１８４１９６（ＵＳ，Ａ１）
特開平４－１０８０９５（ＪＰ，Ａ）
特開平８－１３３１８８（ＪＰ，Ａ）
特表２００２－５３８３７９（ＪＰ，Ａ）
特開平５－１１３１０２（ＪＰ，Ａ）
米国特許第３０９０５８４（ＵＳ，Ａ）

(58)調査した分野(Int.Cl.，ＤＢ名)
Ｂ６４Ｃ　　２３／０６