

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5205284号  
(P5205284)

(45) 発行日 平成25年6月5日(2013.6.5)

(24) 登録日 平成25年2月22日(2013.2.22)

(51) Int.Cl. F I  
B 6 4 C 23/00 (2006.01) B 6 4 C 23/00

請求項の数 10 (全 26 頁)

(21) 出願番号	特願2008-558306 (P2008-558306)	(73) 特許権者	500520743
(86) (22) 出願日	平成19年3月2日(2007.3.2)		ザ・ボーイング・カンパニー
(65) 公表番号	特表2009-533259 (P2009-533259A)		The Boeing Company
(43) 公表日	平成21年9月17日(2009.9.17)		アメリカ合衆国、60606-1596
(86) 国際出願番号	PCT/US2007/005253		イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
(87) 国際公開番号	W02008/051269	(74) 代理人	100109726
(87) 国際公開日	平成20年5月2日(2008.5.2)		弁理士 園田 吉隆
審査請求日	平成22年2月25日(2010.2.25)	(74) 代理人	100101199
(31) 優先権主張番号	11/370,099		弁理士 小林 義教
(32) 優先日	平成18年3月7日(2006.3.7)	(72) 発明者	シュミロビッチ、アービン
(33) 優先権主張国	米国 (US)		アメリカ合衆国、カリフォルニア州 92647、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】 エーロfoil渦を弱体化させるシステムおよび方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

航空機システムにおいて、

第1および第2の対向する流れ面と、先端部(1520)とを有するエーロfoilと

、  
前記エーロfoilにより保持される渦消散デバイス(1530、2230)とを具備し、

前記渦消散デバイス(1530、2230)は、

加圧された流体の源に結合可能な流体フローノズル(1590)であり、各流体フローノズル(1590)が、前記先端部(1520)から外に流体の流れを方向付けるように位置付けられたオリフィス(1591)を有する流体フローノズル(1590)と、

前記流体フローノズル(1590)と流体連通するように結合され、前記オリフィス(1591)を通過する流れを選択的に制御するバルブデバイス(2231)と、

前記バルブデバイス(2231)に動作可能に結合され、前記オリフィス(1591)を通して流れのパルスを送り出すように前記バルブデバイス(2231)の動作を指示する制御装置(2233)とを含む、航空機システムであって、

前記ノズルは、前記エーロfoilの第1の流れ面の方に位置付けられた第1の列と、前記エーロfoilの第2の流れ面の方に位置付けられた第2の列とを含む少なくとも2つの列(1594)に配列され、

前記制御装置は、前記第2の列におけるノズルのオリフィスを作動させないようにして

10

20

いる間に、前記第 1 の列におけるノズルのオリフィスを選択的に作動させ、前記第 1 の列におけるノズルのオリフィスを作動させないようにしている間に、前記第 2 の列におけるノズルのオリフィスを選択的に作動させるように前記バルブデバイスに指示することを特徴とする航空機システム。

【請求項 2】

前記オリフィス(1591)は、前記先端部の面(1521)に位置付けられている請求項 1 記載のシステム。

【請求項 3】

前記制御装置(2233)は、約 1 Hz から約 10 Hz までの周波数で、前記オリフィス(1591)を通して流れのパルスを送り出すように前記バルブデバイス(2231)に指示する請求項 1 または 2 のいずれか 1 項記載のシステム。

10

【請求項 4】

翼(2314)をさらに具備し、

前記オリフィス(1591)は第 1 のオリフィスであり、

前記翼は、先端部(2324)を有する配備可能な高揚力デバイス(2332)を含み、

前記渦消散デバイス(1530、2230)は第 2 の流体フローノズル(2330c)を含み、各第 2 の流体フローノズルは前記高揚力デバイスの先端部から外に流体の流れを方向付けるために、前記高揚力デバイスの先端部(2324)に位置付けられたオリフィスを有し、

20

前記第 2 の流体フローノズルは、前記加圧された流体の源に結合できる請求項 1 ないし 3 のいずれか 1 項記載のシステム。

【請求項 5】

前記制御装置(2233)は、オリフィスに対してステップパルスを供給するように前記バルブデバイス(2231)に指示するための命令を含む請求項 1 ないし 4 のいずれか 1 項記載のシステム。

【請求項 6】

前記制御装置(2233)は、流体の流れを漸進的に増加する又は漸進的に減少するパルス状に変化させるように前記バルブデバイス(2231)に指示するための命令を含む請求項 1 ないし 4 のいずれか 1 項記載のシステム。

30

【請求項 7】

エーロfoilシステムを動作させる方法において、

エーロfoilにより揚力を発生させる間に、前記エーロfoilを大気に通過させることにより、翼先端部の渦を発生させることと、

前記エーロfoilの前記先端部(1520)から外に複数の流体をパルス状に排出することにより、前記渦を少なくとも部分的に消散させることとを含み、

複数の流体をパルス状に排出することは、第 1 および第 2 の列(1594)に配列された複数のオリフィスを通して複数の流体をパルス状に排出することを含み、

前記方法は、前記第 2 の列におけるノズルのオリフィス(1591)を作動させないようにしている間に、前記第 1 の列におけるノズルのオリフィスを作動させることと、前記第 1 の列におけるノズルのオリフィスを作動させないようにしている間に、前記第 2 の列におけるノズルのオリフィスを作動させることとをさらに含む方法。

40

【請求項 8】

複数の流体をパルス状に排出することは、約 1 Hz から約 10 Hz までの周波数で複数の流体をパルス状に排出することを含む請求項 7 記載の方法。

【請求項 9】

複数の流体をパルス状に排出することは、前記オリフィスを通してステップ関数を有するパルス状に変化された流体を排出することを含む請求項 7 または 8 のいずれか 1 項記載の方法。

【請求項 10】

50

複数の流体をパルス状に排出することは、前記オリフィスを通して漸進的に増加する又は漸進的に減少するパルス状に変化された流体を排出することを含む請求項 7 または 8 のいずれか 1 項記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本開示は、翼および/または他の空力表面、の外端部分に形成される渦の影響を軽減することに関する。

【背景】

【0002】

現在の空港の容量は、大部分が、(空港周囲における騒音公害を防ぐために大部分が昼間の時間に限定されている) 運営時間と、飛行機を空港に出入させることのできる頻度とにより制御されている。着陸および離陸の頻度のペースとなる要素は、移動中の飛行機により生成される伴流渦の消散に必要な時間である。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り決定され、機体幅の広い航空機の伴流において乱流状態を生じさせることがある。最悪のシナリオの場合、これらの渦は、航空機の墜落を生じさせるほど十分に強いものとなることがある。この問題は数十年にわたって認識されており、この問題を軽減するために多数のアプローチが提案されている。しかしながら、提案された多くの解決策は、実際の適用に対して、効果的でないかまたはさもなければ不適切であることが判明している。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。

【概要】

【0003】

本開示は、一般的に、航跡後流を制御するための装置および方法に向けられる。1つの観点にしたがう航空機システムは、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foilを含む。システムは、エーロfoilにより保持される渦消散デバイスをさらに含むことができる。渦消散デバイスは、フローノズルと、バルブデバイスと、制御装置とを含むことができる。フローノズルは、加圧された流体の源に結合でき、先端部から外に流体の流れを方向付けるように位置付けられたオリフィスを含むことができる。バルブデバイスは流体フローノズルと流体連通するように結合されて、オリフィスを通す流れを選択的に制御できる。制御装置はバルブデバイスに動作可能に結合されて、バルブデバイスの動作を指示することができる。

【0004】

さらに特定の観点において、制御装置は、例えば、約1 Hz から約10 Hz までの周波数で、オリフィスを通る流れのパルスを送り出すようにバルブデバイスに指示できる。さらに特定の観点において、フローノズルは、上方に向けられたオリフィスを有する第1の位置と、下方に向けられたオリフィスを有する第2の位置との間でエーロfoilに対して移動できる。さらなる観点において、制御装置は、別々の時に異なるオリフィスを選択的に作動させるように、バルブデバイスに指示できる。

【0005】

さらなる観点は、エーロfoilシステムを動作する方法に向けられている。そのような1つの方法は、エーロfoilにより揚力を発生させる間に、エーロfoilを大気を通して通過させることにより、先端部の渦を発生させることを含むことができる。方法は、エーロfoilの先端部から外に複数の流体パルスを方向付けることにより、渦を少なくとも部分的に消散させることをさらに含むことができる。この構成の特定の観点において、複数の流体パルスを方向付けることは、第1および第2の列に配列された複数のオリフィスを通して複数の流体パルスを方向付けることを含むことができ、方法は、第2の列におけるノズルのオリフィスを作動させないようにしている間に、第1の列におけるノズルのオリフィスを作動させることと、第1の列におけるノズルのオリフィスを作動させないようにしている間に、第2の列におけるノズルのオリフィスを作動させることとをさらに含む

10

20

30

40

50

ことができる。

【詳細な説明】

【0006】

本開示の観点は、エーロfoil渦消散システムと、そのシステムに関して関連する方法とを含む。システムが組み込まれているエーロfoilは通常、前縁と、後縁と、外端部分と、上方の空力面と、下方の空力面と、スパン方向軸と、前後方向の翼弦軸と、スパン方向軸および翼弦軸と一致する整列基準平面とを有する。エーロfoilが空力的揚力を作り出すように機能しているとき、エーロfoilの外端部分（例えば、エーロfoilの先端部）に渦が作り出される。渦は、渦芯軸と、主要な周囲流れ領域と、外周流れ領域とを有する。

10

【0007】

1つの実施形態において、渦消散装置は、エーロfoilの外端部分にあるかまたはその近傍にあるノズルセクションを含み、ノズル放出部分を有する。本実施形態におけるノズル放出部分は、エーロfoilの外端部分においてまたはその近傍において一般に前方から後方に延在する整列位置にある。ノズルセクションは、ジェット気流（例えば、流体ジェット）を渦に放出するよう配置される。1つの実施形態において、翼弦軸に対してほぼ垂直であり、整列平面に対して平行な、実質的な放出整列成分を有する横向きに、流体ジェットは放出される。

【0008】

加圧空気入口セクションは加圧空気をノズルセクションに供給することができ、加圧空気はノイズセクションから放出される。

20

【0009】

本発明の実施形態において、ノズル放出部分は、横向きの放出方向を、往復するように、ここで示した実施形態においては、周期的な方法で上方の端部位置と下方の端部位置との間で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1つの実施形態において、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の角度を通して、あるいは、少なくとも直角の約3分の2の角度またはより大きい角度を通して回転可能に周期的に動く。

【0010】

1つの実施形態において、横向きの放出方向が上方の位置と下方の位置との間のほぼ中央の位置にあるときに、ノズル放出部分がジェット気流を放出して、それにより翼弦軸に対してほぼ垂直であり、かつ、整列基準面に対してほぼ平行である、実質的な整列成分を横向きの放出方向が有するように、ノズル放出が構成される。

30

【0011】

別の実施形態において、横向きの放出方向が上部位置と下部位置との間のほぼ中央の位置にあり、かつ、ノズル放出システムがジェット気流を放出して、それにより基準整列面から下方向および外方向に傾斜している実質的な整列成分を横向きの放出方向が有するように、ノズル放出部分が構成される。

【0012】

1つの動作モードにおいて、渦の強度を軽減することにより渦の消散が達成されるぐらい、放出方向の往復運動の反復周波数が十分高くなるように装置が構成される。異なる動作モードにおいて、この反復周波数は、2 Hzより大きいか、少なくとも5 Hzほどか、または10 Hz以上、とすることができる。

40

【0013】

別の動作モードにおいて、渦消散を招来する不安定性を少なくとも部分的に促進することにより渦の消散を達成するぐらい、横向きの放出方向の往復運動の反復周波数が十分低くなるように、渦消散装置が構成される。この反復周波数は、少なくとも約2 Hzほどの低さとすることができ、または、おおよそ1 Hz以下の低さとすることができ。

【0014】

さらに別の実施形態において、ノズル放出部分は、少なくとも2つのジェット気流部分

50

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。ジェット気流部分は、位相が異なる関係において、周期的に往復するように動かされる。

【 0 0 1 5 】

可動の放出ノズルに関する本発明の観点を、図 1 ないし 1 4 E に関連して最初に説明する。パルス化された流体ジェットに関する本発明の観点を、図 1 5 A ないし 2 3 に関連して説明する。以下で説明するように、これらの観点はまた、他の実施形態において組み合わせられてもよい。

【 0 0 1 6 】

上述の実施形態をより詳細に説明するために、図 1 が参照され、図 1 においては、機体 1 2 と左右の翼 1 4 とを有する飛行機 1 0 の前方部分がいくぶん概略的に示されている。各翼 1 4 は、前縁 1 6 と、後縁 1 8 と、外縁先端部分 2 0 とを有する。図 1 中で図示したように、概略的に 2 2 で示されている渦が各外縁部分 2 0 から発せられており、これは急速に回転する空気の塊として表わすことができる。

【 0 0 1 7 】

翼が渦を生成する方法を説明するために、図 2 を参照し、図 2 は、前縁 1 6 と、後縁 1 8 と、縁先端部分 2 0 とを有する翼 1 4 の外側セクションを示している。翼 1 4 は、上方の空力面 2 3 と、下方の空力面 2 4 と、スパン方向軸 2 6 と、翼弦軸 2 8 とを有する。説明のために“ 整列面 ” が指定されており、これは、（水平に飛行している航空機と）ほぼ水平に整列され、スパン方向軸 2 6 および翼弦軸 2 8 と一致している。

【 0 0 1 8 】

さらに図 2 を参照して、飛行中にどのようにして渦 2 2 が形成されるかを簡潔に説明すると、上方の翼面 2 3 と下方の翼面 2 4 との間には圧力レベル差が存在し、これにより、翼の上方からの流れと下方からの流れとを隔てる後縁の表面にわたってスパン方向の速度成分の（ 3 1 で示される ） 方向に変化がもたらされる。この速度勾配は、伴流における渦度コンテンツの主な源となる。凝縮した渦度の薄く広がる層（シート）が巻き上がって、翼の先端部において生じる２つの別個の逆回転する渦要素 2 2 になる。これは、図 1 中で概略的に示され、図 2 中でも 2 2 で示されている。

【 0 0 1 9 】

気象条件に応じて、大型で重量の大きい飛行機に対しては、これらの渦度は極めて強力であり、比較的長期間にわたって持続する可能性があり、それは飛行経路に沿って残留効果が比較的長い距離にわたって残されることになる。たとえば、進入中の比較的大型の輸送機の航跡伴流が、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 2 0 k m の距離に対応する約 1 . 5 分にわたって危険を与えるかもしれない。静かな大気中では、分子による渦の破壊および乱流による渦の消散まで、渦は非常に長期にわたって維持される。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（ C r o w 不安定性と呼ばれることが多い。 C r o w , S . C による“ 一对の航跡渦についての安定性理論 ”、 A I A A ジャーナル、第 8 巻第 1 2 号 2 1 7 2 頁 ~ 2 1 7 9 頁、 1 9 7 0 年 1 2 月 ） 。不安定性の始まりは、周囲の乱流や、風や大気の層形成によって早まる。これらの励振の源は、渦要素の芯に沿った正弦波の発生をトリガーする。後続する非線形増幅のプロセスにより渦要素の分解が生じて、それらの破壊に至る。静かな状態に対して、大気の擾乱による乱れと、続いて起こる不安定性は、渦の寿命を短くする。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、飛行機の離隔距離の実際的な短縮を可能にする流れ状態を生じさせない。

【 0 0 2 0 】

離陸および着陸中に高揚力デバイスが展開され、航跡伴流は、これらの高揚力デバイスにより発生される複数の渦要素からなる。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、大気の擾乱により生じる不安定は、依然として渦の減衰の主なメカニズムである。

【 0 0 2 1 】

大型の航空機により発生される航跡渦は、経路を飛行している飛行機に対して過酷な大

10

20

30

40

50

気擾乱となる可能性がある。この状況は、離陸および着陸中に特に深刻である。なぜなら、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 2 2 の旋回流は低速で極めて強力になる。

【 0 0 2 2 】

これらの旋回流パターンを図 3 中にいくぶん概略的に図示する。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ように向けられていることを理解すべきである。図から分かるように、渦の外側部分には上向きの洗流 3 2 があり、渦の内側には下向きの洗流 3 4 がある。図から分かるように、2 つの下向きの洗流ゾーン 3 4 の間を進む飛行機 3 6 に対して、(着陸時の)高度の損失または上昇レートの損失がある。上向きの洗流 3 2 へと進んでいる 3 8 で示される飛行機に対して、飛行機にロールモーメントが加えられることがある。2 つの渦 2 2 を通って横断的に移動している、4 0 で示される飛行機に対して、飛行機 4 0 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 4 0 に実質的な空力的応力が加えられることがある。

10

【 0 0 2 3 】

本発明のこれらの実施形態のさまざまな観点の説明を容易にするために、翼先端部から発生される渦は、図 4 において断面が概略的に示されており、渦芯 4 4 と、芯を囲む主要な渦流れ領域 4 6 と、主要な渦流れ領域 4 6 を囲む外周流れ領域 4 8 とを有するものと考えることができる。渦芯 4 4 と主要な渦流れ領域 4 6 と外周流れ領域 4 8 との間にはっきりした境界線がないことは明らかである。

【 0 0 2 4 】

20

上述の文面は背景情報として与えられており、これから本発明の実施形態を説明する。上述の説明において、用語“エーロfoil”は、空力的な機体全体を指すことを意味しており、その断面または断面構成を意味することを意図していない。また、より広い範囲内において、エーロfoilは、翼や、後縁フラップや、前縁フラップまたはスラットや、ウィングレットや、制御面などを含む、さまざまな空力機体を含むことを意味する。

【 0 0 2 5 】

この実施形態のエーロfoil渦消散システム 5 0 を、そのノズルセクション 5 2 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する。しかしながら、この渦消散システム 5 0 の機能を最初に予備的に説明することにより、システム 5 0 がよりよく理解されると信じる。これは図 5 A ないし図 5 D に関連してなされる。

30

【 0 0 2 6 】

図 5 A において、右翼 1 4 の外縁部分 2 0 が示され、ノズル整列軸が 5 4 で示される。その軸 5 4 の位置において、可動カバープレートまたはパネル 5 6 があり、これは、ジェット気流放出開口部を閉じ、その周囲の境界が図 5 A において 5 8 で示されている。また図 5 A において、横方向ジェット気流放出軸 6 0 (以下、横向き放出方向 6 0 と呼ぶ) が示されており、横向きの放出方向 6 0 は、ノズル整列軸 5 4 に対して垂直な、実質的な整列成分を有し、スパン方向軸 2 8 および翼弦軸 3 0 により規定される(およびこれらと一致する)上述の整列面に対して平行な、実質的な整列成分も有する。飛行機 1 0 の巡航モードにおいて、カバープレート 5 6 は閉じられた位置にあり、飛行機が着陸または離陸および上昇するときにかかれる。

40

【 0 0 2 7 】

図 5 B において、この横向きの放出方向 6 0 に対してほぼ平行であり、かつ、この横向きの放出方向 6 0 と一致する(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 6 2 が示される。上で示したように、ジェット気流 6 2 の放出は通常、離陸または着陸中にしか行なわれない。以下により詳細に開示するように、図 5 C に示すように、ジェット気流 6 2 を上方に傾斜された方向にも放出でき、図 5 D に示すように、ジェット気流 6 2 を下方に傾斜された方向にも放出できるように、上述のノズルセクション 5 2 を動作できる。さらに、この実施形態の動作モードにおいて、ジェット気流 6 2 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循環するように、図 5 C の位置と図 5 D の位置と

50

の間の上下の動きを、異なる動作モードで行うことができる。これらの効果は渦 4 2 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論じられる。

【 0 0 2 8 】

ここで図 6、図 7 および図 8 を参照して、ノズル放出セクション 5 2 をより詳細に説明する。図 6、図 7 および図 8 はいくぶん概略的であり、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する構成要素を有する設計を示すように向けられていることを理解すべきである。この設計が航空機の一部として実際に実現される状況では、構成要素のそれぞれは、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 6 2 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る。

10

【 0 0 2 9 】

図 6 において、ノズルセクション 5 2 の基本的な構成要素が示され、ノズルセクション 5 2 の基本的な構成要素は、ハウジングセクション 6 4 (以下ハウジング 6 4 と呼ぶ) と、ノズル放出セクション 6 6 とである。ここで示すように、ハウジング 6 4 は、上方または下方の壁 6 8 および 6 9 と、加圧されたプレナムチェンバー 7 4 を集合的に規定する後壁 7 0 および端壁 7 2 とを有する単一の細長いハウジングとして示される。このハウジング 6 4 は、翼 1 4 の外端部分 2 0 内に位置付けられ、したがって、ハウジング 6 4 は、翼 1 4 のその部分の範囲内で適切に適合できるような形状である。

【 0 0 3 0 】

加圧空気入口 7 6 は、適切な源から加圧空気を受け取る。例えば、加圧空気は、ジェットエンジンのコンプレッサセクションまたは他のいくつかの源から抽気できる。また、入口 7 6 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多岐管の方法で、または他のいくつかの構成で構成できる。

20

【 0 0 3 1 】

ノズル放出セクション 6 6 は全体的に細長い構成を有し、ノズル装着部材 7 8 を備える。ノズル装着部材 7 8 が有する細長い円筒形の壁 8 0 の全体的な構成は、ハウジング 6 4 の前方部分に形成された細長い前方端部開口領域 8 2 においてぴったりと嵌合している。この端部開口領域 8 2 は、2 つの対向して位置付けられている円筒形のカーブ面 8 4 を含み、カーブ 8 4 は円筒形の壁 8 0 の形状と一致し、カーブ面 8 4 は円筒形の壁 8 0 と実質的に気密性のあるシールを形成している。

30

【 0 0 3 2 】

細長い円筒形の壁 8 0 は両端が閉じられており、1 つ以上の後方開口部 8 6 を有し、後方開口部 8 6 は、ハウジング 6 4 のプレナムチェンバー 7 4 に対して開いており、円筒形の壁 8 0 により規定されるノズルプレナムチェンバー 8 8 に対して開いている。

【 0 0 3 3 】

円筒形の壁 8 0 の前方部分に位置する複数の個々のノズル部材 9 0 は、ノズル放出セクション 6 6 のノズル放出部分 9 2 を集合的に形成する。これらのノズル部材 9 0 は、横方向放出軸 6 0 において互いに整列するように図 6 中で示され、それによりこれらは、上述のジェット気流 6 2 を集合的に形成する。こうして、加圧空気が、加圧空気入口すなわち入口 7 6 を通ってプレナムチェンバー 7 4 に送り出され、そこからノズルプレナムチェンバー 8 8 に入るとき、加圧空気がこれらのノズル部材 9 0 から放出されてこのジェット気流 6 2 を形成する。

40

【 0 0 3 4 】

円筒形の壁 8 0 は、ハウジング 6 4 の細長い前方端部開口領域 8 2 を規定する円筒形のカーブ面 8 4 において回転可能に装着され、その回転軸は 9 4 で示されている。図 7 の破線で示したように、これにより、ノズル 9 0 が水平に向けられている中央の整列位置から、図 7 中で示した破線位置に上方向または下方向に、ノズル部材 9 0 を動かすことが可能となる。この実施形態において、上方への回転量は、例えば、直角三角形の 3 分の 1 (例えば、約 30°) とすることができ、下方へも同じ回転角度とすることができ、これにより、移動の総経路は例えば約 60° とすることができ、

50

## 【 0 0 3 5 】

角度方向のさまざまな位置にノズル部材 9 0 を動かすために、図 8 において 9 2 で概略的に示されるような、適切な作動メカニズムを設けることができる。ノズル装着部材 7 8 はシャフト 9 6 に接続し、シャフト 9 6 はレバーアーム 9 8 に接続し、レバーアーム 9 8 は作動アーム 1 0 0 によって動かされる。他の実施形態において、ベルクランクや、ギヤドライブや、あるいは、電気式、空気圧式または液圧式の位置決めデバイスなどの、他のさまざまな装置を使用して、ノズル装着部材 7 8 の位置を変えることができる。簡潔にするために、これらのさまざまな設計オプションは、ここでは詳細には記述しない。

## 【 0 0 3 6 】

また、加圧空気をノズル部材 9 0 に方向付けるためのさまざまな構成が存在し得る。例えば、加圧空気入口 7 6 をノズル装着部材 7 8 に直接接続して、円筒形の壁 8 0 を通って導くことができ、または、円筒形の装着部材 7 8 の端壁に回転嵌合によって加圧空気入口 7 6 を取付けることも可能である。この配置では、プレナムチェンバー 7 4 を有するハウジング 6 4 の現在の構成が削除される。翼の外縁部分 2 0 上にノズルアセンブリ 5 0 を位置付ける制約により、これらのスペース上の制約に適合する構成にハウジング 6 4 をして、さらに、ノズル部材 9 0 を通して適切なパターンの加圧空気を放出するのに十分な容積のプレナムチェンバーを設けることがより望ましい。

## 【 0 0 3 7 】

ノズルアセンブリ 5 2 を位置付けることに関して、ハウジング 6 4 およびノズル装着部材 7 8 は、翼 1 4 の外縁部分 2 0 における固定位置にあってもよい。この例では、渦消散システム 5 0 が動作可能になるとき、上述のカバープレート 5 6 がジェット気流放出開口部 5 8 から離れるように移動され、それにより、ジェット気流 6 2 が渦 4 2 に放出されるように、ノズル部材 9 0 が開口部 5 8 を通してジェット気流 6 2 を方向付けることができる。

## 【 0 0 3 8 】

カバープレートまたはパネル 5 6 は、さまざまな方法でそのカバー位置から解放位置に移動できる。例えば、このカバープレート 5 6 はカーブした構成を有することができ、開口領域から出て収容位置にスライドするように移動可能であってもよい。

## 【 0 0 3 9 】

飛行機の翼などのエーロfoilにおいて、平面図では、外端部分は、前方から後方への外側に膨らむなだらかなカーブを有しており、それ故に、翼の端部先端のカーブ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短い距離が位置付けられている。ノズル部材 9 0 を翼または他のエーロfoil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 9 0 の整列位置はなだらかなカーブになる。したがって、図 6 中で示した構成は、翼または他のエーロfoilの外縁の形状に適合するカーブにこれらのノズル部材 9 0 を配置するように修正でき、さらに、上方向および下方向に回転できる。この構成を得るためにさまざまなオプションがある。例えば、ノズル装着部材 7 8 をハウジング 6 4 の全長にわたって単一構造として製造する代わりに、ノズル装着部材 7 8 を、わずかに異なる回転軸 6 4 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、それにより、これらを、翼先端部のラインの外側のカーブに対してより密接に適合させることができる。他の配置も利用可能であり、これらは当業者には周知であるのでこの文面では詳述しない。

## 【 0 0 4 0 】

先に示したように、飛行機 1 2 が巡航モードであるとき、渦消散システム 5 0 は使用されず、翼におけるカバープレート 5 6 の後方に隠れたままである。次に、カバープレート 5 6 が解放位置に移動され、2 つの翼先端部の渦の減衰の促進が高く望まれるときに、渦消散システム 5 0 は、離陸モードおよび着陸モードの際に一般的に使用される。

## 【 0 0 4 1 】

ジェット気流 6 2 が、この位置で、および上述した配向および方向で渦 2 2 に注入された場合、渦中へのジェット気流 6 2 の流入は、渦の芯が形成されている位置であり、形成

10

20

30

40

50

されている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カーブした渦流が発生する。したがって、分析によって示されるように、この位置でのジェット気流62の流入は、発生した渦中の空気流に影響を及ぼすのに特に有効であり、それにより、全体的な効果として、重要な位置での消散が開始され、渦の減衰が実質的に促進される。

**【0042】**

さらに、図5Aないし図5Dに関連して説明したように、ノズル装着部材78を周期的に上下に循環させる動作モードがあり、それにより、連続的なサイクルで、ノズル部材90は図5C中で示した上方位置に移動し、次に、図5Bの中間位置を通過して図5Dの下方位置へと下がり、再び上昇して図5Cの位置に戻る。

10

**【0043】**

本発明のこの実施形態により達成される結果は、計算流体力学手順によりシミュレートおよび分析された。最終的な進入状態を表すために、動作の有効性は、8度の迎角でマッハ0.25の自由流マッハ数を有する垂直な壁に装着された翼について評価された。この動作モードは、強力な先端部の渦を有するコヒーレントな伴流となる。上述した本発明のこの実施形態が利用されるとき、渦が著しく拡散されて、流れに影響を受けることが見い出された。

**【0044】**

ノズル90と一緒に、ノズル整列軸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ケースにおいて、10.7Hzの周波数(0.093秒で1サイクル)では、渦に対する効果が、図9A、図9B、図9C-1、図9C-2、図9D-1および図9D-2に図示したように、翼先端部の流れの線の跡により表わされる。図9A、図9C-1および図9C-2においては、渦へのジェット気流62の噴出はなく、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°の動きで噴出されている渦を示す。ジェットの周期的な運動により提供される断続的な混合が先端領域における流れを乱し、そして、強度を減少させ交差平面においてそれを拡散することにより、航跡渦の発生を変えることを、これらの“スナップショット”が示す。

20

**【0045】**

垂直な動きを追跡するのに使用できるいくつかの方法がある。ファーフィールド(far field)伴流構造が図10A、図10B、および図10C中に表されており、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り追跡される。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、移動するジェットのために渦の強度が著しく低減することが明確に示されている。

30

**【0046】**

10.7Hzの周波数での渦の芯に沿った流れの発生に関する診断を図11A、図11Bおよび図11C中に示す。噴出動作の瞬間から0.093秒の時間間隔のシーケンスにおける流れ特性が、上方のグラフで渦芯に沿って示されている。また、下方のグラフでは、 $x = 2850$ で渦芯を通過する垂直線に沿った特徴が示されている。擾乱されていない渦が太い実線の曲線により示される。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メカニズムの影響を表わす。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、それは破線の曲線により表されている。破線は、噴出適用の開始から0.558秒での渦の状態を示している。この結果は、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り測定される渦の強度を低減させるのに非常に有効であることを示している。

40

**【0047】**

ノズル90の上下するサイクルはまた、おおよそ1Hz(すなわち、1秒よりも少し短い時間で上下運動の1サイクル)のような、より低い周波数で有効に使用できる。この効果は、擾乱されていない渦と、1.07Hz周波数で本発明の渦消散デバイスを動作させたものとの比較することにより分析された。1.07Hzでの動作の結果が図12A、図

50

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が下流に伝搬する渦に沿って周期的な擾乱を導入することを示している。この連続的な励振により、個々の渦セグメントの不安定と破壊が生じる。

【0048】

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描写する。周期的に、全圧力損失が0.5%未満に低減され、これが元の渦の強度の約85%の低減に至ることが示されている。最大の接線速度は、元の擾乱されていない渦の約50%に周期的に低減される。同様に、最大渦度が約3分の2だけ低減されている。実際面では、アクティブな制御を使用することにより実現される交差流の実質的な低減を考えると、後続の航空機は上下動する飛行を経験するが、危険なローリング運動を被ることはないだろう。

10

【0049】

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、いくつかの相違はあるが図5B、図5C、および図5D中で示したのと類似の方法を図示する連続図である。この例において、ジェットノズル90は前方セクションと後方セクションとに分けられており、前方および後方セクションのそれぞれは、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できる。

【0050】

図14Aにおいて、ジェット気流部分の前方の組62aと、ジェット気流部分の後方の組62bとが示される。これらの両方は、図14A中に示されるのと同じ位置にある。図14B中で示したように、前方の組62aは下方に30°移動し、一方、後方の組62bは上方に30°移動している。図14Cにおいて、ジェット気流部分の2つのセクション62aおよび62bはそれらの配向方向が反転しており、図14Cにおいて、水平位置の方にさらに移動し、水平位置を通過して移動するが、さらに反対の方向に回転する。図14D中で示したように、それらは、前方のジェット気流部分62aが上方に30°移動し、後方のジェット気流部分62bが下方に30°移動している。次に、図14E中で示したように、2つのジェット気流部分62aおよび62bは逆方向に移動し、同時に水平位置を通過するが、反対の方向に進む。こうして、このジェット気流の振動は、はさみパターンと呼ぶことができるものを形成する。

20

【0051】

また、ジェット気流の角度配向は、図5Aないし図5D中に示したものから角度的にシフトできる。エーロfoilの基準面に対して中間位置を水平（すなわち、平行）にしておく代わりに、中立位置は外方向かつ下方向に30°傾斜される。こうして、上方位置に対して上方向に移動する場合、ジェット気流は水平になり、下方位置に回転する場合、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になる。この動作モードでは、かなり満足の行く結果が達成されたことが見い出されている。

30

【0052】

本発明の実施形態のうちの少なくともいくつかにおいて、ノズルセクションは、エーロfoil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付けられる。ジェット気流が放出される領域の長さ寸法は、例えば、エーロfoil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とすることができ、翼弦長のおおよそ4分の1から2分の1のより広い範囲とすることができる。しかしながら、本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%または100%に増やすことができ、あるいは、エーロfoilの外側先端部における翼弦長の35%、30%、25%、20%、またはおそらく15%とすることができる。

40

【0053】

ノズル部材90から放出されるジェット気流の速度は、例えば、約マッハ0.62とすることができる。しかしながら、他のさまざまな要因次第で、これは、マッハ0.7、0.8、0.9、または、ことによるとより大きい値にまで値を増加させることができる。

50

また、この値は、例えば、マッハ 0.6、0.5、0.4、0.3、または、ことによるとより小さい値に減少できる。

【0054】

本実施形態のより広い範囲内では、往復運動を有するジェット気流は、異なる角度配向に向けることができ、異なる角度配向を通じて往復するように動かすことができ、および/または、渦を形成する空気流の他の位置に向けることができる。

【0055】

ノズルセクション 50 の渦放出部分 52 の 1 つの構成において、複数のノズル部材が整列位置に沿って位置付けられる。ノズルのそれぞれは、例えば、より高い速度が必要とされる場合、簡単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適切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変化してもよい（例えば、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のノズルおよび分配ダクト構造は、当業者によく知られている技術を使用して、圧力損失を最小限にするよう設計できる。しかしながら、これらの実施形態のより広い範囲内では、幅寸法よりも大きい長さ寸法を有する連続的なスロットの形態で、より細長いノズル放出部分があってもよい。

【0056】

1 つの実施形態において、本システムは、600,000 ポンドの飛行機のために設計される。1 つの設計において、計算された設計パラメータは以下のとおりである。ノズルセクションの翼弦方向の全長は 43 インチであり、均等に間隔をあけて配置された 13 個の円形の放出オリフィスを有し、放出オリフィスはそれぞれ、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色度はマッハ 0.62 で放出される。

【0057】

別の設計において、同じ 600,000 ポンドの飛行機に対して、放出速度がマッハ 0.62 である場合、ノズル放出セクションの全長は 35 インチであり、3.9 インチの放出オリフィスの内径をそれぞれ有する、9 個のノズル部材がある。

【0058】

さらに第 3 の設計において、同じ飛行機の重量と、同じ放出マッハ数の場合、ノズル放出セクションの全長の寸法は 37 インチであり、3.7 インチの放出オリフィスの内径をそれぞれ有する、10 個のノズル部材がある。

【0059】

図 15 A ないし図 23 は、本発明のさらなる実施例にしたがった、渦消散デバイスと、結果として得られる予想される流れパターンとを図示する。これらの実施形態のうちの少なくともいくつかの観点において、ジェット流を送り出して、翼先端部の渦を分解またはさもなければ消散させるノズルは、固定された構成を有することができる。したがって、これらのノズルから送り出される流れは、例えば、ノズルを通じて流れをパルス化させることにより、時間とともに変化する質量の流量を有することができる。これらの実施形態の別の観点において、これらのノズルから発出する流れの経時変化の性質は、上述したノズル位置の空間的な変化と組合と組み合わせることができる。ノズルを通る空気流の経時変化の性質を制御できる方法のさらなる詳細を以下に記述する。

【0060】

図 15 A は、渦消散デバイス 1530 が位置付けられている翼 1514 を有する航空機 1510 を概略的に図示する。この実施形態の 1 つの観点において、航空機 1510 は高翼構成を有しているが、渦消散デバイスが設置されている航空機は、図 1 中に示した構成を含むがこれに限定されない幅広いさまざまな他の適切な構成のいずれをも有することができる。これらの実施形態のいずれにおいても、翼 1514 または他のエーロfoil 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、アウトボードの翼先端部 1520 を有する。渦消散デバイス 1530 は、それぞれの翼 1514 のアウトボードの翼先端部 1520 に、またはその近傍に装着することができる。他の設置においては、渦消散デバイス 1530 は、翼 1514 に加えて、または翼 1514 の代わりに、他

10

20

30

40

50

のエーロfoilの先端部に装着できる。このような他のエーロfoilは、例えば、後縁デバイス（例えば、後縁フラップ1522、補助翼、フラッペロン、または他の展開可能なデバイス）、前縁デバイス（例えば、前縁スラット）、航空機制御面（例えば、航空機昇降舵および/または水平安定板）、回転翼航空機のブレード、および/またはカナードを含むことができる。渦消散デバイス1530の特徴のさらなる詳細を以下に記述する。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が設置されている特定の航空機およびエーロfoilに合うように調整できる。したがって、以下の説明および関連した図面において記載したデバイスおよび方法のいくつかの観点は、他の実施形態において他の構成を有してもよい。

#### 【0061】

図15Bは、図15A中に示した翼先端部1520および渦消散デバイス1530の拡大された等角図である。いくつかの実施形態においては平坦とすることができ、他の実施形態においては半円筒形とすることができ、さらなる実施形態においては複数の次元で複数の軸を中心としてカーブしたものとすることができ、先端面1521を翼先端部1520は含むことができる。これらの実施形態のいずれにおいても、渦消散デバイス1530は1つ以上のノズル1590（説明のために図15B中には14個が示されている）を含むことができ、ノズル1590はそれぞれ、ノズルオリフィス1591を有している。この実施形態の特定の観点において、ノズルオリフィス1591は、先端面1521とほぼ同一平面となるように位置付けられる。他の実施形態において、ノズルオリフィス1591は（例えば、先端面1521からわずかに凹んでいるなど、）他の構成を有することができる。ノズル1590が使用されていないとき、図5Aに関連して上述したのとほぼ同様の方法で、ノズルオリフィス1591は可動ドアの後方に配置できる。説明のために、このようなカバーを図15B中で示していない。ノズルオリフィス1591は、例えば（図15Bにおいて、第1の、例えば、上方の列1594a、および第2の、例えば、下方の列1594bとして示される）複数の列1594のような特定のパターンで並べることができる。図16Aないし図22に関連してさらに以下に記述するように、ノズル1590を通して方向付けられる空気または別の気体の流れを時間に依存する方法で制御し、変化させて、翼先端部1520から発出している渦の消散を促進できる。

#### 【0062】

図16Aおよび図16Bは、図15Aないし図15B中で示した翼1514の単純化されたバージョン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図示する。CFDシミュレーションを簡単にするために、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に関して折り返され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重大な影響を及ぼすものとは考えられない。図示した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°の迎角に対応する。

#### 【0063】

図16Aは、渦消散デバイス1530が非作動状態であるとき、すなわち、流体流れがノズル1590（図15B）を通じてアクティブに外に方向付けられないときに結果として生じる、流れ場に対応する流れの線1592aを図示する。流れの線1592aは、最初に翼先端部1520に位置付けられている粒子の流れを表わす。図16A中で図示したように、流れ場は、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み、翼先端部の渦は、芯軸のまわりにしっかりと巻かれ、しっかりと巻かれた螺旋の状態です翼先端部1520から下流に進む。

#### 【0064】

図16Bは、加圧空気がノズル1590（図15B）を通して供給されるときに、予想される流れに対応する流れの線1592bを図示する。図16Bにおいて、流れは、約10Hzの周波数ですべてのノズル1590を通して同時にパルス化される。本実施形態の1つの観点において、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

10

20

30

40

50

パルス間の間隔とを有する方形波関数にしたがって供給される。他の実施形態において、以下により詳細に記述するように、流れがパルス化される方法は異なってもよい。図16Bから明らかなように、ノズルを通して空気流をパルス化することにより、翼先端部1520から発出する渦が擾乱されることが予想される。上述したように、このような擾乱により、後続する航空機に対する渦の潜在的に有害な影響を低減できることが予想される。

【0065】

図17Aおよび図17Bは、それぞれ図16Aおよび図16Bに関連して上述したのと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図示する。特に、図17Aは、渦消散デバイス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る渦芯1595aと交差流輪郭1593aとを図示する。渦芯1595aおよび強い交差流勾配は、翼先端部1520の下流のかなりの距離にわたって持続する。

10

【0066】

図16Bに関連して上述したように、図17Bは、流れが10Hzでノズル1590を通してパルス化される状態に対する、渦芯1595bと、対応する交差流輪郭1593bとを図示する。このケースにおいて、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の後部における短い距離で）分解する。これらの予測される結果は、ノズル1590を通して流れをパルス化することにより、翼先端部の渦を著しく擾乱でき、および/または消散できるという予想をさらに示す。

20

【0067】

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に関連して上述したのと同じ流れ場条件でシミュレートされた全圧力レベルを図示する。図18Aは、線1596aにより表わされる、擾乱されていない渦に対してシミュレートされた全圧力レベルを図示する。図18Aはまた、（線1596b1ないし1596b6により表される）約10Hzの周波数でのノズルを通る流体パルスの起動後に、連続的な0.1秒の時間間隔で、擾乱された渦に対する全圧力レベルを図示する。結果的に、図18Aは、予想される全圧力レベルが、線1596aにより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状態（たとえば、約1.0の全圧力比）に近づくことを示している。

30

【0068】

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図示する。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の周波数でノズルを通る流体パルスの起動後0.6秒の全圧力レベルを表わす。したがって、図18Bは、渦が消散し、全圧力レベルが自由流状態に関連付けられるものに近づく速さ（0.6秒）をさらに図示する。

【0069】

他の実施形態において、ノズルを通る流れは、上述した10Hzのパルス以外の方法で、変化させることができるが、なお、著しい渦の消散を達成できる。例えば、図19は、ノズルを通る流れが（10Hzではなく）1Hzでパルス化されたときの予想される結果を図示しており、ここでは0.5秒の、パルス幅およびパルス間隔を有する。図19は、渦芯1995と交差流輪郭1993とを図示する。図19中で示した渦芯1995と図17A中で示した渦芯1595bとを比較することにより、比較的低い周波数パルスでさえ、翼先端部1520から発出する渦の流れを消散させるかなりの能力があることが示される。図19中に示した交差流輪郭1993と、図17A中に示した交差流輪郭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示される。

40

【0070】

少なくともいくつかの実施形態において、高周波数パルスおよび低周波数パルスは、異なる方法で翼先端部の渦に影響を及ぼすことが予想される。例えば、高周波数パルスは、翼先端部1520で、またはまさにその近くで、翼先端部の渦を乱し、分解し、および/

50

またはさもなければ崩壊させる傾向があることが予想される。逆に、より低い周波数パルスは翼先端部における流れに乱れを発生させ、これらの乱れがより長期間にわたって発達するかもしれないが、最終的には渦の崩壊および/または分解をも生じさせることが予想される。特定の例において、図17Bと図19との比較は、渦が比較的高い周波数パルス(図17B)にさらされたときには、渦は翼先端部1520により接近して、かつ安定した方法で分解できることを示す。渦がより低い周波数パルス(図19)にさらされたときには、渦は、より長い期間(それゆえに、より長い距離)にわたって、かつ不安定な方法で分解する。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/またはさもなければ低減させることが予想される。

#### 【0071】

いずれかの所定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てもよい。例えば、図19に関連して上述したシミュレーションにおいて、流れは、交互に第1の列1594aと第2の列1594b(図15B)とに供給された。したがって、第1の列1594aにおけるノズル1590は、0.5秒のパルス幅と0.5秒のパルス間の間隔とを有する1Hzでパルス化され、第2の列1594bにおけるノズル1590はまた、第1の列1594aにより供給されるパルスに対して0.5秒だけずらされた方法で、0.5秒のパルス幅と、0.5秒のパルス間の間隔とを有する1Hzでパルス化された。すなわち、流れパルスが第1の列1594a中のノズル1590に供給されたとき、第2の列1594b中のノズル1590は非作動状態になり、逆も同様であった。少なくともいくつかの例において、第1の列1594aと第2の列1594bとに対して流れを交互に供給することにより、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。

#### 【0072】

図20Aないし図20Dは、異なるときに異なるノズルが空気流を供給する他の実施形態にしたがった代表的な構成を図示する。図20Aは、開いたノズル2098aと、閉じたノズル2097aとの“チェッカー盤”パターンを有するノズル1591を図示する。図20Bは、閉じたノズル2097bが開いたノズル2098bの前方に位置する別の構成を図示する。いずれかの実施形態の1つの観点において、開いたノズル2098bおよび閉じたノズル2097bの構成は、翼先端部の渦を崩壊させるために交替させることができる。他の実施形態において、いくつかのノズル(例えば、後方のノズル)を開けたままにすることがいくつかの飛行条件で特に有益であり、他のノズル(例えば、前方のノズル)を開けたままにすることが他の飛行条件で特に有益であると決定されるかもしれない。したがって、開いたノズルおよび閉じたノズルの選択は、航空機の飛行体制に依存する方法でなされてもよい。他の実施形態において、ノズルは、さまざまな方法で、開いた状態と閉じた状態とを交替させてもよい。これらの実施形態のいずれにおいても、ノズルが作動状態から非作動状態に切り換わる経時変化方法に重ね合わされる経時変化方法で、ノズル1591を通して流れをパルス化してもよい。したがって、作動状態のノズルすなわち開いたノズルを通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を交替す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。

#### 【0073】

図20Cおよび図20Dは、翼先端部1520で、ノズル流の進行する“波”を作り出すために、ノズルを通る流れを変化させる方法を図示する。例えば、図20Cは、時間 $T_0$ における、後方に位置付けられた2つの作動状態のノズル2098cと、前方に位置付けられた残りの非作動状態のノズル2097cとを図示する。(図20D中で図示した) $T_1$ において、作動状態のノズル2098dは、図20C中に示した構成から1列前方にシフトしており、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付けられている。作動状態のノズル2098dの位置は、最も前方のノズルが開くまで同様の方法で連続的に前方にシフトし続けることができる。この時点で、作動状態のノズルの“波”は最も後方の列のノズルから再開でき、または、波は反転して後方向に進行できる。

10

20

30

40

50

## 【 0 0 7 4 】

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要素が、異なる構成で選択および/または変更できることが理解される。これらのパラメータの選択を駆り立てる要素は、ノズルが設置されている航空機のタイプ（例えば、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、システムが設置されているエーロfoilの形状および構成、ならびに/または、先端部の渦の減衰レートが加速される所望の度合いを含むことができる（しかし、これらに限定されない）。

## 【 0 0 7 5 】

図 2 1 A ないし図 2 1 D は、いずれかの所定のノズルを通る流れを変化させる、代表的なパルスプロファイルを図示する。例えば、図 2 1 A は、ステップ関数を有するパルスプロファイル 2 1 9 9 a を図示する。各ステップの幅（例えば、流れがノズルを通過している期間）と、補完的なパルス間隔（例えば、流れがいずれかの所定のノズルを流れていない期間）は、特定の結果を生じるように選択された方法で変化させることができる。例えば、図 2 1 A 中で示した実施形態において、パルス幅およびパルス間隔は同じであるが、他の実施形態において、パルス幅およびパルス間隔は異なってもよい。

10

## 【 0 0 7 6 】

図 2 1 B は、流れのステップの増加と、その後の流れの漸進的減少と、その後、いったん流量が 0 にまで低減した後の即時のステップの増加とを有するパルスプロファイル 2 1 9 9 b を図示する。図 2 1 C は、流量の増加が漸進的であり、減少がステップ関数であるパルスプロファイル 2 1 9 9 c を図示する。図 2 1 C 中に示したように、パルスプロファイル 2 1 9 9 c は、どの流れも対応するノズルを通して排出されない、パルス間隔を含むことができる。図 2 1 D 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 2 1 9 9 d を図示する。

20

## 【 0 0 7 7 】

図 1 5 A ないし図 2 1 D 中で示した構成と、関係付けられた説明とにより、エーロfoilデバイスの先端部に形成される渦の流れを崩壊させるために使用できる構成の代表的な例が提供される。これらの先端領域から流れが排出される位置および/または方法は、本発明のさらなる実施形態にしたがった他の方法で、選択および/または変更されてもよい。

## 【 0 0 7 8 】

図 2 2 は、本発明の実施例にしたがって構成された渦消散デバイス 2 2 3 0 の構成を図示する。渦消散デバイス 2 2 3 0 は、図 1 5 A に関連して上述したのとほぼ同様の方法で配列されたノズル 1 5 9 0 およびオリフィス 1 5 9 1 を含むことができる。他の実施形態において、ノズルの配列および/または構成は異なってもよい。これらの実施例のいずれにおいても、渦消散デバイス 2 2 3 0 は、ノズル 1 5 9 0 のいずれかを通る流れを選択的に方向付けるかまたは流れを抑制するバルブデバイス 2 2 3 1 を含むことができる。本実施形態の特定の観点において、バルブデバイス 2 2 3 1 は、圧力の変化を使用して、対応するオリフィスを開いたり閉じたりする流体デバイスとすることができる。圧力の変化は、対応する流体の、または空気のバルブ構成によって提供でき、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。適切な装置は、ニュージャージー州のモリスタウンシップのハニーウェル社から入手できる。他の実施形態において、他の適切な、流体の、機械式の、および/または電気機械式の、バルブをバルブデバイス 2 2 3 1 に組み込むことができる。

30

40

## 【 0 0 7 9 】

上述の実施形態のいずれにおいても、ノズル 1 5 9 0 を通って排出される比較的高圧の空気が高圧空気源 2 2 3 2 により供給できる。高圧空気源 2 2 3 2 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、主エンジンまたは補助出力ユニット）を含むことができる。他の実施形態において、ノズル 1 5 9 0 に供給される空気は、例えば電氣的に駆動されるコンプレッサなどの別個の源により加圧できる。

## 【 0 0 8 0 】

50

上述の実施形態のいずれにおいても、渦消散デバイス 2 2 3 0 は制御装置 2 2 3 3 含むことができる。制御装置 2 2 3 3 は、バルブデバイス 2 2 3 1 と動作可能に結合されており、各ノズル 1 5 9 0 に対する流れをいつどのように調整するかをバルブ装置 2 2 3 1 に命令する信号をバルブ装置 2 2 3 1 に向けるように構成できる。特定の実施形態において、制御装置 2 2 3 3 はコンピュータシステムを含むことができる。したがって、制御装置 2 2 3 3 により提供される指示の多くは、プログラム可能なコンピュータにより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態を取ることができる。ここで一般的に使用される、用語“コンピュータ”は、何らかのデータプロセッサを指し、マルチプロセッサシステムや、プロセッサベースのまたはプログラム可能な家庭用電子機器や、ネットワークコンピュータや、ミニコンピュータや、ハンドヘルドデバイスや、これらに類似するものを含むことができる。プログラムモジュールまたはサブルーチンは、ローカルおよびリモートのメモリ記憶デバイス中に位置していてもよく、磁氣的にまたは光学的に、読取り可能な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いてもよく、さらに、ネットワークを介して電子的に分散されていてもよい。したがって、制御装置 2 2 3 3 は、流れがノズル 1 5 9 0 を通して供給される方法を、特に、いくつかのケースにおいては、オペレータにより調整される予め設定された方法を変更するようにプログラムできる。制御装置 2 2 3 3 を他の航空機システムに結合して、それにより、対応する航空機が飛行している特定の飛行体制に依存する方法で、ノズルを通して供給される流れの特性を自動的に変更できる。例えば、流れの特性は、航空機が高速巡航状態あるいは、低速進入または離陸状態であるかどうかによって自動的に変更できる。ノズル 1 5 9 0 が動くよう構成されているとき、制御装置 2 2 3 3 はまた、ノズル 1 5 9 0 の動きを指示するよう構成できる。

#### 【0081】

図 2 3 は翼 2 3 1 4 の部分概略図であり、本発明のいくつかの追加の実施形態にしたがった、いくつかの異なる渦消散デバイス 2 3 3 0 a ないし c (総称して渦消散デバイス 2 3 3 0 と呼ばれる) を示す。説明のために、これらのデバイスは単一の翼 2 3 1 4 上に示されている。さらなる実施形態にしたがった翼は、図示した渦消散デバイス 2 3 3 0 のさまざまな組み合わせ、または図示したデバイス 2 3 3 0 のうちのいずれかを単独で含むことができる。これらのデバイス 2 3 3 0 のいずれも、経時変化するジェットパルスを送り出す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り出す空間的に可動なオリフィス、または、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り出すオリフィスを有することができる。

#### 【0082】

翼 2 3 1 4 は、翼先端部の渦消散デバイス 2 3 3 0 a を有する翼先端部 2 3 2 0 を含むことができる。翼先端部の渦消散デバイス 2 3 3 0 a は、上述のいずれにもほぼ類似した構成を有することができる。翼 2 3 1 4 はまた、ウイングレット 2 3 2 3 を含むことができ、ウイングレット 2 3 2 3 は、(オプション的に)ウイングレット先端部の渦消散デバイス 2 3 3 0 b を備えた、ウイングレット先端部 2 3 2 5 を含むことができる。いくつかの実施形態において、ウイングレット 2 3 2 3 がウイングレット先端部の渦消散デバイス 2 3 3 0 b を装備するかどうかは、ウイングレット 2 3 2 3 の大きさにより決定できる。一般に、ウイングレット 2 3 2 3 が大きければ大きいほど、ウイングレット先端部の渦消散デバイス 2 3 3 0 b からの可能性のある利点が大きくなる。

#### 【0083】

翼 2 3 1 4 はまた、後縁デバイス先端部 2 3 2 4 を有する後縁デバイス 2 3 2 2 (例えば、フラップ)を含むことができる。後縁デバイス先端部 2 3 2 4 は、後縁デバイス先端部の渦消散デバイス 2 3 3 0 c を装備できる。再度説明すると、後縁デバイス 2 3 2 2 が大きければ大きいほど、後縁デバイス先端部の渦消散デバイス 2 3 3 0 c からの予想される利点が大きくなる。

#### 【0084】

前述のことから、説明のために、本発明の特定の実施形態をここで記述してきたが、本

10

20

30

40

50

発明から逸脱することなくさまざまな修正が実施できることを理解するだろう。例えば、特定の実施形態の文脈に記述した本発明の観点は、他の実施形態において組み合わせられるか、または削除されてもよい。特定の例において、上述したノズル流の、経時変化する特徴は、ノズルの空間的に変化する特徴と組み合わせられてもよく、このことは、上述されている。特定の実施形態において、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り出すノズルを翼先端部に設けることができ、反対の特徴（空間的に可動であるが安定したジェット流）を有するノズルをフラップまたは他の高揚力装置の先端に設けることができる。他の実施形態において、固定されたノズルおよび可動ノズルの位置は、逆にすることができる。さまざまな実施形態において、ノズルを通してパルス化される流れは、1 Hz未満の周波数で、10 Hzよりも高い周波数で、または1ないし10 Hzの周波数でパルス化できる。

10

#### 【0085】

上述したノズルはいずれも、図中で示し、関係付けられた文面に記載したものとは異なる特徴を有することができる。例えば、図中で示したノズルは、ほぼ円形の断面の出口形状を有するが、他の実施形態において、ノズルの出口（およびノズルの他の領域）は、円形でない断面の形状を有することができる。複数のノズルを（例えば、スロットの形態で）組み合わせて、個々のノズルの全体数を減らすことができ、他の実施形態において、個々のノズルの数は、図中で示した数から増やすことができる。ノズルは、図中で示し、上述したものとは異なる形状および構成を有することができる。図中で示し、上述したものとは異なる構成を有する航空機に設置できる。多くのケースにおいて、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、いくつかのケースにおいて、ノズルは他の気体または他の流体を方向付けることができる。本発明のいくつかの実施形態に関係付けられた利点をそれらの実施形態の文脈において記述してきたが、他の実施例もまた、このような利点を示すことができ、すべての実施形態が本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、本発明は、特許請求の範囲による以外に限定されない。

20

#### 【図面の簡単な説明】

#### 【0086】

【図1】図1は、それぞれの翼先端部の位置において渦を発生する飛行機を示す等角図である。

30

【図2】図2は、渦の形成を結果として生じる流れパターンを図示する、エーロフォイルの断面の等角図である。

【図3】図3は、発生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図示するいくぶん概略的な等角図である。

【図4】図4は、典型的な渦の断面図である。

【図5A】図5Aは、本発明の最初の実施形態のジェット気流パターンを示す連続図である。

【図5B】図5Bは、本発明の最初の実施形態のジェット気流パターンを示す連続図である。

【図5C】図5Cは、本発明の最初の実施形態のジェット気流パターンを示す連続図である。

40

【図5D】図5Dは、本発明の最初の実施形態のジェット気流パターンを示す連続図である。

【図6】図6は、本発明の実施形態のノズルセクションを図示するいくぶん概略的な等角図である。

【図7】図7は、図6の線7-7に沿って得られた断面図である。

【図8】図8は、図6のノズルセクションの端面図である。

【図9A】図9Aは、ジェット気流の方向の周期的な動きの周波数が10.7 Hzである渦消散装置の、非作動の状況および作動の状況おける、翼先端部から発生される渦を図示する。

50

【図9B】図9Bは、ジェット気流の方向の周期的な動きの周波数が $10.7\text{Hz}$ である渦消散装置の、非作動の状況および作動の状況おける、翼先端部から発せられる渦を図示する。

【図9C-1】図9C-1は、ジェット気流の方向の周期的な動きの周波数が $10.7\text{Hz}$ である渦消散装置の、非作動の状況および作動の状況おける、翼先端部から発せられる渦を図示する。

【図9C-2】図9C-2は、ジェット気流の方向の周期的な動きの周波数が $10.7\text{Hz}$ である渦消散装置の、非作動の状況および作動の状況おける、翼先端部から発せられる渦を図示する。

【図9D-1】図9D-1は、ジェット気流の方向の周期的な動きの周波数が $10.7\text{Hz}$ である渦消散装置の、非作動の状況および作動の状況おける、翼先端部から発せられる渦を図示する。

10

【図9D-2】図9D-2は、ジェット気流の方向の周期的な動きの周波数が $10.7\text{Hz}$ である渦消散装置の、非作動の状況および作動の状況おける、翼先端部から発せられる渦を図示する。

【図10A】図10Aは、装置の作動前と動作周波数が $10.7\text{Hz}$ である作動後とにおける渦を表わす等値面を表示する。

【図10B】図10Bは、装置の作動前と動作周波数が $10.7\text{Hz}$ である作動後とにおける渦を表わす等値面を表示する。

【図10C】図10Cは、装置の作動前と動作周波数が $10.7\text{Hz}$ である作動後とにおける渦を表わす等値面を表示する。

20

【図11A】図11Aは、 $10.7\text{Hz}$ の動作周波数における、渦の発生と消散とを表わすグラフである。

【図11B】図11Bは、 $10.7\text{Hz}$ の動作周波数における、渦の発生と消散とを表わすグラフである。

【図11C】図11Cは、 $10.7\text{Hz}$ の動作周波数における、渦の発生と消散とを表わすグラフである。

【図12A】図12Aは、動作周波数が $1.07\text{Hz}$ であることを除いて、図10Aに類似の等値面を表示する。

【図12B】図12Bは、動作周波数が $1.07\text{Hz}$ であることを除いて、図10Bに類似の等値面を表示する。

30

【図12C】図12Cは、動作周波数が $1.07\text{Hz}$ であることを除いて、図10Cに類似の等値面を表示する。

【図13A】図13Aは、装置が $1.07\text{Hz}$ の周波数で動作している図11Aに類似のグラフである。

【図13B】図13Bは、装置が $1.07\text{Hz}$ の周波数で動作している図11Bに類似のグラフである。

【図13C】図13Cは、装置が $1.07\text{Hz}$ の周波数で動作している図11Cに類似のグラフである。

【図14A】図14Aは、図5Aないし図5Dに類似するが、ジェット気流が位相が異なる関係において往復するように動く2つのジェット気流セクションを有する、本発明のさらなる実施形態を示す。

40

【図14B】図14Bは、図5Aないし図5Dに類似するが、ジェット気流が位相が異なる関係において往復するように動く2つのジェット気流セクションを有する、本発明のさらなる実施形態を示す。

【図14C】図14Cは、図5Aないし図5Dに類似するが、ジェット気流が位相が異なる関係において往復するように動く2つのジェット気流セクションを有する、本発明のさらなる実施形態を示す。

【図14D】図14Dは、図5Aないし図5Dに類似するが、ジェット気流が位相が異なる関係において往復するように動く2つのジェット気流セクションを有する、本発明のさ

50

らなる実施形態を示す。

【図14E】図14Eは、図5Aないし図5Dに類似するが、ジェット気流が違相関係において往復するように動く2つのジェット気流セクションを有する、本発明のさらなる実施形態を示す。

【図15A】図15Aは、本発明の別の実施形態にしたがって構成された渦消散デバイスを有する航空機の等角図である。

【図15B】図15Bは、図15A中で示した航空機の一部を図示する拡大等角図である。

【図16A】図16Aは、本発明の実施形態にしたが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。

10

【図16B】図16Bは、本発明の実施形態にしたが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17Aは、図16Aおよび図16B中で最初に示した流れ場に関係付けられた交差流速度輪郭を図示する。

【図17B】図17Bは、図16Aおよび図16B中で最初に示した流れ場に関係付けられた交差流速度輪郭を図示する。

【図18A】図18Aは、図16A中で示した流れ場に関係付けられた全圧力レベルを図示する。

【図18B】図18Bは、図16B中で示した流れ場に関係付けられた全圧力レベルを図示する。

20

【図19】図19は、本発明の別の実施形態にしたがったシステムの作動後における流れ場に関連付けられた、予想される交差流速度輪郭を図示する。

【図20A】図20Aは、本発明のいくつかの実施形態にしたがって構成された、作動状態および非作動状態のノズルを図示する。

【図20B】図20Bは、本発明のいくつかの実施形態にしたがって構成された、作動状態および非作動状態のノズルを図示する。

【図20C】図20Cは、本発明のいくつかの実施形態にしたがって構成された、作動状態および非作動状態のノズルを図示する。

【図20D】図20Dは、本発明のいくつかの実施形態にしたがって構成された、作動状態および非作動状態のノズルを図示する。

30

【図21A】図21Aは、本発明のいくつかの実施形態にしたがった、ノズルを通る流体流れをパルス化する方法を概略的に図示する。

【図21B】図21Bは、本発明のいくつかの実施形態にしたがった、ノズルを通る流体流れをパルス化する方法を概略的に図示する。

【図21C】図21Cは、本発明のいくつかの実施形態にしたがった、ノズルを通る流体流れをパルス化する方法を概略的に図示する。

【図21D】図21Dは、本発明のいくつかの実施形態にしたがった、ノズルを通る流体流れをパルス化する方法を概略的に図示する。

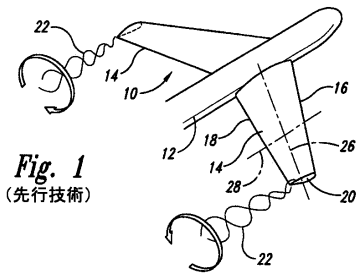
【図22】図22は、本発明の別の実施形態にしたがって構成された渦消散デバイスを含む航空機システムの部分概略図である。

40

【図23】図23は、本発明のさらなる実施形態にしたがって構成された渦消散デバイスを含む航空機システムの部分概略図である。

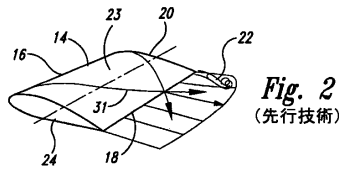
【 図 1 】

图 1



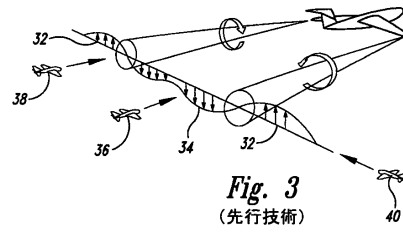
【 図 2 】

图 2



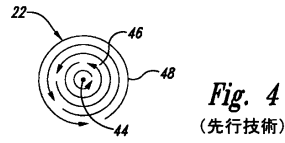
【 図 3 】

图 3



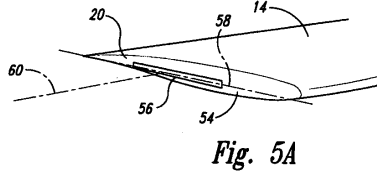
【 図 4 】

图 4



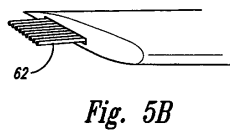
【 図 5 A 】

图 5A



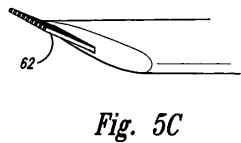
【 図 5 B 】

图 5B



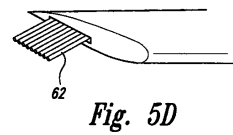
【 図 5 C 】

图 5C



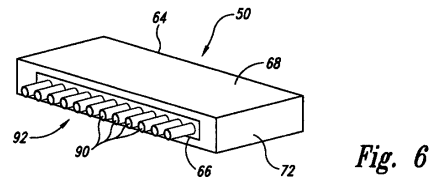
【 図 5 D 】

图 5D



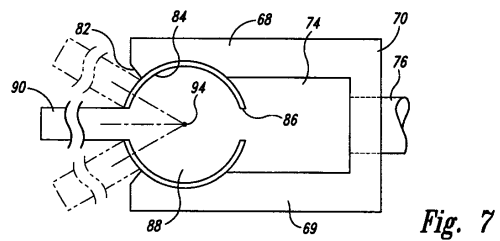
【 図 6 】

图 6



【 図 7 】

图 7



【図8】

図8

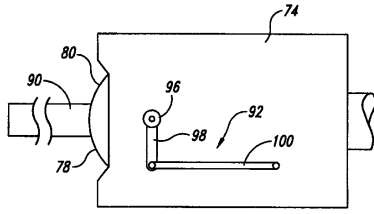


Fig. 8

【図9A】

図9A

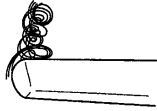


Fig. 9A

【図9B】

図9B

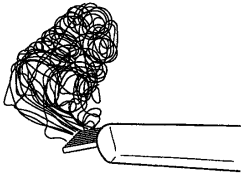


Fig. 9B

【図9C-1】

図9C-1

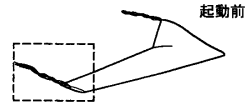


Fig. 9C-1

【図9C-2】

図9C-2

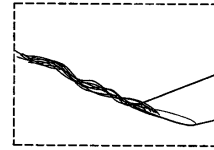


Fig. 9C-2

【図9D-1】

図9D-1

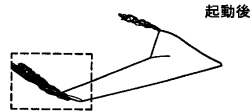


Fig. 9D-1

【図9D-2】

図9D-2

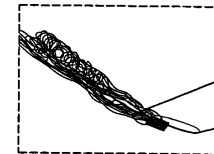


Fig. 9D-2

【図10A】

図10A

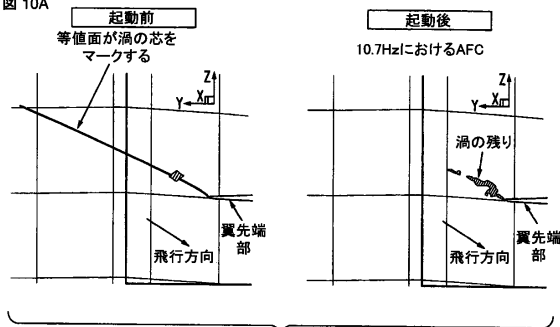


Fig. 10A

【図10C】

図10C

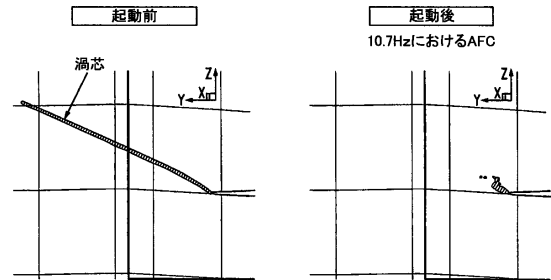


Fig. 10C

【図10B】

図10B

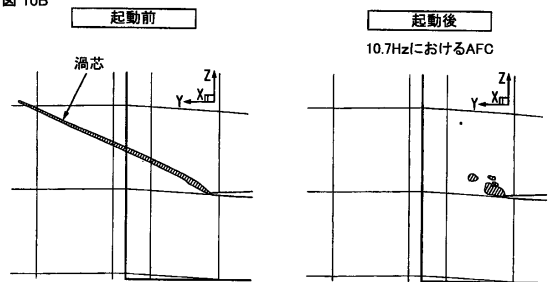


Fig. 10B

【図11A】

図11A

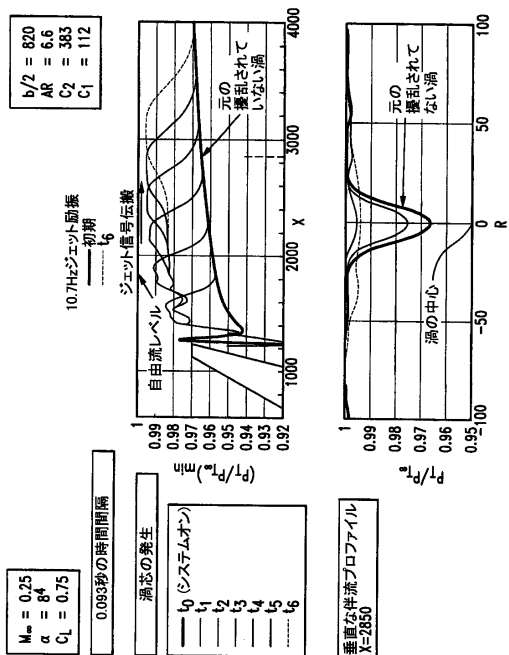


Fig. 11A

【図11B】

図11B

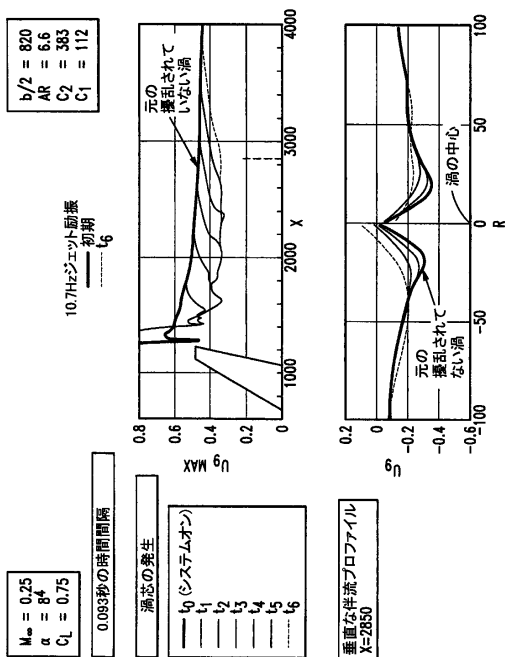


Fig. 11B

【図11C】

図11C

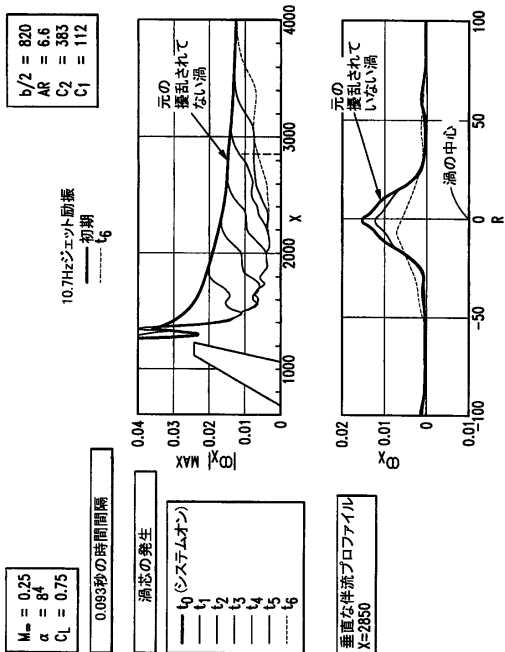


Fig. 11C

【図12A】

図12A

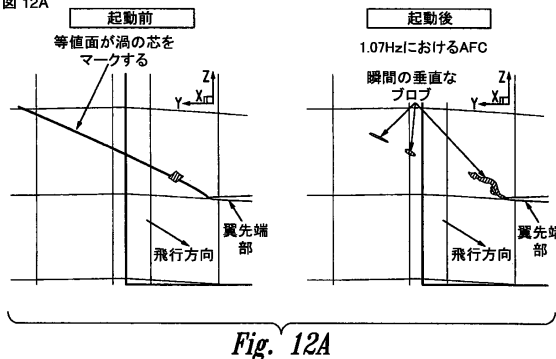


Fig. 12A

【図12B】

図12B

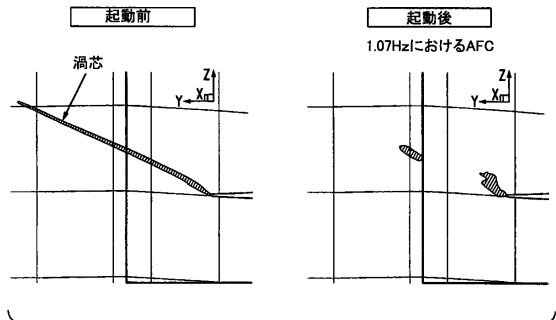


Fig. 12B

【 図 1 2 C 】

図 12C

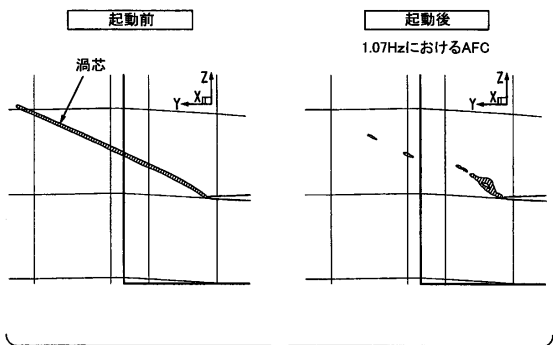


Fig. 12C

【 図 1 3 A 】

図 13A

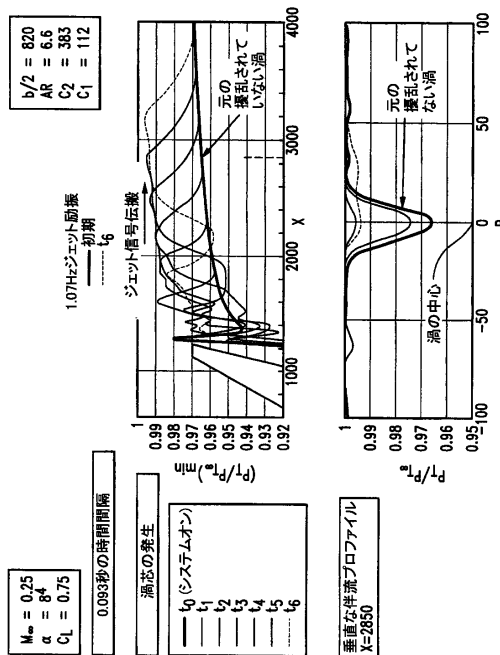


Fig. 13A

【 図 1 3 B 】

図 13B

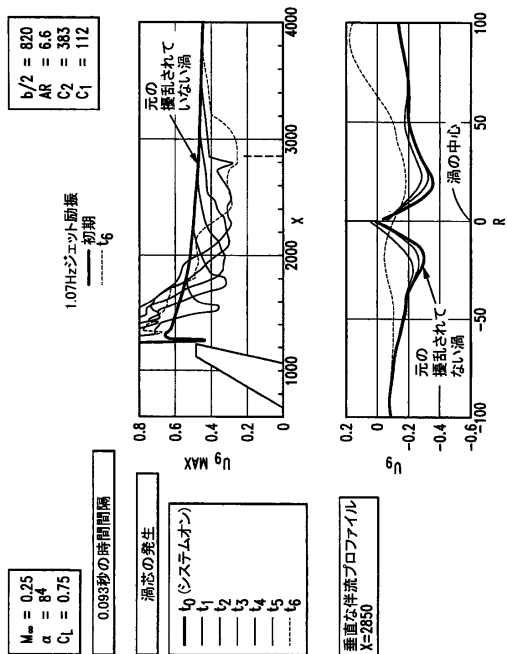


Fig. 13B

【 図 1 3 C 】

図 13C

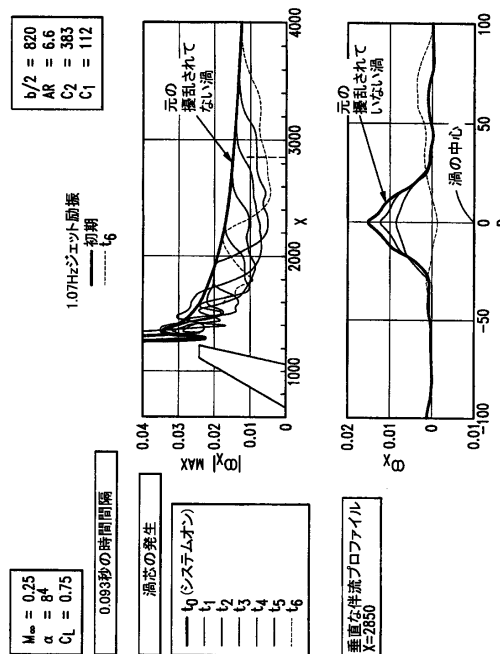


Fig. 13C

【 14 A 】

図 14A

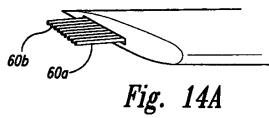


Fig. 14A

【 14 B 】

図 14B

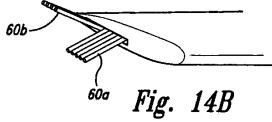


Fig. 14B

【 14 C 】

図 14C

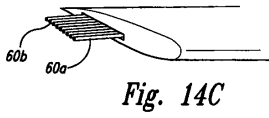


Fig. 14C

【 14 D 】

図 14D

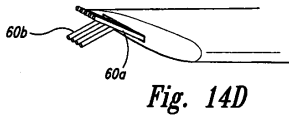


Fig. 14D

【 16 A 】

図 16A

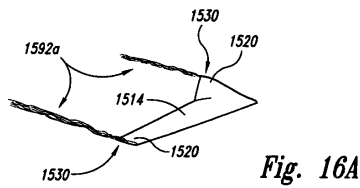


Fig. 16A

【 16 B 】

図 16B

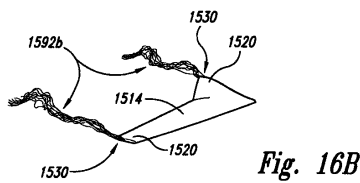


Fig. 16B

【 17 A 】

図 17A

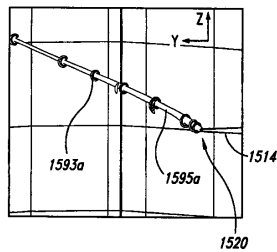


Fig. 17A

【 14 E 】

図 14E

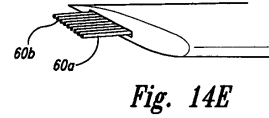


Fig. 14E

【 15 A 】

図 15A

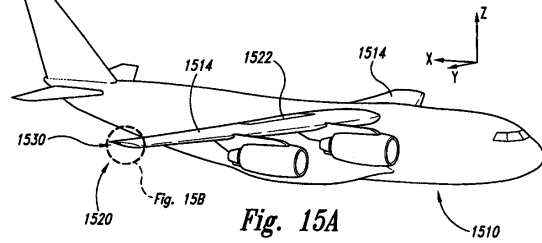


Fig. 15A

【 15 B 】

図 15B

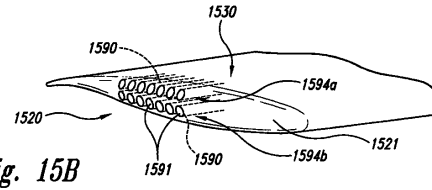


Fig. 15B

【 17 B 】

図 17B

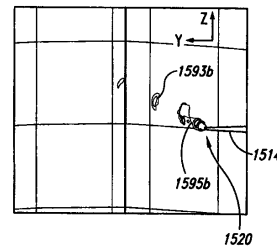


Fig. 17B

【 18 A 】

図 18A

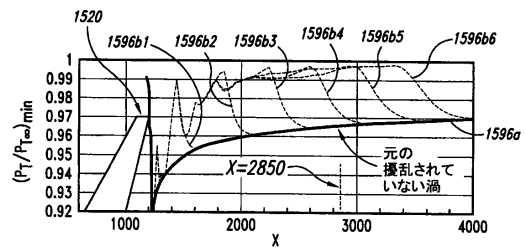


Fig. 18A

【 図 18 B 】

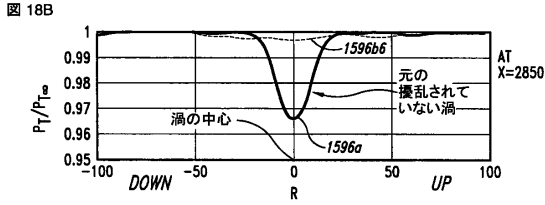


Fig. 18B

【 図 19 】

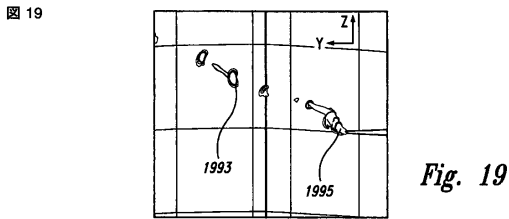


Fig. 19

【 図 20 A 】

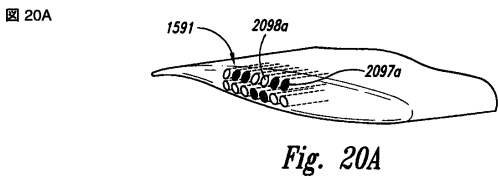


Fig. 20A

【 図 21 A 】

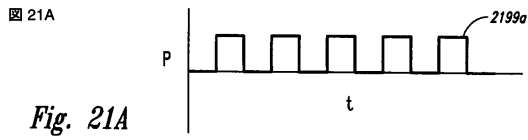


Fig. 21A

【 図 21 B 】

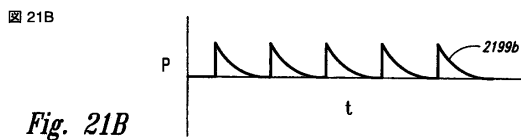


Fig. 21B

【 図 21 C 】



Fig. 21C

【 図 21 D 】

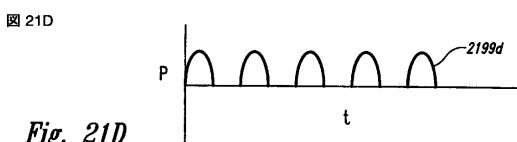


Fig. 21D

【 図 20 B 】

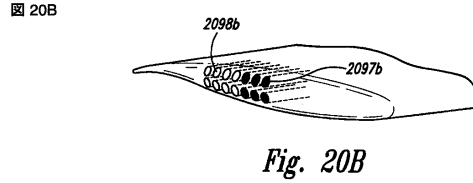


Fig. 20B

【 図 20 C 】

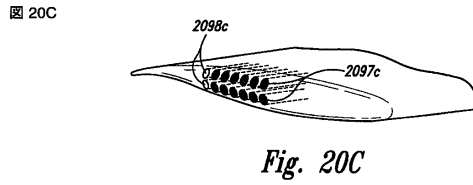


Fig. 20C

【 図 20 D 】

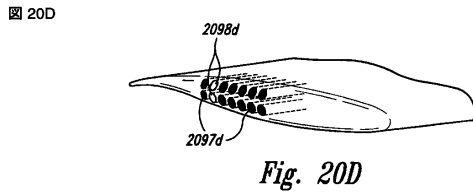


Fig. 20D

【 図 22 】

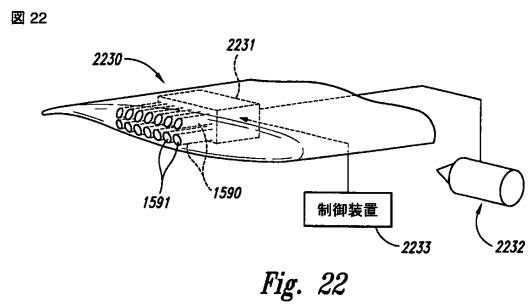


Fig. 22

【 図 23 】

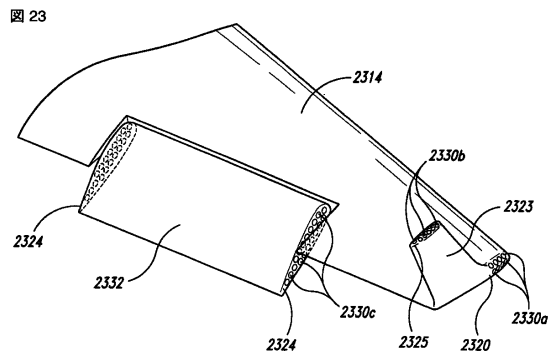


Fig. 23

## フロントページの続き

- (72)発明者 ヤドリン、ヨラム  
アメリカ合衆国、カリフォルニア州 92604、アーバイン、ワイルドウッド 62
- (72)発明者 クラーク、ロジャー・ダブリュ.  
アメリカ合衆国、カリフォルニア州 92648、ハンティントン・ビーチ、エイズ・ストリート  
609
- (72)発明者 レオポルド、ドナルド・エイチ.  
アメリカ合衆国、カリフォルニア州 92688、ランチョ・サンタ・マルガリタ、タレガ 9

審査官 北村 亮

- (56)参考文献 米国特許出願公開第2005/0184196(US, A1)  
特表2007-523003(JP, A)  
特開昭52-121297(JP, A)  
特開平08-133188(JP, A)  
特開平04-108095(JP, A)  
米国特許第03090584(US, A)  
欧州特許出願公開第00689990(EP, A1)  
米国特許第03692259(US, A)  
米国特許第03480234(US, A)  
米国特許第03936013(US, A)  
西独国特許出願公開第01756541(DE, A)  
米国特許第06129309(US, A)  
英国特許出願公開第02468978(GB, A)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)  
B64C 23/00