

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2009-102007

(P2009-102007A)

(43) 公開日 平成21年5月14日(2009.5.14)

(51) Int.Cl.	F 1	テーマコード (参考)
B 6 4 C 21/06 (2006.01)	B 6 4 C 21/06	
F 1 5 D 1/12 (2006.01)	F 1 5 D 1/12	Z

審査請求 有 請求項の数 22 O L (全 24 頁)

(21) 出願番号 特願2008-333212 (P2008-333212)
 (22) 出願日 平成20年12月26日 (2008.12.26)
 (62) 分割の表示 特願2003-586022 (P2003-586022) の分割
 原出願日 平成15年4月17日 (2003.4.17)
 (31) 優先権主張番号 60/373,653
 (32) 優先日 平成14年4月18日 (2002.4.18)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 501488837
 エアバス ドイツチュラント ゲゼルシャフト ミット ベシュレンクテル ハフツング
 ドイツ連邦共和国 デー・21129 ハンブルク クレーツラーク 10
 (74) 代理人 100091867
 弁理士 藤田 アキラ
 (72) 発明者 ファビオ ビー. ベルトロッチー
 アメリカ合衆国 コネティカット州 06074 サウス ウィンザー アイビーレーン 15

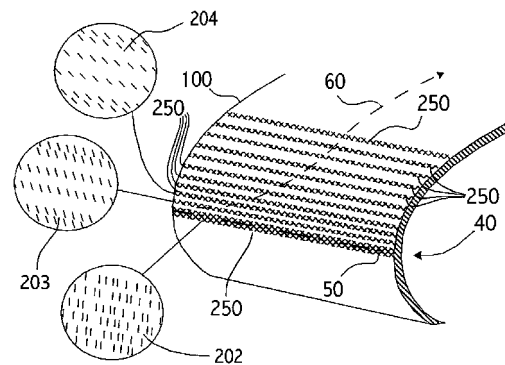
(54) 【発明の名称】 層流システムのための穿孔スキン構造

(57) 【要約】

【課題】 有害な又は不利な効果を克服する吸引を用いる層流制御装置のための穿孔形状と穿孔分布パターンなどを提供する。

【解決手段】 航空力学ボディの外側スキンは、それぞれの翼長方向に延びるグループ又は束において特定のパターンで配された穿孔を有する。穿孔は、100~3000 μmの長さ及び50~250 μmの幅を有するマイクロスロットであることが好ましい。境界層の制御を実現すべく、空気は、外側スキンの上を流れる境界層からマイクロスロットを介して吸引される。それぞれの束では、パターン、サイズ、向き、及びマイクロスロットの他のパラメーターは、吸引により発生する流れの外乱の相互の弱めある干渉を実現し、境界層の流れ不安定性の励起を最小化するようにデザインされる。特に、所与の束の穿孔パターンの空間スペクトルは、状況によって境界層の気流で現れる所与の流れ不安定性の所与の波長で顕著なエネルギーが本質的にない。

【選択図】 図10



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

外側スキンと吸引システムを有する層流制御装置にして、
上記外側スキンはそこを通して連絡している多数の穿孔と外側表面を有し、
上記外側表面は、該外側表面に沿って流れる境界層気流を含む気流に晒すために適用され、

上記吸引システムは上記外側表面と反対側の上記外側スキンの面における上記穿孔と連絡し、上記穿孔を介して上記境界層気流から空気を吸引し、

上記穿孔を通る空気の吸引のために流れの外乱が上記境界層気流で作られる層流制御装置において、

上記穿孔は上記穿孔の空間パターンで空間に分布しており、それで上記流れの外乱は、少なくとも一つ又は複数の選択された波長で相互の弱め合う干渉を受けることを特徴とする層流制御装置。

【請求項 2】

請求項 1 に記載の層流制御装置において、上記穿孔を通る空気の吸引が境界層の気流において最小の流れ不安定性の励起を発生させるように、上記穿孔の上記空間パターンが配されることを特徴とする層流制御装置。

【請求項 3】

請求項 1 に記載の層流制御装置において、上記穿孔の上記空間パターンが、上記一つ又は複数の選択された波長で本質的にエネルギーのない空間スペクトルを有することを特徴とする層流制御装置。

【請求項 4】

請求項 1 に記載の層流制御装置において、上記一つ又は複数の選択された波長が、境界層の気流に現れる所定の流れ不安定性の流れの波長と一致することを特徴とする層流制御装置。

【請求項 5】

請求項 1 に記載の層流制御装置において、上記一つ又は複数の選択された波長が、少なくとも上記穿孔の上記空間パターンの選択された一部が上記外側スキんに位置している特定の翼弦方向の位置における境界層の気流に現れる所定の不安定な流れモードの流れの波長と一致することを特徴とする層流制御装置。

【請求項 6】

請求項 1 に記載の層流制御装置において、
上記空間パターンが、上記穿孔の少なくとも一つの縦に延びる列の、少なくとも一つの細長い縦に延びる束を有し、

上記穿孔のそれぞれは、 $100 \sim 3000 \mu\text{m}$ の範囲の長さとして $50 \sim 250 \mu\text{m}$ の範囲の幅をそれぞれ有するマイクロスロットであることを特徴とする層流制御装置。

【請求項 7】

請求項 1 に記載の層流制御装置において、
上記空間パターンが多数の細長い縦に延びる穿孔の束を有し、
上記束は互いに平行に配置され、それらの間のそれぞれの大きい穿孔されていないスキン領域によって互いに離されており、

上記束はそれぞれ、多数の縦に延びる上記穿孔の列を含み、
上記列は、互いにジグザグに配置された上記穿孔をそれぞれ有する隣接した上記列の列グループにおいて互いに平行に配され、

上記束のそれぞれの内部において隣接する上記列グループの間に小さい穿孔されていないスキン領域が設けられていることを特徴とする層流制御装置。

【請求項 8】

請求項 7 に記載の層流制御装置において、上記束のそれぞれにおける上記列グループが異なる数の上記穿孔の上記列をそれぞれに含むことを特徴とする層流制御装置。

【請求項 9】

10

20

30

40

50

請求項 1 に記載の層流制御装置において、
 上記空間パターンが多数の細長い縦に延びる穿孔の束を有し、
 上記束のそれぞれが、多数の縦に延びる上記穿孔の列を含み、
 上記束は互いに平行に配置され、それらの間の穿孔されていないスキン領域によって互いに離されており、

上記穿孔の上記列は、互いに上記弱め合う干渉を生じさせるように配され、上記穿孔の束は、互いに上記弱め合う干渉を生じさせるように配されていることを特徴とする層流制御装置。

【請求項 10】

境界層気流に晒された層流制御表面にして、
 スキンを通る多数の主要な穿孔を有する外側スキン、及び該主要な穿孔を通る上記境界層気流から空気を引き出すために上記外側スキんに結合した吸引システムを有する層流制御表面において、

上記主要な穿孔は、上記境界層気流において最小の流れ不安定性の励起を生じさせるために互いに対して空間に分布していることを特徴とする層流制御表面。

【請求項 11】

境界層気流に晒された層流制御表面にして、
 スキンを通る多数の主要な穿孔を有する外側スキン、及び該主要な穿孔を通る上記境界層気流から空気を引き出すために上記外側スキんに結合した吸引システムを有する層流制御表面において、

上記主要な穿孔は、所定の波長で本質的にエネルギーのない空間スペクトルを有し、
 上記主要な穿孔を通る上記空気の引き出しにより創出された上記境界層気流における外乱が、上記所定の波長で弱め合う干渉を介して少なくとも部分的に互いを打ち消すことを特徴とする層流制御表面。

【請求項 12】

前縁と外側表面を有する外側スキンとを含む翼であって、該外側スキンを介して該外側表面に連絡している穿孔を有する翼を有する航空機において、

上記穿孔は、上記穿孔の細長い束に空間的に配され、
 上記束は、上記前縁及び互いに縦に本質的に平行に延び、
 上記束は、それらの間のそれぞれの大きい穿孔されていないスキン領域により互いに横

に離されており、
 上記束のそれぞれは、多数の縦に延びる上記穿孔の列を含むことを特徴とする航空機。

【請求項 13】

請求項 12 に記載の航空機において、上記穿孔のそれぞれは、100 ~ 3000 μm の範囲の長さとして 50 ~ 250 μm の範囲の幅を有する細長いスロットであることを特徴とする航空機。

【請求項 14】

請求項 13 に記載の航空機において、上記長さは 500 μm より大きくないことを特徴とする航空機。

【請求項 15】

請求項 13 に記載の航空機において、上記長さは 300 μm より大きくないことを特徴とする航空機。

【請求項 16】

請求項 12 に記載の航空機において、上記束のそれぞれにおける上記穿孔のそれぞれは、それぞれの上記束の縦に延びる方向に平行に方向付けられた長い軸を有する細長いスロットであることを特徴とする航空機。

【請求項 17】

請求項 12 に記載の航空機において、上記束のそれぞれにおける上記穿孔のそれぞれは、それぞれの上記束の縦に延びる方向と垂直に方向付けられた長い軸を有する細長いスロットであることを特徴とする航空機。

10

20

30

40

50

【請求項 18】

請求項 12 に記載の航空機において、上記束のそれぞれにおける上記穿孔のそれぞれは、それぞれの上記束の縦に延びる方向と斜めの角度で方向付けられた長い軸を有する細長いスロットであることを特徴とする航空機。

【請求項 19】

請求項 12 に記載の航空機において、

上記穿孔は、上記束のそれぞれの内部に互いに平行に方向付けられたその長い軸を有する細長いスロットであり、

上記束の第一の束の上記スロットは、上記束の第二の束の上記スロットの上記長い軸と比較して異なる方向のその上記長い軸によって方向付けられていることを特徴とする航空機。

10

【請求項 20】

請求項 19 に記載の航空機において、

上記束のそれぞれにおける上記スロットは、それぞれの上記束の上を流れる境界層気流の局所的な流れ方向と本質的に垂直なその上記長い軸によって方向付けられることを特徴とする航空機。

【請求項 21】

請求項 19 に記載の航空機において、

上記束のそれぞれにおける上記スロットは、上記束のそれぞれの上を流れる境界層気流の局所的な流れ方向と本質的に平行なその上記長い軸によって方向付けられることを特徴とする航空機。

20

【請求項 22】

請求項 12 に記載の航空機において、上記束のそれぞれにおける上記穿孔の上記列は、互いにジグザグに配置された上記穿孔をそれぞれに有する隣接した上記列の多数の平行な列グループに配され、それぞれの上記束の内部で隣接する該列グループの間に小さい穿孔されていないスキン領域があることを特徴とする航空機。

【請求項 23】

請求項 22 に記載の航空機において、それぞれの上記束の内部の上記列グループの第一のグループは、それぞれの上記束の内部の上記列グループの第二のグループと比較して、異なる長さ、幅、間隔、向き、周期性、ジグザグ配置、数、又は上記穿孔のパターンを有することを特徴とする航空機。

30

【請求項 24】

請求項 23 に記載の航空機において、上記穿孔が円形の断面を有する穴であることを特徴とする航空機。

【請求項 25】

請求項 12 に記載の航空機にして、

上記穿孔と連絡するシステムであって、上記穿孔を通る境界層の気流から空気を吸引するように適用された吸引システムをさらに有する上記航空機において、

上記穿孔を通る空気の吸引のために上記境界層の気流において流れの外乱が作られ、

上記穿孔は、上記束の少なくとも一つにおいて空間パターンで空間に分布し、

上記流れの外乱は、少なくとも一つ又は複数の選択された波長で互いに弱め合う干渉を受けることを特徴とする航空機。

40

【請求項 26】

請求項 25 に記載の航空機において、上記穿孔の上記空間パターンは、上記一つ又は複数の選択された波長で本質的にエネルギーのない空間スペクトルを有することを特徴とする航空機。

【請求項 27】

請求項 25 に記載の航空機において、上記一つ又は複数の選択された波長が、上記境界層気流で現れる所定の流れ不安定性の流れの波長と一致することを特徴とする航空機。

【請求項 28】

50

請求項 1 2 に記載の航空機において、上記大きい穿孔されていないスキン領域の上記外側表面の反対側の面で上記外側スキンに沿って延び、それに結合した構造的に支持するためのリブをさらに有することを特徴とする航空機。

【請求項 2 9】

請求項 2 8 に記載の航空機において、上記外側スキン及び上記リブが互いに一体化しており、共に一体化した単体の構成部品を形成することを特徴とする航空機。

【請求項 3 0】

請求項 2 8 に記載の航空機にして、

上記外側スキンから離れた反対側の上記リブと結合した内側プレートを有し、それにより、上記外側スキン、上記内側プレート及びそれぞれの隣接する上記リブの間でそれぞれに境界を定められたエアチャネルを形成し、上記内側プレートはそこを通過して上記エアチャネルに連絡する穴を有し、上記穴は、異なる上記エアチャネルに連絡している上記穴におけるそれぞれの異なる全有孔率をもたらすことを特徴とする航空機。

10

【請求項 3 1】

境界層気流を受ける外側表面を有する翼にして、

上記翼は前部の前縁と、上記境界層気流に晒された層流制御表面を有する上記外側表面の少なくとも一部とを有する翼において、

制御表面は上記外側スキンを通る多数の主要な穿孔を有する外側スキンと、上記主要な穿孔を通る上記境界層気流から空気を吸引すべく上記外側スキンに連結した吸引システムとを有し、それにより上記境界層気流において外乱を引き起こし、

20

上記主要な穿孔は間隔を置いて配置された多数の縦の穿孔された領域を形成し、該領域は上記翼の上記前縁と本質的に平行に並び、穿孔されていない表面領域により互いに離れており、

少なくとも上記縦の穿孔された領域の一つは、上記外乱の間で弱め合う干渉を作るために分布した主要な穿孔を有し、

上記弱め合う干渉は、所定の空間の波長で、少なくとも上記縦の穿孔された領域の下流で生じることを特徴とする翼。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

30

本発明は、境界層空気の吸引により層流制御に適用するための穿孔スキン構造の構成に関する。

【背景技術】

【0002】

ボディの表面上を流れる流体の境界層の層流状態が様々な装置の影響を受けることは、専門分野では一般的に知られている。さらに、境界層の層流状態の安定化が流体とボディの間で生じるスキン摩擦を減少させることも知られている。これは、例えば航空機の構造の分野に特に関係し、それにより境界層の層流の改善と生じる低めのスキン摩擦が、航空機の操作において潜在的な燃料の節約を実現する。

【0003】

40

これらの理由のため、表面上を又は表面に対して流れる流体の層流の境界層を安定化させるために、多孔表面又は穿孔表面を通る表面吸引の使用は数十年間広範囲に研究されてきた。事業用航空機の状態においては、公知の層流制御装置は一般的にたった一つの状態で、つまり巡航状態（フライト状態）で最も良い効率で動作しなければならない、従って主にこの操作状態のために構成されている。

【0004】

例えば、所望のサイズ、パターン及び間隔を有する穿孔を故意に形成することにより実現する表面特徴の制御のために、多孔質表面よりもむしろ故意に穿孔した表面を通る表面吸引を用いることが好ましい。機械的穴あけ、エッチング、電子ビームボーリング又はレーザービームボーリングによりこのような穿孔を形成することが知られている。典型的な

50

従来の穿孔のデザインは、本質的に、表面上を流れる境界層の厚さよりもずっと小さい直径を有する円い平面又は断面形状の小さい穴である穿孔を提供する。穿孔又は穴の典型的な直径は通常50～100 μm の範囲である。典型的な通常の隣接する穿孔と穿孔の間隔は200～5000 μm の範囲である。

【0005】

従来技術によれば、穴又は穿孔は典型的に、表面の広い部分にわたって規則的且つ空間に反復するパターン又は同様のパターン（本質的に並進方向に不変）で提供される。このようなパターンの例はチェッカーボードパターン、又はそれぞれの列に沿って本質的に等しい穴と穴の間隔と本質的に等しい列と列の分離距離とを有する穴の直線の列のパターンである。穿孔密度は一般的に機械加工の便宜等のために一定に保たれるが、空間的に変化する有孔率の利点が議論されている。例えば、特許文献1（Horstman）に、外圧の変化する領域で本質的に一定の吸引速度を実現しようと努めて、空間的に変化する穿孔密度を有する穿孔の直線パターンが示される。

10

【0006】

特許文献2、3、4、5及び6も一般的に吸引による境界層制御の技術に関する。

【0007】

従来技術に記述された全ての公知の穿孔パターンは以下の意味で一般的である。つまり穿孔パターンは、構造、形状（form）、流れの状態、又は特に穿孔した表面上を流れる境界層の流れの不安定さに関する情報から決定されず、またこれらを反映したり含んだりしない。このような流れの不安定さの減少及び除去は本発明者により認識され発展させられる層流制御システムの主な目的であるので、全ての先に存在する又は提案済みの穿孔パターンの従来の表面吸引システムは、非効率的な層流制御か機能しない層流制御のどちらかの結果をもたらす。このような非効率性の基本的な理由は境界層の不安定さを支配する物理的過程の中にある。

20

【0008】

当業者により知られているように、後退翼、後方に傾いた垂直安定装置、又は航空機の後方に傾いた水平フィンの上で発達する境界層流れは三つの速度要素を有し、従って三次元（3-D）境界層流れと呼ばれている。二次元境界層における層流-乱流流れの遷移は、トルミン-シュリヒティング波（TS波）として知られる進行波によって支配される一方、三次元境界層はクロスフロー渦（CF渦）を安定させるには非常に不安定である。クロスフロー渦は、三次元の流れの状況において層流-乱流流れの遷移プロセスを支配する。

30

【0009】

3-D境界層における従来の穿孔パターンを通る吸引は二つの反対の効果をもつ。つまり、平均速度分布の変化による安定化と、吸引の分布の変動（バリエーション）及び不均一性により安定したクロスフロー渦が励起することによる不安定化である。この点に関しては非特許文献1及び2を参照せよ。3-D境界層に適用できる吸引の量には明らかな限度があり、それを越えるとそれぞれの穴の付近の流れが十分に歪められ、流れは即座の取り戻せない乱流へ遷移することも観測されている。この効果は「オーバーサクション」と呼ばれている。この点に関しては非特許文献3を参照せよ。

40

【0010】

どの吸引レベルでも、穴パターンが吸引分布の不均一性に主要な影響を与える。「オーバーサクション」レベルの下での吸引強度の値のために、本発明者は、表面の穴分布の波数の構成要素を決定するための公式を先に記述した。この構成要素は、不安定な境界層モードを刺激する際に最も効率的である。非特許文献4を参照せよ。最も通常の場合では、穴と穴の間隔は増幅した障害の最も小さい波長よりも小さい。完全に均一な壁吸引の空間における分布を想定した理論的な結果により、上で述べた実験結果と反対に、TS波とCF渦の両方とも吸引により非常に安定化することが示される。その原因は、吸引分布パターンの期待していない有害な変動を導入する様々な現象の結果、実験における実際の吸引分布の変動又は不均一性にあることがつきとめられた。すなわち本発明者は、以下の現象

50

が、このような期待していない有害な変動を吸引分布パターンに導入すると考えた。

(a) 全体の層流制御効率が非常に影響されやすい、不可避の穴又は機械加工の不正確さ及び許容差

(b) 操作中の汚れ又は粒子状物質による穿孔の目詰まり

(c) 穿孔スキンを保持する構造による穿孔の遮断

(d) 吸引を穿孔スキンに適用させる内側吸引チャンパー内の吸引の不均一性

(e) 外圧の翼弦方向の変動

(f) 大きい吸引速度による穿孔付近の流れの歪み

【 0 0 1 1 】

上の現象の中で、(a)、(b)及び(c)で識別される現象は穿孔の幾何学的配置(ジオメトリー)に変動をもたらす一方、(d)、(e)及び(f)は吸引の強度と流れ状態に変動をもたらす。これら現象の全ては、吸引パターンにおいて有害な変動を作る。さらには、これら現象は互いに双方向の効果をもつ。例えば、一つだけの吸引プレナム又はほんの少数の吸引プレナムが穿孔スキンの下で用いられるとき、現象(e)はスキンにわたって強力に圧力低下をもたらす、幾つかの場所で「オーバーサクション」を引き起こし、現象(f)に従う流れの歪みを起こす。

【 0 0 1 2 】

【特許文献 1】US5263667

【特許文献 2】US5884873

【特許文献 3】US5899416

【特許文献 4】US6050523

【特許文献 5】US6216982

【特許文献 6】US6415510

【非特許文献 1】H. Bippes (1999), "Basic experiments on transition in 3D boundary-layers dominated by crossflow instability", Progress in Aerospace Sciences 35: 363-412

【非特許文献 2】D. Arnal, A. Seraudie, J.P. Archambaud, "Influence of surface roughness and of suction on the receptivity of a swept-wing boundary layer", Laminar-Turbulent Transition, IUTAM Symposium, Sedona AZ, Sept. 13-17, 1999, Springer, 2000

【非特許文献 3】P. Wassermann and M. Kloker, "DNS-investigations of the development and control of cross-flow vortices in a 3-D boundary-layer flow", Laminar-Turbulent Transition, IUTAM Symposium, Sedona AZ, Sept. 13-17, 1999, Springer, 2000

【非特許文献 4】F. P. Bertolotti (2000), "Receptivity of three-dimensional boundary-layers to localized wall roughness and suction", Phys. Fluids, Vol. 12, Number 7, pg. 1799-1809

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【 0 0 1 3 】

上の点を考慮して、本発明は以下の対象を単一で又は組み合わせで実現することを目的とする。

【 0 0 1 4 】

以下の現象の有害な又は不利な効果を克服する吸引を用いる層流制御装置のために、穿孔形状と穿孔分布パターンを提供すること：

(a) 不可避の穴又は機械加工のエラー

(b) 穿孔の目詰まり

(c) 穿孔スキンを保持する構造による遮断

(d) 内側吸引チャンパー内の吸引の不均一性

(e) 大きい吸引速度による穿孔の付近の流れの歪み

外圧の翼弦方向の外側の変動を補償する穿孔スキン構造を提供すること：

構造剛性を有する穿孔スキン構造を提供し、穿孔の効果を著しく弱めることを避けること：

高い熱伝導率を有する穿孔スキン構造を提供すること。

【0015】

さらに本発明は従来技術の不利な点を避け又は克服し、この明細書、請求項、要約及び図面から明らかな付加的な利点を得ることを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0016】

上の目的は本発明によれば、多数の穿孔で構成された穿孔スキンを含む層流制御装置において実現する。穿孔は、所定の波長のエネルギーが本質的にない空間スペクトルを有するパターンに配されている。用語「エネルギーの本質的にない」は、不可避の機械加工の不正確さ等から生じるエネルギーの平均的な背景の「ノイズ」レベルの上の付加的なピークエネルギーに関して理解されなければならない。好ましくは、これらの所定の波長は所定の流れ不安定さの波長である。特に、関連する航空機の航空機巡航状態のような層流制御装置の状態を操作するデザインにおいて、穿孔スキンの上を流れる境界層に現れる最も不安定な歪みである。

【0017】

本発明の穿孔のパターン及び形状の好ましい実施形態又は様式は、多数の縦に伸びる穿孔された領域又は穿孔の列のグループを有する。これらは互いに離れており、ここでは「束」と呼ぶ。最も好ましくは、これら縦に伸びる束は、穿孔を備えた表面の前縁、例えば翼の穿孔スキンに本質的に平行に（例えば10°、好ましくは5°以内の平行に）並んでいる。用語「本質的に平行」も、翼の根元から先端まで互いのわずかな束の収束を考慮しており、例えば翼は先細りになる。束は穿孔されていない領域により互いに横に離されている。

【0018】

それぞれの束は、それぞれの束の空間のスペクトルを生み出すように配された多数の穿孔を有する。束はエネルギーを減少させ、又は好ましくは所定の波長で本質的にエネルギー（一般の又は平均の「ノイズ」エネルギーレベルの上のエネルギー）がない。これは、所与の束の穿孔を配置することにより実現し、それで束の幾つかの穿孔を通した吸引により作られる流れの歪みが相互に互いを打ち消すか、これら所定の波長で弱め合う干渉により少なくとも相互に破壊的に互いを減少させる。好ましくは、これらの波長は、穿孔スキンの上を流れる境界層に現れる最も不安定な歪みの波長である。好ましくは、それぞれの穿孔は、50～250 μmの範囲の幅と100～3000 μmの範囲の長さを有する長いマイクロスロットの形状を有する。

【0019】

本発明の別な実施形態の特徴によれば、層流制御装置はさらに、外側の穿孔スキンの下にありそれを支持する支持構造を含む。支持構造は好ましくは、それぞれの穿孔の束の間の穿孔されていない表面領域においてのみ外側の穿孔スキンと構造上合体しており、例えば結合又は接続している。特に好ましい実施形態では、支持構造は、隣接する束と平行に伸びる縦のリブを有する。本発明の別な好ましい特徴では、支持構造はさらに、外側の穿孔スキン、隣接する数組のリブ及び内側の穿孔部材によりそれぞれ境界が定められたチャンバーを形成するために、リブと構造上合体し且つ外側の穿孔スキンから離れた内側の穿孔プレート部材のような内側の穿孔部材を有する。内側の穿孔部材は、外圧の変動を補償し、それにより全ての翼弦方向の位置で穿孔スキン表面を通る所望の吸引率をもたらすべく、内側表面に所定の且つ様々な気孔率を与える第二の穿孔を有する。特に、吸引をチャンバーに適用するために、吸引は、外側の穿孔スキンの反対側の内側の穿孔部材の側面に適用される。それは今度は、吸引を外側の穿孔スキンの主要な穿孔に適用する。内側の穿孔部材と外側の穿孔スキンはそれぞれ適切にリブと結合又は接続しているが、好ましくは、一体押出により一体化して形成される。

10

20

30

40

50

【発明を実施するための最良の形態】

【0020】

本発明が明確に理解されるように、以下の図に則して例示の実施形態に関連して本発明を述べる。

【0021】

本発明を、本発明の非常に効率的で好ましい適用を代表する航空機の主な揚力ウイング又は垂直安定板（パーティカルフィン）のような翼に関連する例に則して記述する。以下の議論の参照として、図1が、航空機の揚力ウイングなどの翼部分のような代表的な航空力学ボディ40の基本的な幾何学的配置を概要的に示す。航空力学ボディ40は外側スキン100と前縁50を有する。この航空力学ボディ40、又は特に翼40が空気を通して動くとき、自由流れの気流が航空力学ボディ40に当たり、それに沿って通る。それにより、外側スキン100の上に境界層が作られる。航空力学ボディ40と特にその前縁50は自由流れの気流の方向に対してある後退角で位置決めされ、その後、気流は、前縁に沿って平行に延びる直線形状の流線62を形成すべく前縁50に沿ってくっつく。

10

【0022】

参考のために、図1はさらに前縁に沿う方向（翼長方向）を定める「z」と、前縁に垂直な方向（翼弦方向）を定める「x」を有する座標系を示す。上述の後退角のために、前縁50に直接沿う付属線62から離れて当たる境界層の外側の気流の流線（ポテンシャル流れ）は、湾曲した点線60で示すように、湾曲した流れの経路を作る。

【0023】

自由流線60の湾曲経路と局所的に本質的に垂直な波数ベクトル k を有する増幅したクロスフロー渦も、フローパターンに示されている。この波数ベクトル k は、翼長方向 z の波数 k_z を有する成分と翼弦方向 x の波数 k_x を有する成分から成る。それぞれの値に対して、 k_x の値が、所与の翼のそれぞれの翼弦方向の位置におけるそれぞれの流れ条件のために波の分散の関係式により与えられる。関係式は、従来通りの公知の様式で実験又はコンピュータにより決定される。

20

【0024】

図1に関連するこれらの基本的な点と考慮から出発して、先ず、本発明の基本的な特有の特徴を以下の議論において理論的に発展させ、次いでその特有の具体的な例と適用を記述する。

30

【0025】

図2と3は、巡航速度と高度における代表的な例の航空機の翼のフライトの場合に、翼弦方向の位置の関数（すなわち、翼の表面に沿うアーチの長さ）として、安定したクロスフロー（CF）渦のために安定した及び不安定な翼長の波長及び波数のそれぞれの領域を示す。実際の数値は代表的なだけであり、第二に、記述しようとするコンセプトと手順にとって重要である。従ってより具体的には、図2は、前縁50に近い翼弦方向の位置 x/c に対する流れの翼長の波数 λ の関数として、安定したクロスフロー歪みの安定性のダイアグラムを示す。流れの安定したクロスフローモードの波長（mm）も示されている。この例では、安定したクロスフローモードの翼長の波数 λ は、下流側に伝わる時、本質的に一定のままである一方、その翼弦方向の波数 k_x は変化し、それで波数ベクトル k は自由流線60と本質的に垂直（ $5 \sim 10^\circ$ 以内）である（図1参照）。図3は、選択した下流側の位置における λ と k_x の間の分散関係を示す。図2と3は共に、本発明の構成に必要な波数の情報を表す。

40

【0026】

上で一般的に述べたように、穴、機械加工の不正確さ若しくは許容差、穿孔の目詰まりは、スペクトル、すなわち穿孔の回りの吸引流れ状態の波長分布に顕著な影響を与える。本説明の例がこれらの効果を示すように、以下のかかなり控え目な許容差が仮定される：穴 $+/- 15 \mu m$ 、穴中央位置 $+/- 20 \mu m$ 。さらには、風洞と航空機の適用の両方に用いた後、穿孔スキンの検査に基づいて、多数の穴が粒子状物質と汚染物質で目詰まりすることが分かった。本実施例では、 $10 \sim 14\%$ の控え目な目詰まりレベルが考えられる（

50

すなわち、10の中の1から、7の中の1の穴が目詰まりしている)。

【0027】

目詰まりに加えて、これら機械加工の許容差の存在が、全ての波長における吸引分布の変動をもたらす。これらの波長におけるエネルギーは穴又は穿孔を通るピークの吸引速度に比例するので、穴の不正確さの有害な効果を減少させる最も簡単な方法は、全体の気孔率を増加させることであり、それにより所与の全吸引気流のためのピークの吸引速度を減少させる。目詰まりに関しては、丸い穴の代わりにスロットを用いることが目詰まりの問題を減少させるが、長いスリット又は実質的な長さを有するスロットは有害であり、一般的に許容できない。なぜなら、それらは実質的に外側スキンの応力伝達能力を減少させるからである。

10

【0028】

本発明は、「マイクロスリット」又は「マイクロスロット」200を用いることにより上の問題を克服する(図4参照)。本発明のマイクロスロット200は、この例では約250 μm の長さと同約70 μm の幅を有する長円形の形状を一般的に有する。一般的に、本発明に従うマイクロスロットのサイズは、100~3000 μm の範囲の長さを、より好ましくは500 μm の実用的な最大長さ、また200~300 μm の好ましい最大長さを有し、50~250 μm の範囲の幅、好ましくは例えば100 μm 以下又は80 μm 以下の範囲の下端の幅を有する。全体の気孔率、すなわち全表面領域に対する開いた穴の領域の比は約10%までが好ましいが、実用的には約5%が好ましい。図4にも示した従来技術の小さい丸い穴に比べて、本発明に従って好ましく用いられるマイクロスロット200は大きめの開いた領域を提供し、従って幾らか高い気孔率レベルを提供するのに良く適している。一方、その長い形状によりマイクロスロット200は、小さい丸い穴より著しく目詰まりしにくくもなる。他方で、長めのスロットであれば生じたであろう、穿孔外側スキンの応力伝達能力の実質的な減少を避けるため、マイクロスロットの長さは制限される。

20

【0029】

本実施例をさらに発展させると、最適な穿孔パターンが、先ずマイクロスロット200の簡単な単一の直線の列を考慮することにより構成できる。それぞれのマイクロスロット200の長い軸は縦に延びる列方向に並んでいる。局所的な自由流れ60の方向に対して所定の角度に向いたスロットを有する別なパターンは、航空力学ボディ40の前縁50の近くで(図6と6Aに関連して下でさらに議論する)、また高い吸引レベルの場合に好ましい。最も簡単な本実施例では、単一のマイクロスロットの列は連続的なマイクロスロットの間で400 μm の離隔を有し、従って650 μm の周期を有する周期的パターン(すなわち、250 μm のマイクロスロットの長さに加えて400 μm の縦の間隔の離隔)を生じる。次に考慮するように、穿孔の物理的パターンのこの周期性が、物理的パターンの特有のスペクトル分布と、それにより生じる流れの外乱(擾乱)のスペクトル分布になる。

30

【0030】

図5と5Aは3列の穿孔の吸引速度のスペクトルを比較しており、全てが同じトータルの又は平均の質量流束(マスフラックス)を有する。図5は、3列の穿孔(a)、(b)及び(c)のそれぞれに対する流速の振幅のグラフを示す。参照番号700を有する列(a)は0.5mm離れた50 μm の穴の、従来穴の幾何学的配置であり、15%の目詰まりの可能性と1のピーク速度を有する。言い換えると、目詰まりしていない穴は1の流速を示す一方、目詰まりした穴は流速を示さない。すなわち、流速は0である。参照番号702を有する列(b)は、列(a)700と同じ穴を有するが、目詰まりの可能性は0、すなわち目詰まりした穴のない従来穴の幾何学的配置である。参照番号730を有する列(c)は本発明の実施例に従うマイクロスロットの列を表し、目詰まりがなく、それぞれの穴に対して0.26のピーク速度を有する。従来穴に比べて大きめのサイズのマイクロスロットが、それぞれの穿孔に対して低めのピーク速度を有する同じ全体の気流の質量流束を実現することを忘れてはいけない。これらの結果は1000の構成を平均することにより得られた。そのそれぞれは、ランダムに割り当てられた値の目詰まりのパーセ

40

50

ンテージと許容される範囲内で機械加工の許容差を有する。

【0031】

図5Aは、それぞれの列700、702及び730によって発生した流れプロフィールの波数のスペクトルのフーリエ変換を示し、それぞれのスペクトルは参照番号700'、702'及び730'によってそれぞれ識別される。図に見られるように、マイクロスロットスペクトル730'は、従来の幾何学的配置(b)702'に比べて全ての波数で、振幅において約3倍の減少を生じる。この減少はスロットにおける低めのピーク速度のためである。もっと重要なのは、目詰まりのある実際の従来の穿孔プレートに代表的な従来の構成(a)700'と比べると、マイクロスロットは本質的に全ての波数で振幅において30~50倍の減少をもたらす。従って、マイクロスロットは穴及び機械加工の許容差、そして目詰まりの効果をかなり最小化する。

10

【0032】

しかしながら、本実施例において図のグレー領域で示される増幅された不安定なCFモードのバンド内に大きい振幅のピーク732' ($\lambda = 9.66 \text{ mm}$)を導入することを犠牲にして、この減少は実現した。このピークのため、マイクロスロット列の簡単な又は規則的な配置が、増幅されたバンドの外側で初めの大きいピークを有する従来のパターンより悪い性能を生み出すかもしれない。それは正に、以下で議論するように、本発明に従えば弱め合う干渉により「除去され」又は「打ち消され」得る、望んでいないピーク732'である。例えば0.5mm周期で共に近くにマイクロスロットの間隔をとることにより、かろうじて増幅範囲の外側に振幅のピーク732'が移動することにも留意しなければならない。この間隔は本実施例ではオプションであるが(また、後続する加工物もこの間隔を実施する)、このオプションが利用できない他の層流の適用もある。本発明の手順及び構成の普遍性と大きな有効性を示すために、本発明の穿孔の高性能パターンを選択された間隔によって発展させることにする。

20

【0033】

本発明の基本的概念、すなわち全体の穴パターンの結果スペクトル全体は、不安定な流れの外乱の波数において、(基準「ノイズ」レベルの上で)本質的に無視できるエネルギーを有していなければならないことを用いると、 $\lambda = 9.66 \text{ mm}$ におけるピーク732'の潜在的に有害な効果は、その関連する波長の望ましくないピーク732'と強め合っ干渉するスペクトル構成要素を有するマイクロスロットの別な列を用いて別な流れの外乱を故意に導入することにより、削除される。これは、「束」250として参照される、マイクロスロットの一連の列を作ることにより実現する。全体の束のフーリエ変換した全体の幾何学的配置は、 $\lambda = \lambda'$ の翼長の波数を有するCFモードの流れの波数 r' において(例えば、相互の弱め合う干渉のために)本質的に合成振幅を有しない。次の点にも留意しなければならない。すなわち、最も増幅したモードがトラベリングモードならば、このモードに対応する r' が選択されるだろう。本発明は、安定したクロスフローモードに制限されない。

30

【0034】

この例のために $x/c = 0.0076$ を選択すると、図3により、 $\lambda = 9.66$ は $r' = 6.4 \text{ mm}$ に対応することが示される。次に、一般的な翼弦付近でマイクロスロット列の小さい数N(例えば8)の束250を作り、各列の正確な流れ位置 x_n 、翼長方向 r_n のフェーズ(及びオプションで幅 r_n)を、 $\lambda = \lambda'$ を有するCFモードの r' を中心にした範囲 $r_1 < r < r_2$ で以下の変換関数の二乗を最小にする未知数として考えよ。関数Fは、幅 $2r$ の一連の矩形パルスのフーリエ変換である。ここで、 $2r$ はマイクロスロットの幅と一致する。この例の結果の幾何学的配置は図6に示されている。この幾何学的配置は独特ではなく、Eを最小にするために用いられるオプティマイザーに大いに依存する。独特なのは、 r' の選択された範囲の一つの束250の幾何学的配置の最小限のエネルギーである。この例では、束250の翼弦方向の範囲は約1.75mmである。他の幅も可能である。

40

【0035】

50

【数 1】

$$E(\{X_n\}, \{\phi_n\}, \{r_n\}) = \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} \mathcal{F}(\alpha) \mathcal{F}^*(\alpha) d\alpha$$

【0036】

【数 2】

$$\mathcal{F}(\alpha) = \sum_{n=1}^N e^{i\phi_n - i\alpha x_n} \left[\frac{\sin(r_n \alpha)}{\alpha} \right]$$

10

【0037】

r - 面の対応するスペクトルは図 7 に示される。スペクトルの実質的な（切り抜かれた）ピーク 1010 と 1012 は、図 5 A における $\omega = 9.66 \text{ 1/mm}$ のピーク 732' と $\omega = 19 \text{ 1/mm}$ のピークに対応し、ここでは r - 次元においても見られる。暗い線 1002 は、この x 位置の不安定なモードのための r - の組み合わせ（図 3 参照）、すなわち分散の関係を示す。この線 1002 全体に沿って、スペクトルのピーク 1010 と 1012 の振幅は非常に低く、本質的に CF モードは選択された穿孔パターン分布によっては発生しないことを示している。不安定モードの線 1002 は、スペクトルの嶺又はピーク 1010 の「谷」を通過することにも留意しなければならない。この「谷」は、穿孔パターンの適切なデザイン及び選択によるこの波数の組み合わせにおける故意に弱め合う干渉によって形成される。それぞれのスペクトルの影響は互いに干渉する。従ってこの例では、図 5 A と 7 に則して、関連する選択された波長で実質的にエネルギーがない、又は無視できるエネルギーを実現するという本発明の目的は、次の意味に理解できる。つまり、フーリエ空間における分散の関係 1002 に沿って、不安定な波長領域の 2 倍を走査するスペクトル範囲の平均振幅全体の（例えば）10 倍以上の振幅値を有する波数の振幅のピークはない。従って図 5 A では、本目的を達成するために、高めの許容できない振幅のピーク 732' は削除されなければならない。

20

【0038】

より具体的には、参照番号 1010 と 1012 は、特定の束の幾何学的配置又は穿孔のパターンに関連する又はそれらから生じるエネルギーの波長の構成要素を識別する。値の範囲 1000 は、安定したクロスフローモードが選択された束の位置で不安定になる値を示し、線 1002 は特に、関連する波の分散の関係（例えば図 3 に従う）を示す。分散の関係 1002 との交差部の位置におけるスペクトル構成要素 1010 のエネルギーの降下によって示されるように、この束の空間スペクトルは、この選択された又は所定の波長において（基準「ノイズ」レベルの上で）本質的にエネルギーがない。これらの所定の波長は、飛行状態でそれぞれの束の上の境界層に現れる流れ不安定性の所定の波長に合うように選択される。流れ不安定性の選択された所定の波長において本質的にエネルギーがないという本発明の弱め合う干渉の結果、穿孔を通る吸引の動きは、穿孔スキンの上の境界層流れで最小の流れ不安定性の励起を生じさせる。

30

【0039】

いわゆる当業者に知られているように、レセプティビティ係数は、表面の吸引分布の空間スペクトルの振幅を、吸引分布により発生した境界層気流における外乱の空間スペクトルの振幅に結びつける因子である。上の方程式（2）の単純さは、レセプティビティ係数がそれぞれの束の翼弦方向の範囲にわたって一定であるが、束から束へ変化するという仮定から生じる。それぞれの束の幅と平均の吸引強度がより小さくなる際、この近似は有効性が高まる。一般的に、所定の波長におけるエネルギー欠乏が穿孔を通る吸引により創出される流れの外乱の間でこれらの波長において弱め合う干渉から生じることをさらに保障するために、束の内部の穿孔パターンの最適化がそれぞれの束のためにさらに実行される。この際、解により動きの方程式に与えられる束の下流の外乱流れの領域がノルム（標準）として用いられ、方程式は好ましくは計算を簡単にするために線形である。最適化され

40

50

たパターンは、所定の波長で本質的に無視できるエネルギーを引き続き有する。それぞれの束が束自体によって最適化された後、それぞれの束の下流で残っている流れの外乱の間で別な弱め合う干渉を作るために、一つ又は複数のそれぞれの束の互いの翼長方向の移動により、複数の束の配置全体の別な最適化が可能である。言い換えると、本発明は、所与の単一の束のそれぞれの穿孔により発生する流れ状態の中で弱め合う干渉を用いることができるだけでなく、所与の束の下流で残っている流れの外乱と、連続的な下流の一つ又は複数の束のフローパターンとの間でも弱め合う干渉を用いることができる。

【0040】

本発明の別な実施形態のためのスロットの幾何学的配置が図6Aに示されている。スロット201は、局所的な自由流れの方向に対して所定の角度で、また束250の縦方向に対して選択された斜めの角度で傾いている。図7Aはそれに関連するスペクトルを示し、 $k_1 < k < k_2$ の範囲にエネルギーの所望の欠乏がある。自由流れの方向に沿った又は平行な方を向いたスロットは少なくとも「前方の領域」を接近する流れに提供し、従って「過吸引（オーバーサクション）」が起こる前に高めのレベルの吸引を可能にする。ポテンシャル流線に対して本質的に垂直に向いたスロットは、流れ方向に小さな波長を提供する。二つのどちらが好ましいかということは、実際の流れ状態に依存する。高いレイノルズ数、従って薄い境界層では、後者が好ましい。低めのレイノルズ数では、前者が好ましい。図10は、前縁50における及びその付近の幾つかの平行な束250の配置を示しており、それぞれの束は202、203、204に示されたマイクロスロットのような、局所的なポテンシャル流線60に対して本質的に垂直に向いたマイクロスロットを有する。前縁領域が進行波に対して最も不安定であるとき（例えば、Gortler-Haemerlin モード）、前縁の束のスペクトルは本質的にこれらのモードに対応する空間の波数で振幅がない。

【0041】

さらに次のことに留意すべきである。つまり、図6Bに関連する本発明の原理の特徴、すなわち適切に配置された穿孔の列又はグループの中の相互の弱め合う干渉は、長い又は長円のマイクロスロット以外の穴の形状でも実現できる。例えば、図6Bは円形の穴205のパターンを示す。この穴は、この代わりに、所望の弱め合う干渉を実現するために束250でも用いられる。従って、最も重要なのは、選択されたパターンとそれぞれの束における穿孔の配置である。それにもかかわらず、上で述べたように小さい円形の穴205は目詰まり及び機械加工のエラーを受けやすいので、本発明に従う長いマイクロスロットの形状が好ましい。

【0042】

$k_1 < k < k_2$ の範囲における振幅の欠乏が、隣接する束250を機能的に実質的に独立させるので、複製した束を所与の束のどちらかの側に加えることが、どちらかの束の最小化した特性を生じさせ、またそれを破壊しない。これは重要且つ中心的な束の特性であり、フーリエ変換の移動特性のすぐ次に来る。すなわち、 $x = 0$ を第一の束の位置にすると、最小化された振幅（すなわち、 $k_1 < k < k_2$ ）と同様の範囲を有し、第一の束から x だけ下流に位置する第二の束からのフーリエ変換関数 F への寄与は、単純に第一の束の変換の $\exp(-i k x)$ 倍である。この変換関数の振幅は $k_1 < k < k_2$ でほとんどゼロなので、第二の束から F への寄与はこの波数の範囲でほとんどゼロである。従って、二つの束はCFモードの発生において機能的に独立している。

【0043】

さらには、振幅最小化の範囲は、束の幅と比較して翼弦方向に滑らかにゆっくりと変化するので、隣接する束は常にそれらの最小化した範囲の大部分を共有するが、互いに干渉しない。従って、束の穿孔パターンをデザインした後、特別な気孔率を有する完全な配置を作るべく、選択した位置で束を次々に簡単に敷設することが可能である。

【0044】

以下でより具体的に議論するように、吸引を穿孔スキンの下プレナムに適用することにより、吸引流れは穿孔を通して発達する。穿孔スキンの下プレナムにおける静圧は、構造上の障害物、定常波などのために空間的に一様でない。以下に示すように、この空間

的な非均一性の波長の推定値は、最小化範囲 $k_1 < k < k_2$ に対して k_1 、 k_2 の値をもたらす。

【0045】

吸引速度分布 $V_{wall}(x, z)$ は、穿孔されたパネルにわたる圧力降下 $p(x, z)$ 掛ける穴の幾何学的配置 $hole(x, z)$ の平方根に比例する。束は x 方向に狭いので、この方向における変動は無視でき、 p の空間的変動は平均に比べて振幅において小さいので、平方根は連続して展開され、数式3を得る。

【0046】

【数3】

$$V_{wall}(z) = \left(\Delta p_0 + \frac{1}{2} \Delta p(z) + \dots \right) hole(z)$$

10

【0047】

それぞれの積は波数空間の畳み込み（コンボリューション）に対応する。

【0048】

【数4】

$$V_{wall}(\beta) = \Delta p_0 hole(\beta) + \frac{1}{2} \Delta p_1(\beta) * hole(\beta) + \dots$$

【0049】

20

方程式の右側の第一項は上で処理された項である。第二項は、幾何学的配置のそれぞれのフーリエモードのスペクトルの広がりになる。変動 $p_1(\beta)$ が空間で局所化されればされるほど、益々広がりは大きくなる。例えば、吸引圧力の変動は、5 cm の β を有する非常に局所化されたガウス分布を有する。従って、 $p_1(\beta)$ は $\beta = + / - 0.5$ 1 / mm までの重要な振幅（すなわち、ピーク値の2%以上）を有し、この例では $\beta = 9.66$ の幾何学的配置のピークにおいて $\beta = + / - 0.5$ のスペクトルの広がりを引き起こす。対応する r の変化を調べるために図3を用いると、選択された位置 $x/c = 0.0076$ で約 $\beta = + / - 0.4$ 1 / mm であることが分かる。従って β の最小化は、 $6.0 < \beta < 7.2$ を生じさせるために、中央の値 $r^+ = 6.4$ の $\beta = + / - 0.4$ を越えて延びなければならない。図7では、CFモードの r^- の関係（暗い線1002）についての広がり

30

【0050】

さて、議論を従来のパターンと一つの最適化された束の直接比較に向けよう。従来のパターンは x 方向の7 mm 幅の矩形領域であり、また z 方向に周期的である。 z 方向には、70 μ m の穴が、図8の上部に示される穴と穴の間の0.5 mm の最大距離を有するチェッカーボードパターンに間隔を置いて配されている。幾つかの穴は目詰まりしている。最適化された束は上で述べたものと同じであり、図9の上部に示されている。どちらの穴のパターンも同じ全オープン領域を有し、従って所与の圧力差に対してほとんど等しい質量流束と本質的に等しいピークの吸引速度を有する。ポーリング及び機械加工の許容差はそれぞれ15 μ m と20 μ m であり、従来のパターンは全体の10%を超えないでたらめな数の詰まった穴を有する。図8は、従来のパターンの幾何学的配置とそれに関連する空間スペクトルを示し、図9は、本発明の調整された束に対する同じ情報を示す。スペクトルの振幅は、不安定な波数範囲の値をより良く示すように縮尺を取られている。両方のプロットとも同じ範囲（リミット）を有することに留意しなければならない。

40

【0051】

これらの二つの図から、図9の最適化された本発明の穴パターンは、図8で示された従来のパターンと比較して、等しい平均質量流束における線1002に沿う不安定な波数範

50

囲でより低いフォーシングを引き起こし、従って高性能なパターンが正確にラベルされる（貼り付けられる）。

【0052】

本発明の好ましい特徴の発展の上の議論を考慮して、具体的な適用例を議論する。図10は、代表的な航空力学ボディ40として、航空機の揚力ウイング、制御面部材、スタビライザー、尾翼等のような翼40の前縁領域の一部の概要的な斜視図である。翼40は穿孔された外側スキン100を含む。スキンは特に、本発明に従う穿孔200の列の直線に延びるグループ又は束250を備えている。見て分かるように、穿孔の束250は全て前縁50と平行に縦に、すなわち翼長方向zと平行に延び、翼弦方向xに互いに離れている。従って、それぞれの非穿孔表面の領域が間に設けられ、穿孔の束250の隣接する領域を互いに離している。

10

【0053】

それぞれの束250では、穿孔のパターン及びパラメーター、例えば長さ、幅、形状、間隔、向き、周期性、ジグザグ配置、気孔率（全領域に対する開いた穿孔）、列の数、列のグループ分け、及びこの束における穿孔の列の間隔が、上で述べた本発明の原理に従って最適化される。すなわち、束が所定の波長において（平均「ノイズ」エネルギーレベルの上で）本質的にエネルギーがない空間スペクトルを所有するように、所与の束の穿孔のパターン及びパラメーターはデザインされる。それで、穿孔を通る吸引により作られる流れの外乱は、所定の波長における流れの外乱の弱め合う干渉のため、束の下流で互いに打ち消し合う。このようにして、それぞれの束に関連する空間スペクトルの励起エネルギーが、特に最も面倒な波長、すなわち問題の翼40を有する航空機の飛行状態で束の上の境界層に状況によって現れる所定の流れの不安定性を有する波長で最小化される。これらの波長は、例えば図3に関連してそれぞれの関連する分散の関係により記述されるように、特に境界層流れのクロスフローモードが選択された束の翼弦方向の位置で不安定な波長である。

20

【0054】

所与の束250のマイクロスロット200は、一般的にまた好ましくは、全て互いに平行な長い軸によって方向付けられている一方、様々な束のマイクロスロットは様々な向きを有する。一般的に上で述べたように、翼40の前縁50の後方の延びのために、入射の気流は前縁50に沿ってくっつき、前縁50から離れた翼40に当たる境界層の外側の流れの流線（ポテンシャル流れ）が、湾曲した気流経路60を作る。上で別に述べたように、所与の翼の具体的な流れ状態次第で、利点は、所与の250のマイクロスロット200を方向付けることにより得られる。それで、マイクロスロットの長い軸は、自由な流線60によって示されるように局所的な自由流れ方向と本質的に垂直である。

30

【0055】

従って、図10のそれぞれ拡大した詳細の部分に見られるように、前縁50に直接沿う束250のマイクロスロット202は、この束の長手方向と実質的に垂直に、また局所的な自由流れと垂直に方向付けられている。一方、前縁50からさらに離れて連続的に配置された束のマイクロスロット203、204は、所与の束250の延びの長手方向に対して適切な斜めの方向に方向付けられている。それで、束のそれぞれのマクロスロットは、その翼弦方向の位置で自由流線の流れ60と実質的に垂直である。別な案として上で述べたように、様々な流れ状態に関連する様々な利点を実現するために、マイクロスロットは、代わりに局所的な自由流線の流れ方向60と本質的に平行な長い軸によって配される。

40

【0056】

翼40の完全な構造は図11に関連してさらに発展する。図11に示すように、穿孔スキン100は下にある支持構造によって構造的に支持されなければならない。支持構造はこの場合、外側スキン100と構造的に一体化した（例えば、結合又は連結した）縦リブ300を有する。リブ300は翼40の前縁50と実質的に平行に延び、従って穿孔の束250とも平行である。よって、縦リブ300が隣接する穿孔された束250の間の穿孔されていない領域のスキン100の下に沿って延びることを保障することは、単純なデザ

50

インの考えである。従って、束 250 の穿孔 200 を阻止（ブロック）するリブ 300 なしで、またそれぞれの束のデザインされた空間スペクトルの具体的にデザインされた流れ特性を破壊せず若しくは著しい影響を及ぼさず、穿孔された外側のスキン 100 はリブ 300 により構造的に支持されている。言い換えると、支持するためのリブ 300 が隣接する束 250 の間の穿孔されていないスキン領域に配される限り、それぞれの束の流れ特性は翼に必要な構造的支持体を考慮せずにデザインされる。これは、従来技術の配置の重要な問題を克服する。従来技術では、先に設けられた穿孔は下にある支持リブにより阻止される。又は意図された穿孔のパターンが妨害されるに違いない。もちろん、これは従来の穴のパターンにより実現する意図された流れ特徴を破壊する。

【0057】

さらには、スキン 100 及び支持するためのリブ 300 は従来通りの公知の様式、例えば溶接又はフランジのリベット締めによって互いに連結できる。しかしながら、好ましくは、外側スキン 100 は、その一回の押出加工により、支持するためのリブ 300 によって簡単に一体化して製造できる。ゆえに、先にデザインされた束 250 を構成する穿孔のパターンは公知の様式で機械加工され、押出加工された構成要素になる。

【0058】

図 12 は、代表的な翼 40 の全構造の別な発展を示す。図 11 に関連して示し、議論した構成部品に加えて、図 12 の実施形態はさらに、溶接、リベット加工、ボンド、又は他の方式で構造的に縦リブ 300 と一体化したプレートであって、穿孔された内側プレート 400 のような内側穿孔部材 400 を含み、外側スキン 100 と内側プレート 400 の間でそれぞれのエアチャネル 420 が形成される。具体的には、それぞれのチャネル 420 は、外側スキン 100、内側プレート部材 400 及びリブ 300 のそれぞれの隣接するリブの間で境界付けられている。この内側プレート部材 400 は二つの重要な目的にとって役立つ。第一に、内側プレート部材 400 はリブ 300 と外側スキン 100 と共に、比重に対する高い強度を有する強くて固い箱形はり構造を形成する。第二に、内側プレート部材 400 を設けることにより形成されるエアチャネル 420 は、吸引効果又は吸引流れを制御するために用いられる。吸引効果又は吸引流れは、支持リブ 300 の隣接するリブの間のエアチャネル 420 のそれぞれにより画定される翼の翼弦方向の範囲内で、穿孔の束 250 のそれぞれのグループにもたらされる。さらに詳しく議論するように、吸引流れは従来通り知られている吸引ジェネレーター 600 により、プレート部材 400 の下の共通のプレナム 500 にかけて、次いでプレート部材 400 の穴 450 を通ってそれぞれのチャネル 420 に分散する。

【0059】

上で一般的に述べたように、特定の穿孔を通る過度の吸引流れ速度のオーバーサクション問題が、翼 40 に局所的に作用する外圧の流れ方向（ストリームワイズ）の変動により引き起こされる。従って、一定の均一の吸引又は真空圧が穿孔スキン 100 の下面全体にかけられると、所与の穿孔を介する圧力差は外圧に依存し、外圧により変わる。単純化と信頼性のために、単一の一定の吸引プレナム圧力をもたらすことが望ましいが、スキンの穿孔された領域全体に沿う全ての穿孔のために制御され意図された吸引質量流束を実現するために、圧力差の流れ方向の変動を補償することも有利である。本発明は、第一に流れ方向におけるそれぞれの束の有孔率を変化させることにより、第二に関連する支持するための構造及び特に穿孔された内側プレート部材 400 を変化させることにより、第三に先の二つの可能性を組み合わせることによる、それぞれの束で独立した特性をそれぞれ用いる三通りの流れ方向の圧力変動を補償できる。

【0060】

内側プレート部材 400 の二次的な穿孔又は穴 450 は、それぞれのエアチャネル 420 と内側プレート部材 400 の下の単一のオープンプレナム領域 500 とを連絡する。それぞれのチャネル 420 の幅（すなわち、翼弦方向の範囲）は連続するリブ 300 の間で十分小さく、それで一つのチャネル 420 及び関連する束 250 のグループの幅にわたる外圧の変動も小さい。吸い込まれた境界層空気は、外側スキン 100 における穿孔 200

10

20

30

40

50

を通り、それぞれの連絡チャンネル４２０の高さを通り、次いで内部の穿孔プレート部材４００の二次的な穿孔４５０を通して流れ、吸引ジェネレーター６００により本質的に一定且つ一様な吸引又は真空圧に維持された内側のエアプレナム（吹出し口）５００に達する。吸引ジェネレーター６００、プレナム５００及びエアチャンネル４２０は、それぞれに又は集団で吸引システムを形成すると考えられる。

【００６１】

それぞれの個々のチャンネル４２０の領域では、内部の穿孔プレート部材４００は、関連するチャンネル４２０を通る吸引圧力及び吸引流れを制御するために選択された絞り効果（スロットリング効果）を実現すべく、二次的な穿孔４５０によりもたらされる所定の有孔率を有する。特に、内側プレート部材４００の二次的な穿孔４５０によりもたらされる所定の有孔率は非常に大きいので、このチャンネル４２０の領域で内側プレート部材４００を通る二次的な穿孔４５０の流れ抵抗に加えて、この特定のエアチャンネル４２０に沿って外側スキン１００の主要な穿孔２００によりもたらされる流れ抵抗の全体が、特定の翼弦方向の関心のある地点で所望の流量を生じさせる。すなわち、正に外側の圧力の変動に反対に作用する（相殺する）ために必要な内側プレートの有孔率はチャンネルごとになる。内側プレート部材４００は外側の境界層流れの流れ状態を受けやすいので、内側プレート部材４００の二次的な穿孔４５０の穴パターンは、外側スキン１００の穿孔２００の本発明のパターンと比べて比較的自由に選択される。

10

【００６２】

さらに、縦のリブ３００は高い熱伝導率を有するのが好ましく、内側のプレナム５００からの熱を外側スキン１００に伝えることになる。また、暖かい空気も選択的に内側のプレナム５００に入れられ、外側スキン１００の穿孔２００を通して外に出され、外側スキン１００に熱い流束を与える。これは、外側スキン表面の氷の形成を防ぎ、又は形成した氷の除去を助長する。もちろん本発明の構造のこの操作は、吸引による境界層の制御が必要とされないときも時々適用可能である。

20

【００６３】

翼、スタビライザー、及び航空機のフィンなどの先細りした揚力表面に沿って存在する流れのような弱い円すい流における境界層の流量と、ゆっくりした翼長方向のポテンシャル変化とを調節するために、それぞれの束２５０の幅とそれぞれのチャンネル４２０の幅は翼長方向に変化し、又はゆっくり先細りにできることにも留意しなければならない。

30

【００６４】

表面に沿う流体の境界層流れに影響する又は制御するために穿孔されたスキンを含む本発明の構造は、特に、航空機の揚力ウイング、スタビライザー、フィン、制御表面、及び空気取込み表面などの航空機部材の外側スキンに適用可能である。本発明の構造は、表面に沿う流体の比較的高速度の境界層流れを含む他の状況にも適用可能である。例えば、本発明の穿孔パターンは流れの外乱を減少又は削除するために風洞の表面に適用可能である。流体力学的適用も可能である。

【図面の簡単な説明】

【００６５】

【図１】本発明により具体化される翼の前縁の一部の概要的な斜視図であり、参考に用いる座標系を示す。

40

【図２】飛行中の代表的な航空機の翼の表面に沿うアーチの長さに対する翼長の波数を示す、安定性のダイアグラムである。

【図３】図２の例に関連して選択された翼弦方向の位置における波数の分散関係を示すダイアグラムである。

【図４】典型的な従来丸い形状を有する穿孔又は穴と、本発明に従う典型的なマイクロスロット穿孔を示す概要的な平面図である。

【図５】三つの例示の吸引穿孔装置の、つまりケース（a）とケース（b）では従来の穴の単一の列、ケース（c）では本発明のマイクロスロットの単一の列の速度振幅の図式的な表現である。

50

【図 5 A】図 5 に関連する三つの吸引穿孔装置のフーリエ変換を示す図である。

【図 6】本発明に従うマイクロスロットの幾つかの列における一つの束又は縦の縞の概要的な平面図と、束の縦方向に並んだマイクロスロットの長い軸を有する拡大図である。

【図 6 A】図 6 に似た図であるが、束の縦方向に対して所定の平行でない且つ垂直でない斜めの角度を向いた長い軸を有するマイクロスロットを示す図である。

【図 6 B】図 6 及び 6 A に似た別な図であるが、本発明による空間パターンに配された円形のマイクロホールの配置を示す図である。

【図 7】図 6 に示す本発明に従うマイクロスロットの単一の束で作られたスペクトルの二重フーリエ変換の三次元グラフィック描写である。

【図 7 A】図 7 に似たグラフィック描写であるが、図 6 A に従って方向付けられたマイクロスロットの単一の束で作られたスペクトルの二重フーリエ変換を示す図である。

【図 8】図面の上部に平面で示された従来の吸引穴パターン及び分布の空間スペクトルを示す三次元グラフィック描写である。

【図 9】図面の上部に平面で示す本発明のマイクロスロットの穿孔パターンに関連する、具体的な例の穿孔パラメータのための、図 7 A に大体対応するスペクトルのダイアグラムである。

【図 10】マイクロスロットの複数の平行に離れた束を有する航空機における翼の前縁の一部の概要的な斜視図であり、拡大した詳細な図に示すように、マイクロスロットは異なる翼弦方向の位置で異なる向きで配され、すなわちマイクロスロットのそれぞれが、それぞれの翼弦方向の位置におけるポテンシャル流れの流線の局所的な向きと本質的に垂直に配されている。

【図 11】外側の穿孔スキンと縦のリブを含む支持構造とを含む本発明の翼装置の一部の概要的な部分図である。

【図 12】図 11 に似た概要的な断面の斜視図であるが、さらに圧力ヘッド補償のために穿孔された内側プレート部材を含む、本発明に従う翼構造の別な実施形態を示す図である。

【符号の説明】

【0066】

40 翼

50 前縁

62 流線

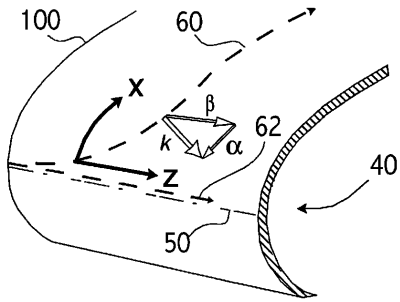
100 外側スキン

10

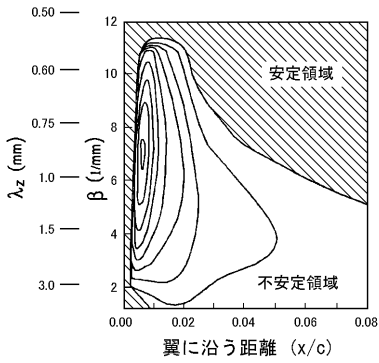
20

30

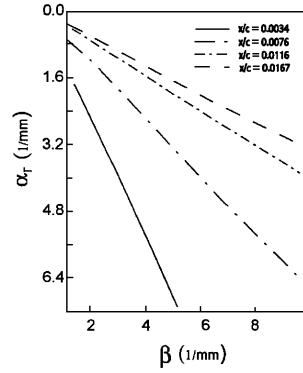
【図1】



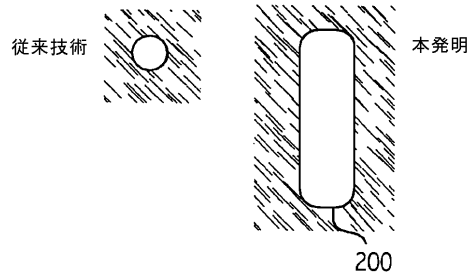
【図2】



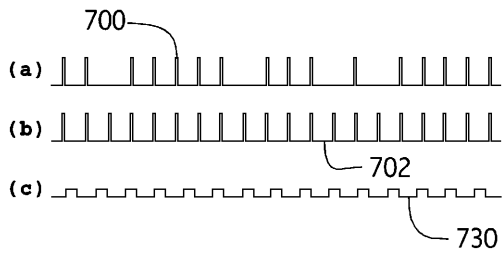
【図3】



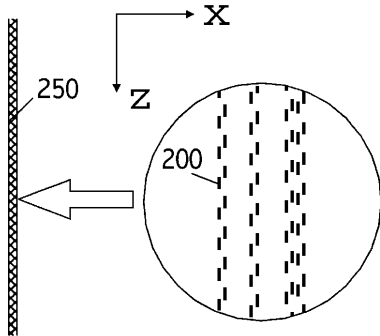
【図4】



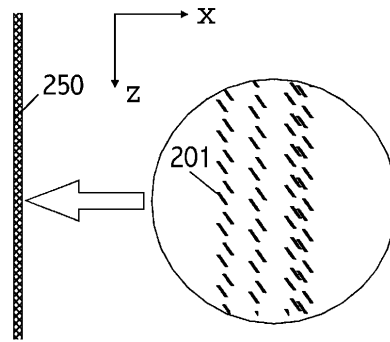
【図5】



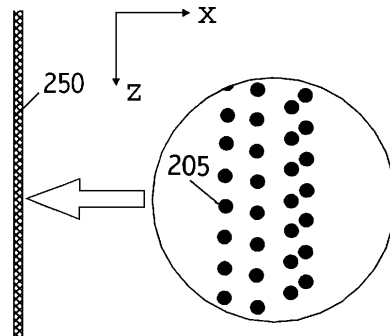
【図6】



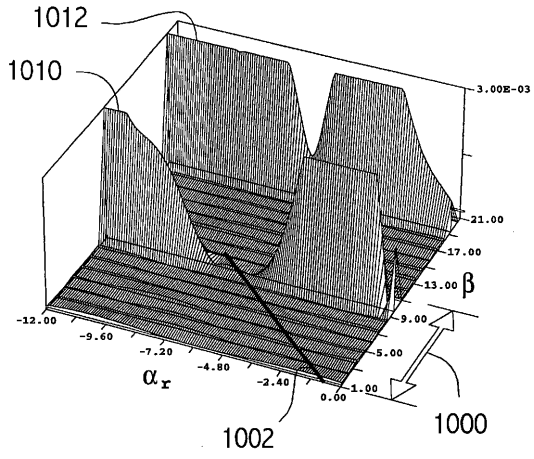
【図6A】



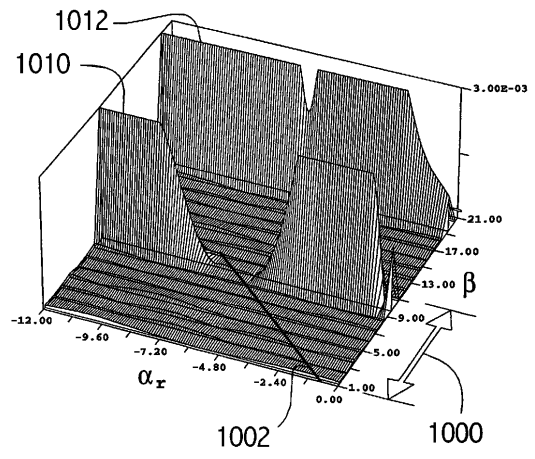
【図6B】



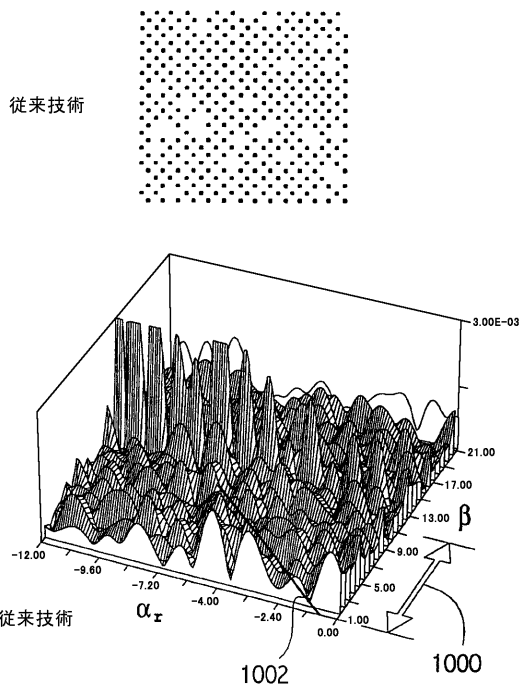
【 図 7 】



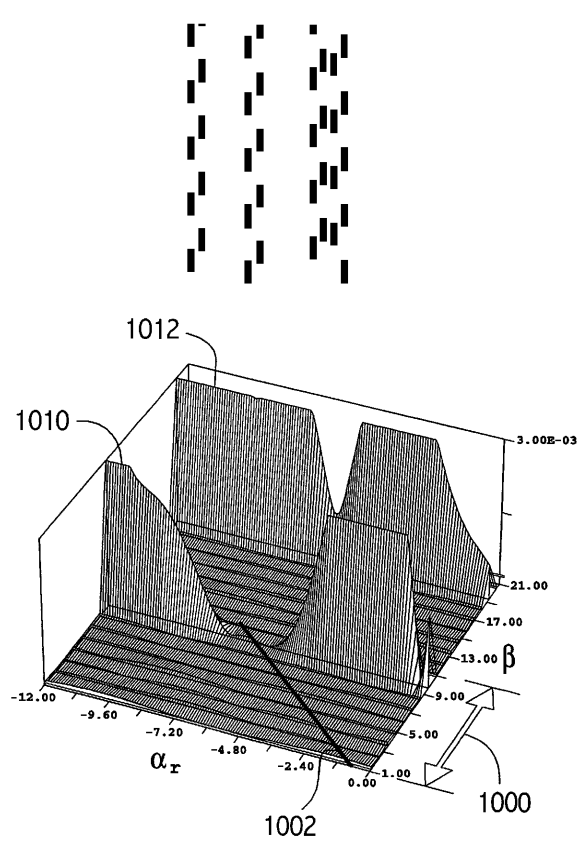
【 図 7 A 】



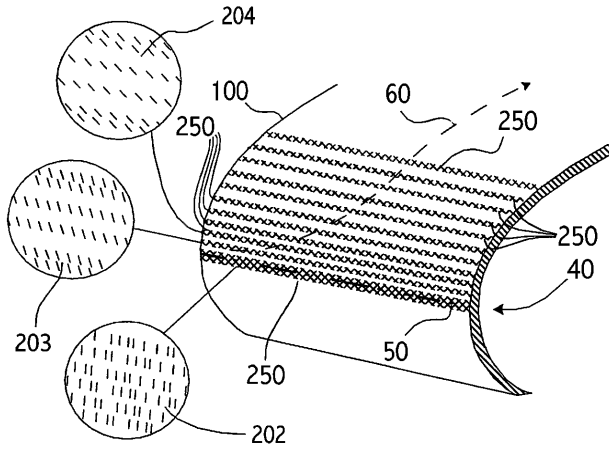
【 図 8 】



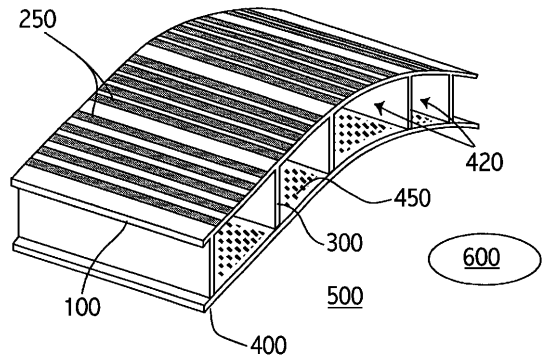
【 図 9 】



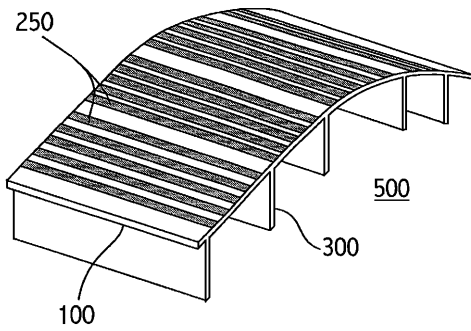
【 図 1 0 】



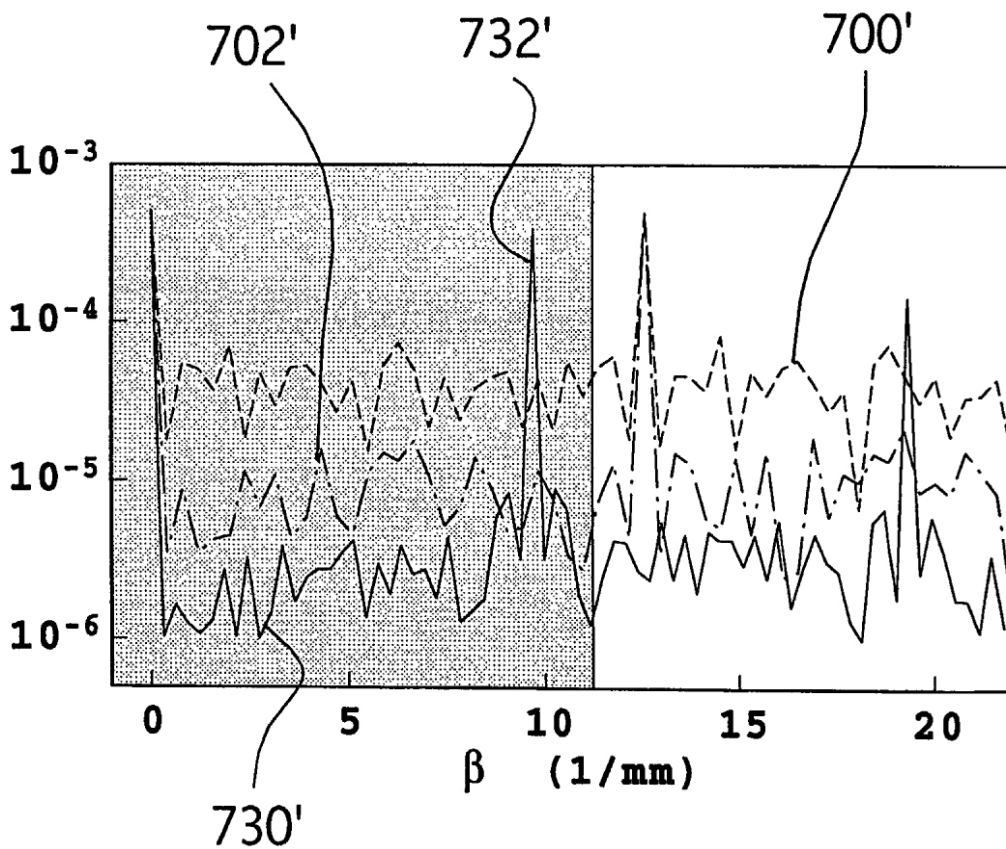
【 図 1 2 】



【 図 1 1 】



【 図 5 A 】



【手続補正書】

【提出日】平成21年1月16日(2009.1.16)

【手続補正1】

【補正対象書類名】特許請求の範囲

【補正対象項目名】全文

【補正方法】変更

【補正の内容】

【特許請求の範囲】

【請求項1】

前縁と外側表面を有する外側スキンとを含む翼であって、該外側スキンを介して該外側表面に連絡している穿孔を有する翼を有する航空機において、

上記穿孔は、上記穿孔の細長い束に空間的に配され、

上記束は、上記前縁及び互いに縦に本質的に平行に延び、

上記束は、それらの間のそれぞれの大きい穿孔されていないスキン領域により互いに横に離されており、

上記束のそれぞれは、多数の縦に延びる上記穿孔の列を含むことを特徴とする航空機。

【請求項2】

請求項1に記載の航空機において、上記穿孔のそれぞれは、100～3000 μm の範囲の長さとして50～250 μm の範囲の幅を有する細長いスロットであることを特徴とする航空機。

【請求項3】

請求項2に記載の航空機において、上記長さは500 μm より大きくないことを特徴とする航空機。

【請求項4】

請求項2に記載の航空機において、上記長さは300 μm より大きくないことを特徴とする航空機。

【請求項5】

請求項1に記載の航空機において、上記束のそれぞれにおける上記穿孔のそれぞれは、それぞれの上記束の縦に延びる方向に平行に方向付けられた長い軸を有する細長いスロットであることを特徴とする航空機。

【請求項6】

請求項1に記載の航空機において、上記束のそれぞれにおける上記穿孔のそれぞれは、それぞれの上記束の縦に延びる方向と垂直に方向付けられた長い軸を有する細長いスロットであることを特徴とする航空機。

【請求項7】

請求項1に記載の航空機において、上記束のそれぞれにおける上記穿孔のそれぞれは、それぞれの上記束の縦に延びる方向と斜めの角度で方向付けられた長い軸を有する細長いスロットであることを特徴とする航空機。

【請求項8】

請求項1に記載の航空機において、

上記穿孔は、上記束のそれぞれの内部に互いに平行に方向付けられたその長い軸を有する細長いスロットであり、

上記束の第一の束の上記スロットは、上記束の第二の束の上記スロットの上記長い軸と比較して異なる方向のその上記長い軸によって方向付けられていることを特徴とする航空機。

【請求項9】

請求項8に記載の航空機において、

上記束のそれぞれにおける上記スロットは、それぞれの上記束の上を流れる境界層気流の局所的な流れ方向と本質的に垂直なその上記長い軸によって方向付けられることを特徴とする航空機。

【請求項 10】

請求項 8 に記載の航空機において、

上記束のそれぞれにおける上記スロットは、上記束のそれぞれの上を流れる境界層気流の局所的な流れ方向と本質的に平行なその上記長い軸によって方向付けられることを特徴とする航空機。

【請求項 11】

請求項 1 に記載の航空機において、上記束のそれぞれにおける上記穿孔の上記列は、互いにジグザグに配置された上記穿孔をそれぞれに有する列と隣接する上記列の多数の平行な列グループに配され、それぞれの上記束の内部で隣接する該列グループの間に小さい穿孔されていないスキン領域があることを特徴とする航空機。

【請求項 12】

請求項 11 に記載の航空機において、それぞれの上記束の内部の上記列グループの第一のグループは、それぞれの上記束の内部の上記列グループの第二のグループと比較して、異なる長さ、幅、間隔、向き、周期性、ジグザグ配置、数、又は上記穿孔のパターンを有することを特徴とする航空機。

【請求項 13】

請求項 12 に記載の航空機において、上記穿孔が円形の断面を有する穴であることを特徴とする航空機。

【請求項 14】

請求項 1 に記載の航空機にして、

上記穿孔と連絡するシステムであって、上記穿孔を通る境界層の気流から空気を吸引するように適用された吸引システムをさらに有する上記航空機において、

上記穿孔を通る空気の吸引のために上記境界層の気流において流れの外乱が作られ、上記穿孔は、上記流れの外乱が、少なくとも一つ又は複数の選択された波長で互いに弱め合う干渉を受けるような空間パターンで上記束の少なくとも一つにおいて空間に分布することを特徴とする航空機。

【請求項 15】

請求項 14 に記載の航空機において、上記穿孔の上記空間パターンは、上記一つ又は複数の選択された波長で本質的にエネルギーのない空間スペクトルを有することを特徴とする航空機。

【請求項 16】

請求項 14 に記載の航空機において、上記一つ又は複数の選択された波長が、上記境界層気流で現れる所定の流れ不安定性の波長と一致することを特徴とする航空機。

【請求項 17】

請求項 1 に記載の航空機において、上記大きい穿孔されていないスキン領域の上記外側表面の反対側の面で上記外側スキんに沿って延び、それに結合した構造的に支持するためのリブをさらに有することを特徴とする航空機。

【請求項 18】

請求項 17 に記載の航空機において、上記外側スキン及び上記リブが互いに一体化しており、共に一体化した単体の構成部品を形成することを特徴とする航空機。

【請求項 19】

請求項 17 に記載の航空機にして、

上記外側スキンから離れた反対側の上記リブと結合した内側プレートを有し、それにより、上記外側スキン、上記内側プレート及びそれぞれの隣接する上記リブの間でそれぞれに境界を定められたエアチャネルを形成し、上記内側プレートはそこを通過して上記エアチャネルに連絡する穴を有し、上記穴は、異なる上記エアチャネルに連絡している上記穴におけるそれぞれの異なる全有孔率をもたらすことを特徴とする航空機。

【請求項 20】

境界層気流を受ける外側表面を有する翼にして、

上記翼は前部の前縁と、上記境界層気流に晒された層流制御表面を有する上記外側表面

の少なくとも一部とを有する翼において、

制御表面は外側スキンを通る多数の主要な穿孔を有する外側スキンと、主要な穿孔を通る上記境界層気流から空気を吸引すべく上記外側スキンに連結した吸引システムとを有し、それにより上記境界層気流において外乱を引き起こし、

上記主要な穿孔は間隔を置いて配置された多数の縦の穿孔された領域を形成し、該領域は上記翼の上記前縁と本質的に平行に並び、穿孔されていない表面領域により互いに離されており、

少なくとも上記縦の穿孔された領域の一つは、上記外乱の間で弱め合う干渉を作るために分布した主要な穿孔を有し、

上記弱め合う干渉は、所定の空間の波長で、少なくとも上記縦の穿孔された領域の下流で生じることを特徴とする翼。

【請求項 2 1】

境界層気流に晒された層流制御表面にして、

スキンを通る多数の主要な穿孔を有する外側スキン、及び該主要な穿孔を通る上記境界層気流から空気を引き出すために上記外側スキンに結合した吸引システムを有する層流制御表面において、

上記主要な穿孔は、上記境界層気流において流れ不安定性の最小の励起を生じさせるために互いに対して空間に分布していることを特徴とする層流制御表面。

【請求項 2 2】

境界層気流に晒された層流制御表面にして、

スキンを通る多数の主要な穿孔を有する外側スキン、及び該主要な穿孔を通る上記境界層気流から空気を引き出すために上記外側スキンに結合した吸引システムを有する層流制御表面において、

上記主要な穿孔は、所定の波長で本質的にエネルギーのない空間スペクトルを有し、

上記主要な穿孔を通る上記空気の引き出しにより創出された上記境界層気流における外乱が、上記所定の波長で弱め合う干渉を介して少なくとも部分的に互いを打ち消すことを特徴とする層流制御表面。

【手続補正 2】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0038

【補正方法】変更

【補正の内容】

【0038】

より具体的には、参照番号 1010 と 1012 は、特定の束の幾何学的配置又は穿孔のパターンに関連する又はそれらから生じるエネルギーの波長の構成要素を識別する。値の範囲 1000 は、安定したクロスフローモードが選択された束の位置で不安定になる値を示し、線 1002 は特に、関連する波の分散の関係（例えば図 3 に従う）を示す。分散の関係 1002 との交差部の位置におけるスペクトル構成要素 1010 のエネルギーの降下によって示されるように、この束の空間スペクトルは、この選択された又は所定の波長において（基準「ノイズ」レベルの上で）本質的にエネルギーがない。これらの所定の波長は、飛行状態でそれぞれの束の上の境界層に現れる所定の流れ不安定性の波長に合うように選択される。選択された所定の流れ不安定性の波長において本質的にエネルギーがないという本発明の弱め合う干渉の結果、穿孔を通る吸引の動きは、穿孔スキンの上の境界層流れで流れ不安定性の最小の励起を生じさせる。