

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第6917030号
(P6917030)

(45) 発行日 令和3年8月11日(2021.8.11)

(24) 登録日 令和3年7月21日(2021.7.21)

(51) Int. Cl. F I
F 1 5 D 1/12 (2006.01) F 1 5 D 1/12
B 6 4 C 1/40 (2006.01) B 6 4 C 1/40

請求項の数 15 (全 19 頁)

(21) 出願番号	特願2018-541286 (P2018-541286)	(73) 特許権者	518276519
(86) (22) 出願日	平成29年2月2日 (2017.2.2)		コーエン, ヤコブ
(65) 公表番号	特表2019-510174 (P2019-510174A)		イスラエル 3481705 ハイファ
(43) 公表日	平成31年4月11日 (2019.4.11)		ハナ・ストリート 32
(86) 国際出願番号	PCT/IL2017/050127	(73) 特許権者	518276520
(87) 国際公開番号	W02017/134666		ダス, サディブ
(87) 国際公開日	平成29年8月10日 (2017.8.10)		インド 743165 ウエスト・ベンガル
審査請求日	令和2年1月27日 (2020.1.27)		ウエスト・ベンガル ディーティーエス
(31) 優先権主張番号	62/289,936		ス. ノース24パーガナス ビーオー: ナ
(32) 優先日	平成28年2月2日 (2016.2.2)		イハッティ アナンダ・バザール オポジ
(33) 優先権主張国・地域又は機関	米国 (US)		ット・トゥ・サハ・ファーマシー シー/ オー ディー. ケー. ダス

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 湾曲した後面を使用して、キャビティ流れの振動と音響負荷を抑制するための方法およびキャビティ

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

開放形の長方形キャビティ上の圧力振動または音響負荷を減らす方法であって、前記開放形の長方形キャビティは、上部端が前縁を構成する正面を有し、および上部端が後縁を構成する後面を有し、前記圧力振動または音響負荷は、前縁から後縁へ通り抜けるせん断層の渦によって形成され、前記せん断層の渦は後縁の角に衝突し、および反対方向に伝わる音波を生成して共鳴と強い圧力振動を引き起こし、前記方法は、キャビティ内部で凸状曲面を呈するように、キャビティの実質的にすべての後面に湾曲を適用することを特徴とする、方法。

【請求項 2】

凸状曲面の長手方向軸を通る断面図は楕円の一部を描く、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

凸状曲面の長手方向軸を通る断面図は双曲線の一部を描く、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 4】

凸状曲面の長手方向軸を通る断面図は放物線の一部を描く、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 5】

凸状曲面の長手方向軸を通る断面図は、一般的な多項式、一般的な三角関数、一般的な双曲線関数、および一般的な指数関数のいずれか 1 つの一部を描く、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 6】

開放形の長方形キャビティ上の圧力振動または音響負荷を減らす方法であって、前記開放形の長方形キャビティは、上部端が前縁を構成する正面を有し、および上部端が後縁を構成する後面を有し、前記方法は、凸状曲面の長手方向軸を通る断面図が楕円の一部分を描くように、キャビティ内部で凸状曲面を呈するように後面の少なくとも上部に湾曲を適用する工程を含む、方法。

【請求項 7】

音速以下、遷音速、および超音速のマッハ数で振動を低減するために使用される、請求項 1 から 6 のいずれか 1 つに記載の方法。

【請求項 8】

開放形の長方形キャビティは、自動車の窓、屋根の開口部、音速以下の飛行機着陸装置、遷音速の航空機の爆弾倉、超音速のスクラムジェット絶縁装置およびスクラムジェット燃焼装置内のキャビティ火炎保持器から成る群に含まれる、請求項 1 ~ 7 のいずれか 1 つに記載のキャビティ。

10

【請求項 9】

開放形キャビティであって：

キャビティの底に対して垂直に伸長する平らな正面であって、正面の上部端が前縁を構成する正面、および

その上部端が後縁を構成する後面を含み；

後面は、キャビティの底から伸長するまたはそれに近接し、キャビティ内部で凸状曲面を呈するように湾曲し、それによって、さもなくば前縁から後縁へと通り抜け、および後縁の角に衝突するせん断層の渦によって形成される音波を低減することを特徴とする開放形キャビティ。

20

【請求項 10】

凸状曲面の長手方向軸を通る断面図は楕円の一部分を描く、請求項 9 に記載の開放形キャビティ。

【請求項 11】

凸状曲面の長手方向軸を通る断面図は双曲線の一部を描く、請求項 9 に記載の開放形キャビティ。

【請求項 12】

凸状曲面の長手方向軸を通る断面図は、放物線の一部を描く、請求項 9 に記載の開放形キャビティ。

30

【請求項 13】

凸状曲面の長手方向軸を通る断面図は、一般的な多項式、一般的な三角関数、一般的な双曲線関数、および一般的な指数関数のいずれか 1 つの一部を描く、請求項 9 に記載の開放形キャビティ。

【請求項 14】

開放形キャビティであって：

キャビティの底に対して垂直に伸長する平らな正面であって、正面の上部端が前縁を構成する正面、および

その上部端が後縁を構成する後面を含み；

ここで、凸状曲面の長手方向軸を通る断面図が楕円の一部分を描くように、キャビティ内部に凸状曲面を呈するように後面の少なくとも上部が湾曲し、それによって、さもなくば前縁から後縁へと通り抜け、および後縁の角に衝突するせん断層の渦によって形成される音波を低減することを特徴とする開放形キャビティ。

40

【請求項 15】

自動車の窓、屋根の開口部、音速以下の飛行機着陸装置、遷音速の航空機の爆弾倉、超音速のスクラムジェット絶縁装置およびスクラムジェット燃焼装置内のキャビティ火炎保持器からなる群に含まれる、請求項 9 ~ 13 のいずれか 1 つに記載の開放形キャビティ。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

50

【 0 0 0 1 】

本発明はキャビティの後面における流体の流れに関する。

【 背景技術 】

【 0 0 0 2 】

キャビティ流れには、音速以下にはじまり、遷音速、超音速、極超音速流れまでの全流れ状態におよぶ用途が見出され、また、自動車の窓または屋根の開口部および航空機着陸装置（音速以下）、航空機の爆弾倉（遷音速）、スクラムジェット絶縁装置およびスクラムジェット燃焼装置内のキャビティ火炎保持器（超音波）などの対応する可能な用途も見出される。キャビティ流れは、その長さ対深さの比率（ L/D ）に基づいて、開放または閉鎖に分類される。 L/D 比が10未満の開放形キャビティ流れに関する問題において極めて重要なのは、幾可学的形状によって生じる強い圧力振動である。これらの圧力振動は、キャビティとその完全性を収容する構造を損ない得る、キャビティの幾可学的形状の近接部におけるノイズレベルと共に変動性の厳しい圧力負荷をもたらす。そのようなキャビティの幾何学的形状に関する圧力とノイズ特性を理解するために、今日までに多くの研究が行われてきた。より最近の研究は、能動および受動制御技術の実装による、キャビティに対するそのような負荷の制御を指向している。しかしながら、公開文献で報告されているそのような方法の実行は、単純な幾可学的形状のキャビティ相当物に適用される場合、より複雑になり、さらなる努力と力が必要とされる。これらの技術はさらに、実用的な実現において、他の関連する困難と問題をもたらすかもしれない。

10

【 0 0 0 3 】

図1 aは開放キャビティの略図であり、幾何学形状と命名法を示す。図では、（ L_f ）は底の長さを表し、長方形キャビティでは（ L ）と等しい。キャビティの幾可学的形状は、図2に示されるように、後ろ向きの段と前向きの段の組み合わせである。後ろ向きの段の先端は、キャビティの前縁（ LE ）であり、および前向きの段の先端はキャビティの後縁（ TE ）である。キャビティ上の流れについては、キャビティ前縁からはく離する自由流の流れ、およびキャビティの全長に渡り、かつキャビティの後縁に衝突するせん断層が形成される。後縁での衝突の後、後ろ向きの段と前向きの段との間のキャビティ流路を通じて上流に伝播する音パルスが生成される。このパルスは前縁におけるせん断層形成を引き起こし、ケルビン・ヘルムホルツ不安定性を誘起し、それは後縁に向かう対流中に増大して一連の渦を形成する。後面への衝突の後、フィードバックループを閉じ、および自立型の圧力振動を提供する音波が再生成される。これらの振動およびその関連する共振振動数は、波の構造的な強化を提供するフィードバックループ内の位相関係によって判定することができる。キャビティ内部の圧力変動スペクトルは、関連する狭帯域音および広帯域ノイズからなる。広帯域の源は、自由流およびせん断層である。

20

30

【 0 0 0 4 】

図3は、開放キャビティ振動に関連する自立型のフィードバックループを、以下の命名法を使用して概略的に示す：

- A：せん断層が形成される
- B： TE 衝突
- C：圧力波の生成
- D：圧力波が上流に移動
- E：圧力波がせん断層の最大受容に向かう
- I（E）：分離先端部 LE との相互作用
- V（A）：不安定性の拡大が強い渦を引き起こす。

40

【 0 0 0 5 】

先に参照した不安定性は、対流中に増幅し、および渦を引き起こし、それは再び後縁にさらに強く衝突してより多くの新しい音響パルスを生成し、そして自立型のフィードバックループが完成する。これは著しいノイズをもたらす大きな圧力振動に帰結する。

【 0 0 0 6 】

したがって、幾可学的構成により生じる、そのような不必要だが不可避の負荷を緩和す

50

るための単純な手法の探求が望まれる。

【0007】

図1bは、Zhang, X., Rona A. Edwards J. A. 1998 “The effect of trailing edge geometry on cavity flow oscillation driven by a supersonic shear layer.” “The Aeronautical Journal Paper” No. 2258, 129 - 136から取った。ここでは、湾曲した傾斜部がキャビティの後縁に適用され、キャビティの後部壁の先端部から上部端まで延びる。キャビティの下流の広さはキャビティの深度(D)と等しい。Zhang等の図を参照すると、図16では、シミュレーションの開始頃の顕著な上昇を含む、キャビティの後縁の近接部における著しい圧力振動があることがわかる。さらに、図5および16を特に参照すると、共に $x = 0.33D$ という同一の数値で計算された $h = 0A$ (図5)および $h = 0.6$ (図16)の場合の $0 \sim 200$ の tV/D の同範囲にわたる圧力経過が示される。圧力振動の振幅がいずれの場合も実質的に同じであることが理解される。すなわち、湾曲した傾斜部の高さ(h)が増加しても、振幅に大きな減少はない。さらに、いずれの場合の圧力振動の振幅も、図5bで示されるくさび形のものよりも著しく高い。

10

【0008】

以下の記述から明らかになるように、これは本発明とは好対照であり、本発明では、図13dに見られるように、楕円面が用いられる場合に検出可能な圧力振動はない。さらに、楕円面に関する本発明の結果は、発明者によって計算され、おび測定されたように、 45° のくさび形に対して著しい改善を示す。

20

【0009】

米国特許第6,446,904は、航空機の爆弾倉内に進退自在に収容された拡張可能なスポイラーを含む、航空機の爆弾倉高周波音響抑制装置を開示する。インジェクタユニットは、加圧ガスの高周波パルスを気流に注入するために、スポイラー内に収容される。インジェクタユニットはノズルとの流体連通の出口に共鳴管を含む。共鳴管の震動性の出力は、ノズル内の加圧ガスの流れを乱し、効果的にそれを別々のスラグまたはパルスに分割し、それはその後、ノズルを出て気流に入る。航空機の爆弾倉の高周波音響抑制装置によって生じる、爆弾倉での気流の高周波振動は、開放爆弾倉内の望ましくない音響共鳴を効果的に抑制する。

30

【0010】

米国特許第5,340,054は、流体内を移動する機構フレームのキャビティに生じることが分かっている振動を除去するために、キャビティの前縁に位置する振動要素を開示する。振動要素は、後縁におけるキャビティからのいかなる残存振動も反射し、音響振動を引き起こす渦の生成および成長を防ぐ、様々な形状および幾何学的配置の多数のピンの形態をとり得る。キャビティからの残存振動の反射は、キャビティの後縁を傾斜させることによって達成され得る。

【0011】

米国特許第5,699,981は、直径の小さい円筒状部材であり、キャビティの前縁付近の航空機表面、およびそれをまたがる気流の横断から約3の気流境界層厚さに対応する距離に、平行およびその距離まで一定間隔で配された部材、および、部材に動作可能に接続され、部材と航空機表面の間の間隔を選択的に調節するアクチュエータ、を含む航空機キャビティ音響共鳴抑制システムを開示する。

40

【0012】

米国特許第6,050,527は、上流の入口端と下流の入口端との間に画定された入口開口部を有する、閉端またはほぼ閉じた端部の流路内の、流れにより誘起された空胴共振を除去する流れ制御装置、および方法を開示する。流路は、開口部を介して外部からの流体の流れを受け入れる。流れ制御装置は、前縁、後縁、および入口に翼を接続するための多くの支持部材を有する静止した入口案内翼を含む。

【0013】

50

欧州特許 1 7 1 4 8 7 1 は、容積、開口部、および開口部とキャビティを接続する流路を有するキャビティを含む、エンジンで使用される音響共鳴器を開示する。開口部は、流路に入る流体のはく離を遅らせるための、および流体のはく離によって引き起こされる損失を減らすための、前縁における面輪郭を有する。

【発明の概要】

【0014】

前述の欠点は、各独立請求項の特徴を有する方法および開放形キャビティを用いて、本発明によって取り組まれる。

【0015】

本発明によれば、キャビティの後面の幾可学的形状は、キャビティの長手方向軸に沿った断面図で見た時に湾曲した凸面の上にあるように修正される。

10

【0016】

特に、楕円の形状は、安定したせん断層再付着を引き起こし、それによってキャビティを出入りする多量の流れを制限し、振動の有意な減少または完全な軽減をもたらすことがわかっている。そのような実施形態は楕円の後面（ERF）として言及される。実行された実施形態では、楕円は、キャビティ深度の2倍の軌道長半径、およびキャビティの全深度にぴったり広がる軌道短半径を有する。しかしながら、異なる縦横比も有効であることがわかっており、それには円形面を定義する1:1の縦横比も含まれる。

【0017】

楕円の後面は特に効果的であることがわかっているが、本発明は楕円の幾何学的形状だけに制限されない。より一般的には、凸状曲面の長手方向軸を通る断面図は、楕円、双曲線、放物線、一般的な多項式、一般的な三角関数、一般的な双曲線関数、または一般的な指数関数の一部を描き得る。

20

【0018】

本発明は、先に論じられ、および図1bに示されたZhangらによる上記の参考文献とは2つの点で異なることに留意されたい。まず、本発明では、湾曲面は好ましくはキャビティの底から延びる、またはそれに近接する。より具体的には、湾曲面が0.2D以下の高さでキャビティの後部壁と交差する場合、良い結果が期待される。このDはキャビティの深度である。さらにより好ましくは、それは、図4に示されるようにキャビティの底から延びる。これとは対照的に、Zhang等では、図1に示される距離(h)は0.2から0.6Dの間で変わる場合もあり、これは、(D)-(h)の高さでキャビティの後部壁と交差する湾曲面が、キャビティの底から少なくとも0.4Dの位置で取って代わられることを意味する。さらに、Zhang等において湾曲面がキャビティの後部壁と交差する先端部では、面の勾配に断続があり、それは本発明の好ましい幾可学的形状ではすべて回避される。第2に、言及されるように、本発明では、楕円の壁面を使用することで特に有利な結果が得られた。先に言及されたように、Zhang等の図16と本発明の図13dとを比較することによって違いが強調され、双方がキャビティの後縁の近接部において計算された圧力振動を示す。

30

【図面の簡単な説明】

【0019】

本発明を理解し、かつ本発明がどのように実際に実施され得るかを確かめるために、添付の図を参照しつつ、ほんの非限定的な例としてここから実施形態を記載していく。

40

【図1a】先行技術の開放キャビティの略図であり、幾何学的形状と命名法を示す。

【図1b】先行技術の開放キャビティの略図であり、幾何学的形状と命名法を示す。

【図2】先行技術の開放キャビティ流れの幾可学的形状の、さらなる詳細を示す。

【図3】先行技術の開放キャビティ振動に関連する、自立型のフィードバックループを概念的に示す。

【図4】本発明の実施形態に係る、修正された開放キャビティの略図である。

【図5a】異なるマッハ数で、後面における圧力の計算された経時変化をグラフ式に示す。

50

【図5 b】 E R Fの採用による、図5 aで示される振動の完全な軽減を実証する、圧力の計算された経時変化をグラフ式に示す。

【図6 a】 $M = 0.9$ において、長方形キャビティと縁が楕円のキャビティとの間の、キャビティの底に沿った圧力係数における計算された差をグラフ式に示す。

【図6 b】 $M = 0.9$ において、長方形キャビティと縁が楕円のキャビティとの間の、キャビティの底に沿って実験的に測定された、圧力係数における実際の差をグラフ式に示す。

【図7】 $M = 0.9$ において、長方形キャビティと縁が楕円のキャビティに関して、キャビティの底で測定された音圧レベルの比較であり、端部音の完全な除去を示す。

【図8】 様々な無次元時間における渦の等高線を示す。

10

【図9】 長方形キャビティに関する、実験で得た結果と計算で得た結果の比較を示す。

【図10】 計算された瞬時の流動領域の比較を示す。

【図11 a】 $M = 0.9$ において、オイルフローによる可視化を採用した、長方形キャビティの面上での表面流のパターンを示す。

【図11 b】 $M = 0.9$ において、オイルフローによる可視化を採用した、縁が楕円のキャビティの面上での表面流のパターンを示す。

【図12 a】 様々なマッハ数において、計算上のおよび測定されたキャビティの底での圧力分布の比較を示す。

【図12 b】 様々なマッハ数において、計算上のおよび測定されたキャビティの底での圧力分布の比較を示す。

20

【図13 a】 V R F、 $M = 0.9$ に関して、計算された圧力経時変化を示す。

【図13 b】 V R F、 $M = 0.7$ に関して、計算された圧力経時変化を示す。

【図13 c】 V R F、 $M = 0.5$ に関して、計算された圧力経時変化を示す。

【図13 d】 E R F、後面に関して、計算された圧力経時変化を示す。

【図14 a】 V R F、 $M = 0.9$ に関して、測定された圧力経時変化を示す。

【図14 b】 V R F、 $M = 0.7$ に関して、測定された圧力経時変化を示す。

【図14 c】 V R F、 $M = 0.5$ に関して、測定された圧力経時変化を示す。

【図14 d】 V R F、底に関して、測定された圧力経時変化を示す。

【図15】 $M = 0.9$ において、V R Fに関して実験から得られた音圧レベル (S P L) を示す。

30

【図16 a】 $M = 0.9$ に関して、キャビティの底での測定された S P L の比較を示す。

【図16 b】 $M = 0.7$ に関して、キャビティの底での測定された S P L の比較を示す。

【図16 c】 $M = 0.5$ に関して、キャビティの底での測定された S P L の比較を示す。

【発明を実施するための形態】

【0020】

図4は、本発明の実施形態に係る、修正された幾可学的形状を有する開放キャビティの略図である。この特定の楕円の後面 (E R F) 構成については、キャビティ長 (L) は、キャビティの前縁から楕円壁の中央平面までである (軌道長半径の 50 %)。底の長さを表わす (L f) は (L) - (D) と等しく、図1に示される長方形キャビティ (L f = L) とは異なることがわかり、比較のためにここでさらに示される。

40

【0021】

本発明に係る解は幾可学的形状自体にあり、面と衝突する流れの幾何学的形状を変え、およびキャビティの長さや深度の点からキャビティの大きさをそのままに保つことによって達せられる。本発明では、提案される形状の1つは、圧力振動およびノイズを縮小するための、キャビティの前向き面の段の楕円の形状である。発明概念を証明するために発明者によって実行された実験に加えて、市販のソフトウェア、ANSYS-FLUENTを使用した二次元のCFDシミュレーションをさらに行った。図5 aと5 bに示される結果は、振動の完全な軽減を実証する。(自由流速度およびキャビティ長によって標準化された) 経時的な圧力変動 (自由流圧力によって標準化された圧力) は、V R F構成に関して完全に明白であり、および、後部壁上の位置における異なるマッハ数に関して図5 aに示

50

される。キャビティ後面として楕円の凸面を採用すると、図5 bに提示されるように後部壁における変動を示さず、すべてのマッハ数における振動の完全な軽減を示す。

【0022】

本発明の結果は、後縁部およびキャビティの面の形状を変更することによって、前向き縁への衝突を和らげることである。図6は、 $M = 0.9$ における、通常の長方形キャビティと縁を楕円に変更したキャビティとの間の、キャビティの底に沿った圧力係数の差を示す（ (X) は (Lf) により標準化される）。

【0023】

図からわかるように、一旦楕円の形状が使用されると、有意な圧力係数の低下が底面上で観察される。キャビティの底の一定の圧力分布が観察され、それは逆の出力を受けにくいことを示す。

10

【0024】

図7は、 $M = 0.9$ において、長方形の開放キャビティ（VRF）および縁が楕円の変更されたキャビティ（ERF）に関して、キャビティの底における測定された音圧レベルを比較する。変動する圧力の主モード周波数は、 $M = 0.9$ においてキャビティの底で測定された、通常の長方形キャビティに関して示される。対照的に、同じ図で明確に示されるように、 $M = 0.9$ において楕円面のキャビティに関して測定された音圧レベルは、すべての端部音およびそのモードの軽減を示す。

【0025】

2. 本発明は、多くのキャビティの用途、とりわけ自動車の窓/屋根の開口部（音速以下）、航空機着陸装置（音速以下）、航空機の爆弾倉（遷音速）、スクラムジェット絶縁装置およびスクラムジェット燃焼装置内のキャビティ火炎保持器（超音波）等であり、開放形の構成を有し、圧力変動に関連する問題が最大である用途に適用可能である。

20

【0026】

上記の記述は、添付された請求項に対する十分な支持を可能にし、および支持を提供すると信じる。しかしながら注意すべきは、以下の付録は、本発明が着想され、実行されるもとなつた実験およびシミュレーションの結果を詳細に述べる、草案の雑誌論文の一部を含む。付録に関連するグラフ式の結果は図で参照される。本出願の出願日において、草案の雑誌論文はまだ掲載されていなかったことに留意されたい。

【0027】

<付録>

30

本研究では、我々は、この種のものとしては初めてとなる、垂直から楕円の形状に至る、キャビティ後面への幾何学的な修正を提案する。通常の長方形の開放キャビティ、および $M = 0.5 \sim 0.9$ の間の音速以下と遷音速のマッハ数の範囲に関して、この技術は、自励式の強いキャビティ流れ振動を大きく低減し、完全に除去しさえし得ることが、実験的および数的に実証される（Rossiterのモード）。実験はシャドウグラフおよびオイルフローによる可視化、静的および不安定な圧力の測定を含む。計算は、ANSYS-Fluentを用いたk-SST乱流モデルと共に、二次元の不規則な圧縮性RANS法を含む。

【0028】

40

<1. はじめに>

キャビティ流れの用途は、音速以下にはじまり遷音速、超音速、極超音速の流れに至る、マッハ数の全範囲にわたる。具体的な例としては、航空機の着陸装置、内部キャビティからの蓄積分離、スクラムジェット吸気の絶縁装置流れ制御、燃焼室のキャビティ火炎保持器等が含まれる。キャビティ流れは、その長さ対深さの比率（ L/D ）に基づいて、開放または閉鎖に分類される。10未満の L/D 比を有する開放キャビティ流れでは、強い圧力振動が生じる。これらの圧力振動は、キャビティとその完全性を収容する構造を損ない得る、キャビティの近接部におけるノイズレベルと激しい変動性圧力をもたらす。これらの不安定な圧力特性を理解するための研究（例えばAlvarez et al. (2004)）、および様々な能動および受動制御技術の実装によるそのような負荷の制御

50

に向けた研究（例えば Rowley & Williams (2006)）が行われてきた。
【0029】

図2に示されるように、自由流の流れがキャビティの前縁（LE）からはく離する時、せん断層が形成され、それは全キャビティ長にわたる。キャビティの後面への衝突に際して、その後縁（TE）の近接部において、上流に伝播し、およびLEでせん断層形成を引き起こし、ケルビン・ヘルムホルツの不安定性を引き起こし、TEへ向かう対流中に増大して一連の渦を形成する音響領域が形成される。後面への衝突後、フィードバックループを閉じ、および自立型の圧力振動を提供する音波が再生成される。これらの振動およびその関連する共振振動数は、波の構造的な強化を提供するフィードバックループ内の位相関係によって判定することができる。キャビティ内部の圧力変動スペクトルは広帯域ノイズおよび狭帯域音からなる。広帯域の源は、自由流およびせん断層である。

10

【0030】

共振振動数（音色）は、Rossiter (Rossiter 1964) によって最初に提供され、彼は半実験式を発展させ、および後に以下のように修正した：

【0031】

【化1】

$$n = \frac{(m - \alpha)}{\left[\left(\frac{U_\infty}{U_c} \right) + \left(\frac{M_\infty}{\sqrt{1 + 0.2M_\infty^2}} \right) \right]}$$

20

【0032】

nが無次元の周波数（ストローハル数）である場合、UとMはそれぞれ自由流速度およびマッハ数であり、mは整数のモードナンバー、aはキャビティ内の渦はく離と音波反響との間の位相後退に関連する実験定数、およびUcはキャビティ長上の渦の対流速度である。

【0033】

フィードバックループを破壊するために、受動的および能動的な流れ制御技術が試されてきた。いくつかの例には、ボルテックススタビライザー、のこぎり刃状のスポイラー (Moon et al. 2010)、段状の前縁 (MacManus & Doran 2008)、幾何学傾斜後縁 (Vikramaditya & Kurian 2009)、前縁セレーション (Gai et al. 2015)、受動共鳴吸音体 (Roberts et al. 2015) 等の使用が含まれる。これらの受動的デバイスから得られる結果はまちまちであり、例えばLEセレーションとのこぎり刃状のスポイラーは有意な改善を全く報告せず、しかし他のすべてのデバイスは最大20dBの音色の減衰を報告し、および全体的な音圧レベル (OASPL) の点からの広帯域レベルを7dBまで低減し、これらの低減はさらにマッハとレイノルズ数の関数である。

30

【0034】

これまでに試みられた能動的な技術には、上流吹き出し (upstream mass injection) (Arunajatesan et al. 2009)、定期的な吹き出し (George et al. 2015)、マイクロジェットアクチュエータ (Ali et al. 2010)、プラズマアクチュエータ (Yugulis et al. 2014)、振動する傾斜部、フェンス (Sarno & Franke 1994)、吹き出し (mass injection) (Vakili & Gauthier 1994) 等が含まれる。約40 - 50%の二乗平均平方根 (RMS) 圧力の減少は、吹き出し (mass injection) で報告され、ピーク音の7 ~ 10dBの低減、他の異なる能動制御に関するOASPLの5dBの低減が報告されている。プラズマアクチュエータの採用は、M = 0.6において最大で23dBのピーク音の低減を報告する。しかしながら、これらのすべての能動的および受動的制御技術をもってしても、音ピークの完

40

50

全な軽減とモード周波数の消滅は報告されていない。

【0035】

キャビティ後縁の3つの異なる幾何学的形状を伴う水トンネル実験 (Sharp, Nose shape and Round) が報告されている (Pereira & Sousa 1994)。後縁の丸みによる揺動振幅の有意な変化は報告されていない。後縁の幾何学的形状を修正した (45°のくさび、異なる曲率を有する局地的な湾曲傾斜) キャビティ上の超音速流振動の数値シミュレーションは、Zhang (1998) によって試みられた。くさび反響は圧力変動の低減の点において湾曲縁よりも優れていた (12 dB 以内の低減)。キャビティ流れのフィールドスタディーおよびその制御についてのレビューは、(Lawson & Barakos 2011) および (Cattafesta et al. 2008) に報告されている。

10

【0036】

幾何学的構成により生じる、そのような不必要だが不可避の負荷を緩和するためのより単純な手法の探求は有益である。本研究では、圧力振動およびノイズを減らすために、キャビティ後面に楕円形状を付加することを提案する。実験および数的結果はこの主張を強く支持する。

【0037】

< 2. 実験 >

すべての実験は、テクニオン・イスラエルの宇宙工学部 (Faculty of Aerospace Engineering, Technion, Israel) の超音速風洞施設を使用して行なわれた。これは、800 mm (高さ)、600 mm (幅) および 1500 mm (長さ) の試験区間サイズを有する誘導型閉回路トンネルである。トンネルの操作マッハ数は 0.1 ~ 1.1 である。この試験は、それぞれ $Re = 10.7$ 、 13.5 および $15.7 \times 10^6 / m$ のレイノルズ数に対応するマッハ数 0.5、0.7 および 0.9 で行なわれた。

20

【0038】

本研究で使用されるキャビティモデルは、針を取り付けたタイプであり、キャビティの様々な部分を変更する等のためにモジュールの形状で設計されている。キャビティの寸法は、長さ $L = 61 \text{ mm}$ 、深さ $D = 17 \text{ mm}$ 、および幅 $W = 34.6 \text{ mm}$ であり、よって $L/D = 3.58$ である。キャビティの前部胴体は長さ 134 mm 、および幅 69.4 mm である。流れの可視化と光学測定のための、キャビティの深み内部への光アクセスのために、キャビティの側壁は融解石英ウィンドウで作られている。

30

【0039】

通常の長方形キャビティは、垂直の後面 (VRF) を有する。本研究では、キャビティ後面の幾何学的形状を、キャビティの深さの2倍の軌道長半径を有する楕円の形状 (ERF) に変えた。結果としての幾何学的構成は、図4に概略的に示される。ERF構成については、キャビティ長 (L) は、キャビティの前縁から楕円壁の中央平面までである (軌道長半径の50%)。図において、(L_f) は、長方形キャビティ ($L_f = L$) および楕円キャビティ ($L_f = L - D$) ごとに異なる底の長さを表わす。

【0040】

境界層の測定は、我々の2D CFDシミュレーションに正確な入来速度分布を提供するために必要であった。組織内構築されたスタッガードピトー境界層プローブを、キャビティの前縁の位置で、モデル上の境界層を測定するために使用した。 $M = 0.7$ の境界層の厚さは 6 mm と推測され、 $1/7$ べき乗則プロフィールに従う。

40

【0041】

オイルフローの可視化試験を、二酸化チタン、オレイン酸および潤滑油の適当な混合物を用いて、表面流動領域の詳細を得るために行った。混合物は、各試験走行に先立ってキャビティのすべての表面に均等に噴霧された。すべての表面の静止画像を試験走行後に得て、流脈線を乾かせるようにした。2つの 12° , $f/7.6$ 放物面鏡を備えた標準的なシュリーレン装置を、キャビティの全流動領域のシャドウグラフ画像を得るために使用し

50

た。1 Jのエネルギーと9 μ sのパルス幅を有する、50 Hzパルスのキセノン光源(3 mmのアーケ長)を、瞬時の流れ画像を得るために使用した。光源は、フレーム率2 kHzの性能を有し、およびPCC2.4ソフトウェアを通じて制御されるIMP CMOS Camera(Phantom V211)と同調させた。

【0042】

静圧および全圧を、適切な範囲でハネウェル社のセンサーを使用して測定した。1.2 mm直径の圧力ポートを、すべてのキャビティ構成に対して、キャビティの底(6番)およびキャビティ後面(5番)上に作成した。ポートを、トンネル内の鋼およびポリエチレンの管を通してセンサーに接続した。センサー出力を、National Instruments SCXI 1520/1125の信号調整装置を使用して増幅し、およびフィルタリングした。静圧を、16ビットのNI PXI 6221データカードを使用してサンプリングし、平均化し、そして記録した。不安定な圧力は、それぞれ85 kHzおよび180 kHzの固有周波数を有するEndevco 8510B-5および8530C-15センサーを使用して測定した。キャビティ上の不安定な圧力の測定位置は、VRFおよびERFに関して、正面および底の中央の中心線にあった。追加の試験を、後面に対する圧力変動を得るために、正面のキャビティブロックを後ろのブロック部位に配置することによって、VRFに対して行なった。2つの不安定な圧力のセンサーを、24バイトのデータカードNI USB 4431および16バイトのNI PXI 6221を個別に使用してサンプリングした。不安定なデータを、2秒間、50 kHzでサンプリングした。信号を、100 Hzで高域通過フィルタリングし、および20 kHzで低域フィルタリングした。分析のためにデータを、12.2 Hzの周波数分解能を提供する50%の重複を有する48のブロックに分割された 2^{12} のサンプルのレコード長に分解した。ブロックを、ハニング機能を使用して窓処理し、およびFFTスペクトルのデータを、ウェルチ法を使用しMATLABで生成した。

【0043】

不確実性解析を、試験走行および具体的な再現性試験を用いて実行した。用いたマッハ数の不確実性は ± 0.01 であると推測される。 C_p (圧力係数 $C_p = ((p - p_\infty) / (0.5 \rho U^2))$)に関する再現性圧力測定における変動は ± 0.007 であると推測される。不安定な圧力の再現性は、25 Hz以内の卓越振動数、1 dBの音圧レベルピーク、および ± 0.5 dB以内の広帯域エネルギーOASPLにおける変動を示す。

【0044】

<3.シミュレーション>

圧縮性レイノルズ平均ナビエ-ストークス方程式の不安定性2D CFDシミュレーションを、市販の有限容積コードFLUENT Ansysを使用して実行した。乱流クロージャータに関しては、 $k-\epsilon$ SSTモデルを使用した。定常状態への収束後に初めて、2順目の暗黙の一時的シミュレーションを開始した。物理的な時間段階を、Rossiterモードを正確に取り込むのに十分な100 kHzのサンプル速度に対応するように設定した。

【0045】

計算領域全体を、キャビティ底上の $13y^+$ に相当する約0.09 mm間隔の壁近くのセルを有する均一の四辺形セルで区分した。実験の所見に類似する $1/n$ べき乗則を用いた乱流の境界層シミュレーションのために、UDFプログラムをインレット境界条件に差し込んだ。圧力遠場境界条件をすべての外部境界に適用し、および、横滑り無で且つ不透の壁境界条件をキャビティ壁に適用した。

【0046】

後処理およびデータ解析として、圧力変動の経時変化を得るために特定箇所をキャビティ表面上でモニタリングした。圧力信号のFFTを、MATLABを使用して行った。完全なキャビティ形状上における他の流れ特性の時間統計を得るために、2ミリ秒のサンプリング時間でのデータサンプリングを、不安定性の計算の完了後にすべての計算に対して行い、それによって振動の10サイクルを十分に考慮に入れることができた。平均

値とRMSの詳細は、これらの操作をして初めて得られた。

【0047】

< 4 . 結果と論考 >

【0048】

< 4 . 1 . 質的流れ >

M = 0 . 9 および異なる無次元時間における、2D計算から得た長方形キャビティ (VRF) 上の渦の等高線を、図8に示す。無次元の単位時間は、キャビティ長を通過する自由流の流れによって得られた時間である。図8は、 $48.9 \mu s$ ($= tU / L = 0.22$) の時間間隔ではく離する、この渦の異なる位相を示す。図は、キャビティのLEにおける渦の形成、およびキャビティのTEに向かう下流への対流を示す。図8bは、LE付近の渦の新しい展開を示し、図8cから8iでは対流型の渦をはっきり見ることができる。同じ位置での別の渦の再形成までの、渦の全形成サイクルは、図8bから8iで観察することができる。

10

【0049】

典型的な渦は、キャビティ長を移動するのに0.35ミリ秒 ($= 1.57$) の時間を要し、従って、渦の対流速度はおよそ 174.3 m/s である。対流速度と自由流速度の比率は、Rossiter (1964) によって報告された0.57の値と比較すると、 $(U_c / U) = 0.63$ である。この推定比率に基づき、および修正されたRossiter方程式を用いて、長方形キャビティに関する本研究で調査された事例に対して、ストローハル数とマッハ数の比較を行う。

20

【0050】

図9は、実験および計算によって得た結果を示す。我々の2D計算、Rossiterの経験的關係 (様々な線で示される)、および実験とは、非常によく一致している。我々の実験結果もまた、第4モードを除いてよく予測されている。

【0051】

本研究では、キャビティの垂直の後面を、楕円形状に変更している。2つの構成に関連する瞬時の2D計算の結果は、図10で比較される。渦の振幅等高線 (上段) は、キャビティ前縁からはく離を軽減し、キャビティ後縁への滑らかなせん断層衝突をもたらすことを示す。流線 (下段) はさらに、垂直の後面形状 (VRF) の場合の不均一な振動流と比較して、楕円の後面キャビティ (ERF) の場合の均一な循環流を示す。より重要なことは、ERF構成に関して提示された等高線は、時間によって変化せず、2-D定常状態解を示している。

30

【0052】

これは、キャビティ後縁への、滑らかなせん断層衝突を示す。VRFキャビティのすべての面における表面流動パターンは、オイルフローによる可視化を採用して図11aに示され、若干の遠近法的な誤りを伴う。自由流の流れは後面に衝突し、およびキャビティ内部へと下向きに渦巻こうとしており、それは次に床面のごく近くではく離されることが積み重なったオイル線によって表される。添付したキャビティ底での流れパターンは、自由流の流れに向かう反対方向の流れが、キャビティ後面からキャビティ長の60%まで流れることを示す。この点を越えた流れはく離があり、オイル流れの流脈線の途切れによって表される。キャビティの中心線の両側に現われる2つの突出部は、側壁の衝突による。さらに、底には、正面からこれらの突出部の端部までの自由流方向への流れがあり、流れがキャビティ底から離昇することを示す。

40

【0053】

正面およびキャビティ側面 (図示せず) における流れのパターンはそれぞれ、中心から外れた2つの突出部と、キャビティ底の流れの離昇を確認する。ERFの後面におけるオイル流れのパターン (図11b) は、自由流れに沿った方向と、キャビティの深みに向かう方向という2つの方向を示す。VRFと比較すると、キャビティ底の表面流動に流動領域の違いがあることが示される。流れはく離はキャビティ底の長さに沿って低減した。さらに、VRFと比較すると、ERFの正面上の流れパターンに違いがある。

50

【 0 0 5 4 】

< 4 . 2 . 平均壁圧力 >

V R F と E R F を有するキャビティを用いた、マッハ数 0 . 5、0 . 7 および 0 . 9 での、2 D 計算によるキャビティ底に沿った圧力分布、および実験によるキャビティ底の中心線上の制限された位置での圧力分布を、図 1 2 a と 1 2 b に提示する。後面位置近くに V R F を有する、すなわち $X / L f = 0 . 9 - 1 . 0$ のキャビティに対する底圧力は、流れ衝突により非常に高い値を示す。流れがキャビティの L E の方へ向かうとともに、圧力は底に落ち、 $X / L f = 0 . 7$ までの流れ加速を示す。この先端部を越えると流れは速度を落とし、および逆の圧力勾配が作られ、それは $X / L f = 0 . 4$ での流れはく離をもたらす。圧力傾向はすべてのマッハ数で類似しているが、値は異なる。計算された圧力 (図 1 2 a) と測定された圧力 (図 1 2 b) との比較もまた、V R F を有するキャビティとの類似性を示す。

10

【 0 0 5 5 】

楕円の後面 (E R F) の採用は、不意にピーク圧力を下げ、 $X / L f = 0 . 9$ での後面位置近くに存在する。その後、流れは、キャビティの正面までの残りのキャビティ長においてほぼ一定になる。傾向はすべてのマッハ数で類似している。実験の所見 (図 1 2 b) はさらに、計算された結果 (図 1 2 a) と比較して、E R F の採用と類似した傾向を示す。これは、キャビティ底からの圧力でマイナスに影響することなく、キャビティ内に収容される蓄えの展開に適した、キャビティ底の圧力を一定にする楕円の後面を採用することの利点を示している。

20

【 0 0 5 6 】

< 4 . 3 . 不安定性圧力の結果 >

解を、F F T 分析のために等間隔距離の時間段階で、 10^5 のサンプルに対応する V R F を有するキャビティに対し 1 . 0 秒まで得た。不安定性圧力の経時変化を得るために、かつ実験と比較するために、3 つの点をキャビティ状でモニタリングした。点を同定し、それは点が後面、底および正面の中間点にあった実験と似ていた。小さな流れ時間窓で、これらのすべての点および異なるマッハ数において、V R F を有するキャビティに関して得た圧力の経時変化を、図 1 3 a - c で示す。M = 0 . 9 (図 1 3 a) の場合、圧力変動は、振幅の点でほぼ同じである底および正面の中間値と比較して、後面において最大となっている。

30

【 0 0 5 7 】

これらの変動それぞれの出現度数もまた、ごく小さな変動を伴うであろうが、3 点全てにおいて類似していることが明らかである。マッハ数を M = 0 . 7 (図 1 3 b) および M = 0 . 5 (図 1 3 c) へ減少させることで、圧力変動の振幅はすべての点において減少し、また同様に変動パターンも異なっている。試験されたすべてのマッハ数に関して、楕円の後面 (E R F) を採用したキャビティの後面の中間点における計算された圧力経時変化を、図 1 3 d に示す。図は、キャビティにおいて最も高い圧力振動点を示すであろうと予想される後面で何の圧力変動も示さない。結果はマッハ数に依存しない。これは、楕円形状にキャビティ形状の後面を変更することの、並はずれた利点を明確に示す。

40

【 0 0 5 8 】

実験を、V R F に対して、キャビティ正面、底および後面の中心線の間にある制限された位置で、時間分解圧力を得るために行った。特定の時間窓に対する、および異なるマッハ数におけるすべてのセンサーによる圧力経時変化を、図 1 4 a - c に示す。圧力変動を明確に実証し、およびそれはマッハ数の減少に伴って縮小する。明らかに、後面センサーは最も高い圧力振動を記録する。キャビティ底は、後面よりも低く、および正面よりも高い圧力変動を記録する。E R F を有するキャビティを用いた実験における圧力測定位置は、2 つのみであり、すなわちキャビティ底と正面である。様々なマッハ数における、キャビティの底への圧力の経時変化は、図 1 4 d に示される。すべてのマッハ数において、圧力変動の軽減の実証は、図によって完全に明白であり、2 D 計算された結果と完全に一致する。

50

【0059】

M = 0.9において、VRFを有するキャビティに関するこれらの圧力データから得た音圧レベルは、図15に提示される。同じ図において、強調された4つの垂直な破線は、半実験的比較から得たRossiter周波数を表す。測定された周波数および予測された周波数を比較すると、極めて類似している。キャビティのすべての面は、同じような振動周波数を示すが、後面から底、そして前面へのピーク音値の低減を伴う。我々が後面から正面まで移動するとともに、狭帯域音と同様に広帯域音もまた低減する。これは、振動現象は全キャビティ長に起こるが、影響はキャビティの後面または端部から、キャビティ前縁に向かって上流に移動することを示す。従って、後面の幾可学的形状の修正は、キャビティ長の残りの部分により小さな影響を引き起こすだろう。

10

【0060】

キャビティに関するキャビティ底の測定された音圧レベルと、様々なマッハ数におけるVRFとERFの比較は、図16aから16cに提示される。M = 0.9では、音ピークの完全な軽減(30dBの卓越したピーク低減)、および約10dBの平均広帯域スペクトルの低減が観察される(図16a)。M = 0.7におけるERFの反応(図16b)もまた、音ピークの除去(23dBの卓越したピーク低減)、および5dBまでの広帯域スペクトルの低減を示す。しかしながら、マッハ数がM = 0.5に下がると(図16c)、特定モード周波数の抑制が観察されるが、振幅にある程度の低減(10dB)を伴う第2のモードが見られる。広帯域スペクトルはさらに、より高い周波数の場合に類似していることが観察され、これはトンネル自体のノイズに起因する。VRF事例において、キャビティの後部がERFに取り替えられた時に、離れた流動領域における音波の存在が完全に除去されることを実証するために、シュリーレン写真を使用した。

20

【0061】

<5. 結論としての所見>

実験と計算を、音速以下および遷音速で、通常の長方形キャビティに対して行った。キャビティの後縁/面への幾何学的修正を、楕円の形状を用いて行った。長方形キャビティを回る、底にある流れの特徴を得て、それをさらにRossiterの半実験的比較を使用し、およその予測と比較することによって確認した。大振幅の不連続性キャビティ音が観察され、その要員はキャビティ流れのフィードバックループ、せん断層形成、およびより重要なのはキャビティの後縁部への流れ衝突である。異なる後縁部の採用、またはキャビティ後部の垂直な形状を楕円に修正することは、すべての周波数においてキャビティ狭帯域音を完全に軽減し、および広帯域スペクトルを低減することを見事に証明している。静圧もまた、キャビティ底の全長にわたって均一のままである。この技術は、開放キャビティ上の音モード周波数の効率的な除去において、現在まで、最も単純で堅調な方法であると考えられる。

30

【0062】

<参考文献>

本発明の背景として関連すると考えられる先行技術文献が以下に表記される。本明細書における参考文献への謝辞は、本明細書に開示される発明の特許性にこれらが多少なりとも関係することを意味するように推測されることはない。

40

[1] Ali, M. Y., Solomon, J. T., Gustavsson, J., Kumar, R. & A, F. S. 2010 Control of resonant flow inside a supersonic cavity using high bandwidth pulsed micro-actuators. AIAA 2010-1198.

[2] Alvarez, J. O., Kerschen, E. J. & Tumin, A. 2004 A theoretical model for cavity acoustic resonances in subsonic flow. AIAA 2004-2845.

[3] Arunajatesan, S., Kannepalli, C, Sinha, N.

50

- , Sheehan, M., A. F., Shumway, G. & Ukeiley, L. 2009 Suppression of cavity loads using leading-edge blowing. *AIAA Journal* 47, 5, 1132 - 1144.
- [4] Cattafesta, L. N., Song, Q., Williams, D. R., Rowly, C. W. & AM, F. S. 2008 Active control of flow-induced cavity oscillations. *Progress in Aerospace Sciences* 44, 7-8, 479 - 502.
- [5] Gai, S. L., Kleine, H. & Neely, A. J. 2015 Supersonic flow over a shallow open rectangular cavity. *Journal of Aircraft* 52, 2, 609 - 616. 10
- [6] George, B., Ukeiley, L., Cattafesta, L. N. & Kunihiro, T. 2015 Control of three-dimensional cavity flow using leading-edge slot blowing. *AIAA-2015-1059*.
- [7] Lawson, S. J. & Barakos, G. N. 2011 Review of numerical simulations for highspeed, turbulent cavity flows. *Progress in Aerospace Sciences* 47, 186216.
- [8] MacManus, D. G. & Doran, D. S. 2008 Passive control of transonic cavity flow. *Journal of Fluids Engineering* 130, 064501(1-4). 20
- [9] Moon, S. J., Gai, S. L., Kleine, H. H. & Neely, A. J. 2010 Supersonic flow over straight shallow cavities including leading and trailing edge modifications. *AIAA 2010-4687*.
- [10] Pereira, J. C. F. & Sousa, J. M. M. 1994 Influence of impingement edge geometry on cavity flow oscillations. *AIAA Journal* 32, 8, 1737 - 1740. 30
- [11] Roberts, D. A., MacManus, D. G., Johnson, R. A., Grove, J. E., Birch, T. J. & Chaplin, R. A. 2015 Passive attenuation of modal cavity aeroacoustics under supersonic and transonic conditions. *AIAA Journal* 53, 7, 1861 - 1877.
- [12] Rossiter, J. E. 1964 Wind tunnel experiments on the flow over rectangular cavities at subsonic and transonic speeds. *Tech. Rep. 3438. Aeronautical Research Council Reports and Memoranda*. 40
- [13] Rowley, C. W. & Williams, D. R. 2006 Dynamics and control of high-Reynolds-number flow over open cavities. *Ann. Rev. Fluid Mech.* 38, 251 - 276.
- [14] Sarno, R. L. & Franke, M. E. 1994 Suppression of flow-induced pressure oscillations in cavities. *Journal of Aircraft* 31, 1, 90 - 96.
- [15] Vakili, A. D. & Gauthier, C. 1994 Control of cavity flow by upstream mass-injection. *J* 50

ournal of Aircraft 31, 1, 169 - 174 .

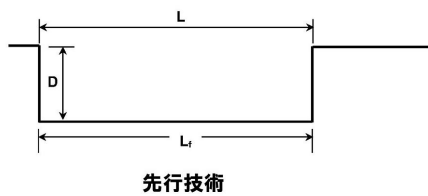
[16] Vikramaditya, N. S & Kurian, J. 2009 Effect of aft wall slope on cavity pressure oscillations in supersonic flows. The Aeronautical Journal 113, 1143, 291 - 300 .

[17] Yugulis, K., Hansford, S., Gregory, J. W. & Samimy, M. 2014 Control of high subsonic cavity flow using plasma actuators. AIAA Journal 52, 7, 1542 - 1554 .

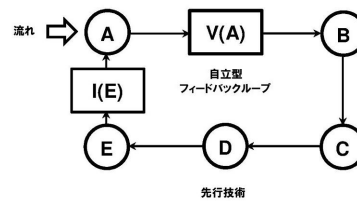
[18] Zhang, X., Rona A. Edwards J. A. 1998 The effect of trailing edge geometry on cavity flow oscillation driven by a supersonic shear layer. The Aeronautical Journal Paper No. 2258, 129 - 136 .

10

【図1 a】



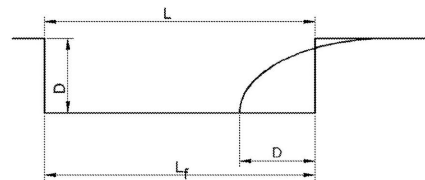
【図3】



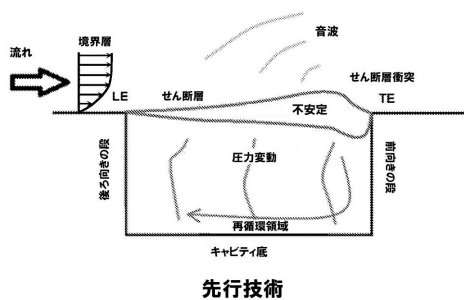
【図1 b】



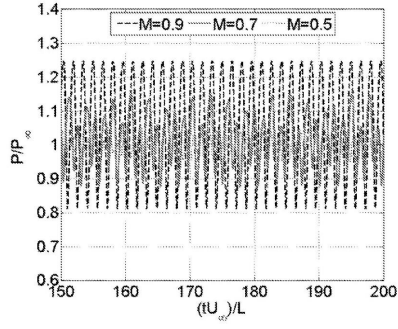
【図4】



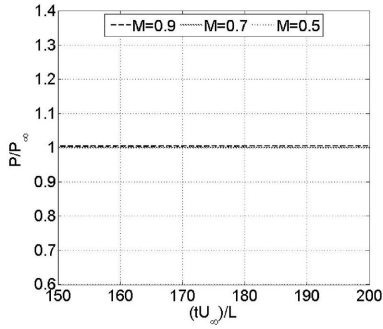
【図2】



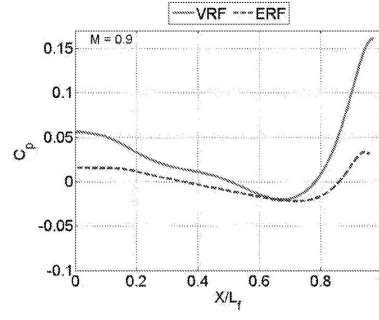
【 図 5 a 】



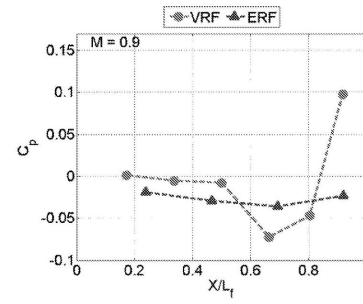
【 図 5 b 】



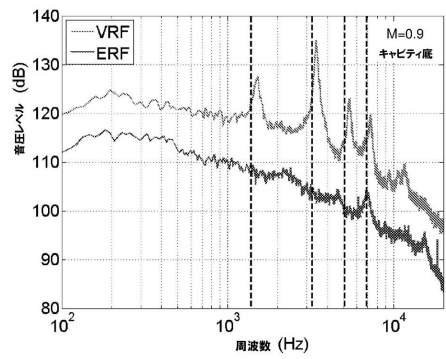
【 図 6 a 】



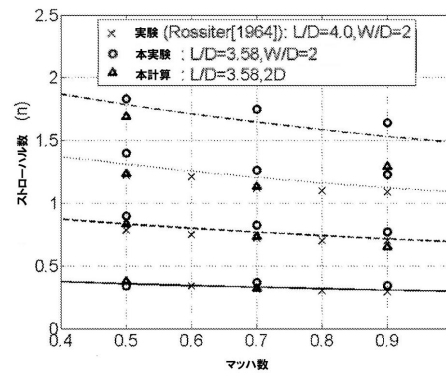
【 図 6 b 】



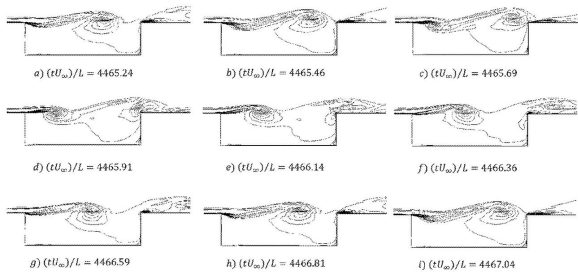
【 図 7 】



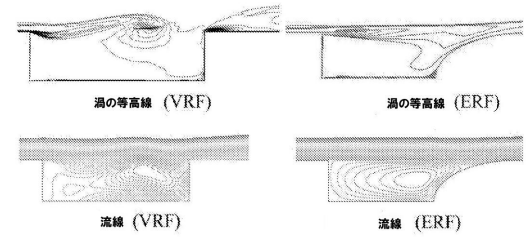
【 図 9 】



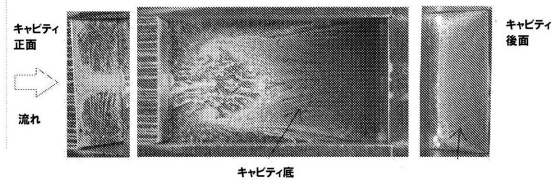
【 図 8 】



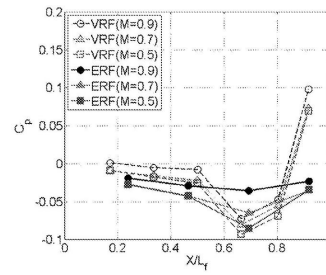
【 図 10 】



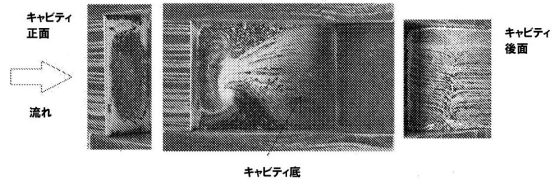
【図 1 1 a】



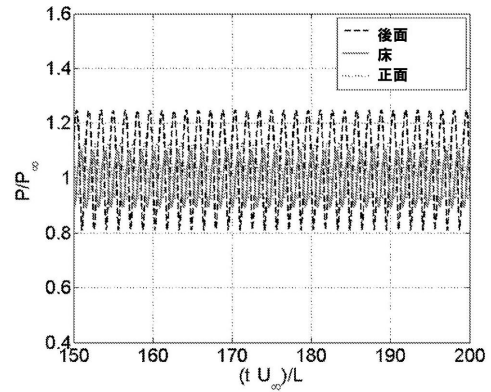
【図 1 2 b】



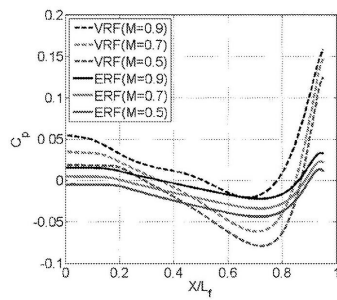
【図 1 1 b】



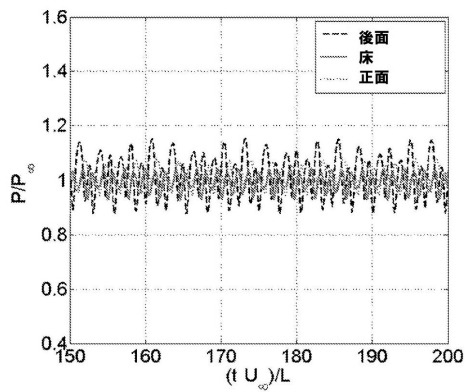
【図 1 3 a】



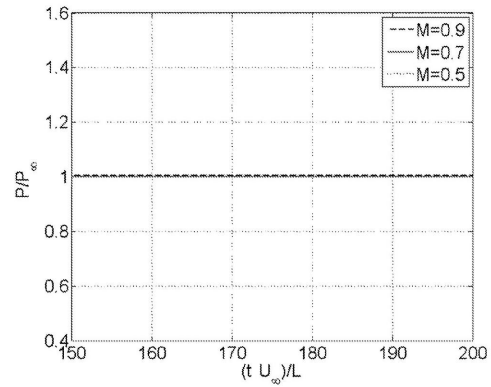
【図 1 2 a】



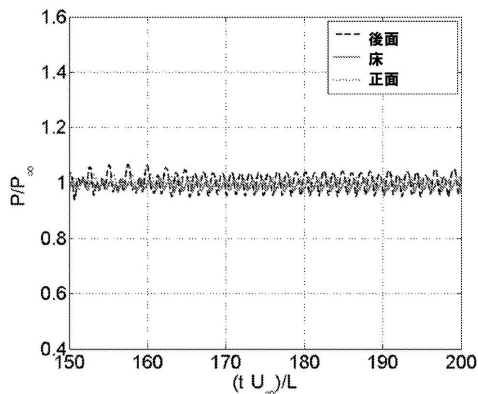
【図 1 3 b】



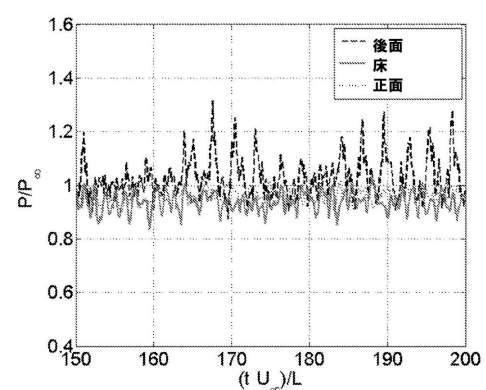
【図 1 3 d】



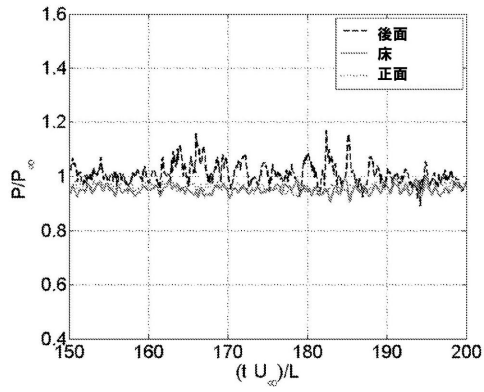
【図 1 3 c】



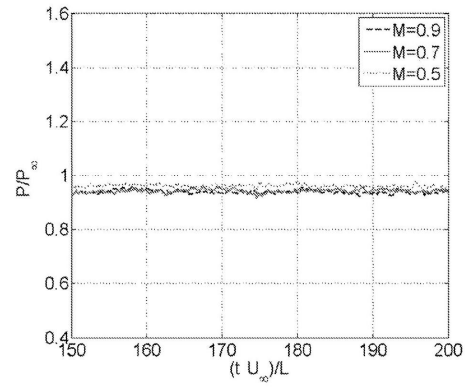
【図 1 4 a】



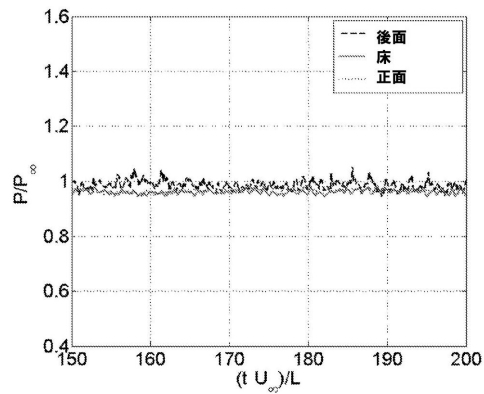
【図 14 b】



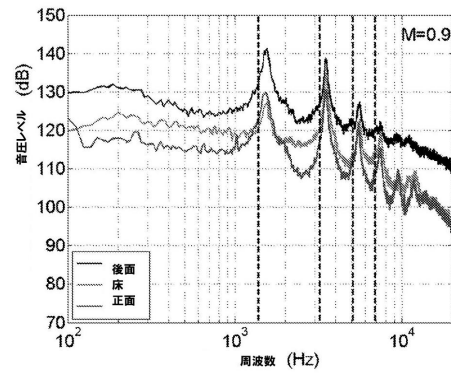
【図 14 d】



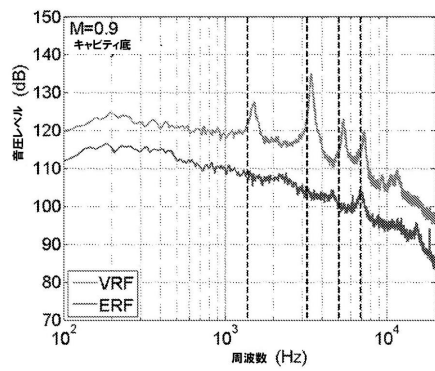
【図 14 c】



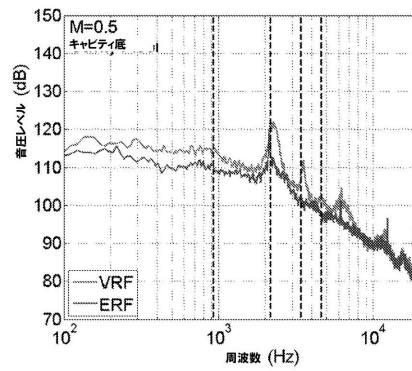
【図 15】



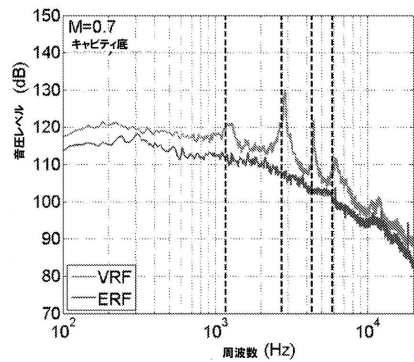
【図 16 a】



【図 16 c】



【図 16 b】



フロントページの続き

(73)特許権者 518276531

ジェイスック エルエルシー

アメリカ合衆国 01803 マサチューセッツ州 パーリントン パーリントン・モール・ロード 25

(74)代理人 100082072

弁理士 清原 義博

(72)発明者 コーエン, ヤコブ

イスラエル 3481705 ハイファ ハナ・ストリート 32

(72)発明者 ダス, サディブ

インド 743165 ウエスト・ベンガル ウエスト・ベンガル ディーティーエス・ノース24パーガナス ピーオー:ナイハッティ アナンダ・バザール オポジット・トゥ・サハ・ファーマシー シー/オー ディー・ケー・ダス

審査官 所村 陽一

(56)参考文献 登録実用新案第3165679(JP, U)

米国特許出願公開第2010/0285278(US, A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F15D 1/12

B64C 1/40