

(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2005-23929
(P2005-23929A)

(43) 公開日 平成17年1月27日(2005.1.27)

(51) Int.Cl.⁷
F 0 2 K 1/34
B 6 4 D 33/00
F 0 2 K 1/44

F I
F O 2 K 1/34
B 6 4 D 33/00
F O 2 K 1/44

テーマコード (参考)
B

審査請求 未請求 請求項の数 10 O L 外国語出願 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2004-132863 (P2004-132863)	(71) 出願人	390041542 ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ GENERAL ELECTRIC CO MPANY アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ クタデイ、リバーロード、1 番
(22) 出願日	平成16年4月28日 (2004. 4. 28)	(74) 代理人	100093908 弁理士 松本 研一
(31) 優先権主張番号	10/610, 718	(74) 代理人	100105588 弁理士 小倉 博
(32) 優先日	平成15年6月30日 (2003. 6. 30)	(74) 代理人	100106541 弁理士 伊藤 信和
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100129779 弁理士 黒川 俊久

最終頁に続く

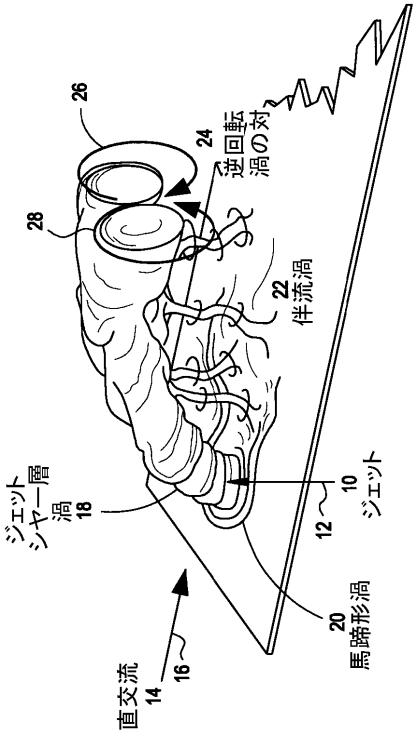
(54) 【発明の名称】 ジェット騒音低減のための流体シェブロン及び構成可能な熱シールド

(57) 【要約】

【課題】 本発明は、ジェット騒音を低減するための方法及びシステムを提供する。

【解決手段】 排気ノズル（４４）から流出してジェット軸線（３０）に沿って流れる主ジェット（３２）気流を有するジェットエンジンのジェットエンジン騒音制御のためのシステムは、ジェット軸線（３０）に対して非ゼロの角度で配向された熱音響シールド（４２）を含む。熱音響シールド（４２）は、主ジェット（３２）気流の周りで構成可能とすることができる。本システムは、主ジェット（３２）気流内の混合を高めかつ非円形ジェット気流を形成するような、ノズル出口（４４）に対する位置で噴射された少なくとも１つの流体シェブロン（４０）をさらに含むことができる。

【選択図】 図１



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ノズル出口(44)から流出してジェット軸線(30)に沿って流れる主ジェット(32)気流を有するジェットエンジンのジェットエンジン騒音制御のためのシステムであって、

非円形ジェット気流を形成するような、前記ノズル出口(44)に対する位置で噴射された流体シェブロン(40)と、

選択的に騒音を低減するような、前記ジェット軸線に対する非ゼロ角度で配向された熱音響シールド(42)と、
を含むシステム。

10

【請求項 2】

複数の流体シェブロン(40)をさらに含む、請求項 1 記載のシステム。

【請求項 3】

前記流体シェブロン(40)が、前記ジェット軸線(30)に対して 0 ~ 60 度の角度で噴射される、請求項 1 記載のシステム。

【請求項 4】

前記ノズル出口(44)がリップ部を有し、前記流体シェブロン(40)が、前記ノズルリップ部の内部に噴射される、請求項 1 記載のシステム。

【請求項 5】

前記ノズル出口(44)がリップ部を有し、前記流体シェブロン(40)が、前記ノズルリップ部の外部に噴射される、請求項 1 記載のシステム。

20

【請求項 6】

前記流体シェブロン(40)が、前記ノズル出口(44)の上流に噴射される、請求項 1 記載のシステム。

【請求項 7】

前記流体シェブロン(40)が、前記ジェット軸線(30)に対して非平行な角度で噴射される、請求項 1 記載のシステム。

【請求項 8】

側方騒音低減のための 1 対の熱音響シールド(42)をさらに含む、請求項 1 記載のシステム。

30

【請求項 9】

上空飛行騒音低減のための単一の熱音響シールド(42)をさらに含む、請求項 1 記載のシステム。

【請求項 10】

前記流体シェブロン(40)及び熱音響シールド(42)が、フライトモジュールの離陸及び着陸の間に作動され、フライトの他の全ての部分の間に停止される、請求項 1 記載のシステム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

40

本発明は、総括的には、ジェット騒音を低減するための方法及びシステムに関し、より具体的には、本発明は、フライトの騒音敏感部分の間に選択的に使用することができるジェット騒音低減のための方法及びシステムに関する。

【背景技術】

【0002】

排気ジェット騒音は、地域騒音レベルを低減するための航空機エンジンに対する要求の高まりにより重要な関心事となっている。ジェットエンジンは、エンジンの排気ノズル又はテールパイプからガス的高速気流を後方に噴出することによって反動推力を生成する。ジェットエンジンを装備した航空機の問題の 1 つは、排気流が広範な周波数の非常に高レベルの音響エネルギー、すなわち「騒音」を発生し、この騒音の一部が、離陸及び上昇の

50

間のような低空飛行している航空機から一般市民にとっては受容できないエネルギーレベルで地面に到達することである。

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0003】

商業用エンジンでは機械式シェブロンを用いて、排気ジェットシャワー層内の混合を高め、ジェット騒音を低減している。しかしながら、機械式シェブロンは、着陸及び離陸のようなフライトの騒音敏感部分の域を超えてフライトの全期間にわたってエンジンサイクル内に損失を発生するという欠点を有する。

【課題を解決するための手段】

【0004】

上述の及び他の欠点及び欠陥は、ノズル出口から流出してジェット軸線に沿って流れる主ジェット気流を有するジェットエンジンのジェットエンジン騒音制御のためのためのシステムによって克服又は軽減される。本システムは、ジェット軸線に対する非ゼロ角度で配向された熱音響シールドを含む。

【0005】

別の実施形態では、本システムは、主ジェット気流の周りで構成可能な（配置変更可能な）熱音響シールドを含む。

【0006】

別の実施形態では、本システムは、主ジェット気流内での混合と非円形ジェット気流の形成とを促進するような、ノズル出口に対する位置で噴射された流体シェブロンと、選択的に騒音を低減するような、ジェット軸線に対する適当な角度で配向された熱音響シールドとを含む。

【0007】

本発明の上述の及び他の特徴及び利点は、以下の詳細な説明及び図面から当業者には評価されかつ理解されるであろう。

【発明を実施するための最良の形態】

【0008】

ジェット騒音低減のためのシステムは、排気ジェット騒音を低減するために流体渦発生器（流体（fluidic）シェブロン）と構成可能な熱シールドとの相乗作用的な使用を含む。流体シェブロンは、ジェットシャワー層内での混合を高め、かつ知覚騒音レベルの大きな原因となっている大規模構造を破壊するために用いられる。熱シールドは、一定の周波数閾値以上の騒音を減衰しかつ反射するために用いられる。シールドは、フライト任務の異なる段階での特定の方向の騒音を低減するように構成可能であるのが好ましい。

【0009】

ここで図1に移ると、方向12に沿って流れるジェット10は、例えばジェット10の方向12に対してほぼ垂直であるように示した符号16の方向に移動する直交流内に噴射される。ジェット10と直交流14との間の相互作用の結果により、ジェットシャワー層渦18、馬蹄形渦20及び伴流渦22を含む幾つかの渦構造が生じることになり、ここで、渦は、主流に対して旋回運動又は円運動する流体要素として定義される。また、ジェット10と直交流14との間の相互作用により、直交流方向16に近い方向の直交流によって導かれた逆回転渦の対24が発生する。逆回転渦の対24は、ジェット10と直交流14との間の混合を高めるのに役立つことになる。

【0010】

ジェット10は、定常式又はパルス式渦発生器のジェット（「PVGJ」）とすることができる。ジェット10又は複数のジェット10が、後でさらに説明するように、排気主流内での混合促進及びジェット騒音低減強化のために航空機エンジン排気ノズルの周りに噴射される。説明したようなジェット10は、機械的ではなく流体的にシェブロン効果を生じる。ジェットエンジンノズル44に隣接して噴射されたこれらのジェットは、主排気流内の混合を高める流れ方向の渦を発生する。図2は、ジェット10の噴射によって発生

10

20

30

40

50

した主排気流内の流れ方向の渦を示す。後流渦 3 4 は、図 1 の逆回転渦の対 2 4 に対応する。

【 0 0 1 1 】

また、図 3 に図式的に示す流体シェブロン 4 0 (ジェット 1 0 から成る) は、排気ジェット軸線に対する適当な角で主ジェットシャワー層内に噴射された小さな定常式 / パルス式の渦発生器ジェットを含むことができる。噴射角度は、0 ~ 6 0 度の間で変化させることができる。多数のジェット、好ましくは 1 6 ~ 3 2 個のジェットを、ジェット出口外径の周りに等間隔で配置することができる。また、図 4 A ~ 図 4 C に示すように、渦発生器ジェット (「 V G J 」) の噴射ポートは、排気ノズルリップ部 (内部及び / 又は外部で) に及び / 又はノズル出口の上流の排気ノズル内壁に設置することができる。流体シェブロン 4 0 は、流れ方向に渦巻運動状態を導入することによってジェット 3 2 のシャワー層全体にわたって混合を高めることができる。

10

【 0 0 1 2 】

さらに、流体シェブロン 4 0 を用いて、最大の全体的騒音低減効果を得るためにフライト任務の異なる段階において多数の異なるジェットエンジン構成を形成することができる。例えば、ジェットエンジンノズルの周りで流体シェブロンを不均一な状態に展開することにより、離陸及び急上昇ロール音の間に最大の副次的効果を得るような非円形排気ジェット構成が得られる。

【 0 0 1 3 】

また図 3 には、ジェットエンジンノズル 4 4 に隣接して形成された構成可能な熱シールド 4 2 が示されている。熱音響シールド 4 2 は、主ジェット 3 2 を部分的に囲みかつ速度及び音速の適当な組み合わせに特徴がある流れの薄い層である。シールド流のマッハ数は、主ジェットマッハ数以下であり、0 . 2 ~ 1 . 1 の間、好ましくは 0 . 4 ~ 0 . 9 の範囲とすることができ、またシールド流内の音速は、周囲大気内の音速の 1 . 0 ~ 2 . 5 倍の範囲、好ましくは周囲大気内の音速の 1 . 2 5 ~ 2 倍の範囲とすることができ、好ましい範囲を示したが、所望の結果を得るために他の関連要因を操作する場合には、この範囲外の別の値が許容可能となる場合がある。シールド 4 2 は、一定の周波数閾値を超えた騒音を減衰しかつ反射する。

20

【 0 0 1 4 】

図 5 及び図 6 に示すように、シールド 4 2 は、軸対称ではなくジェットノズル出口周囲の部分的セクションに沿って動作されて、最小のシールド質量流量の展開及び最小のエンジン性能に対する影響で、放射音を特定方向で減衰しかつ反射することができるようになる。熱シールド 4 2 は、図 5 に示すように地面に向かって放射された騒音を反らせるように展開することができ、或いは図 6 に示すようにエンジンサイドラインに向かって放射された騒音を最小にするように展開することができる (構成可能な熱シールド) 。適当なシールド構成は、フライト任務の段階に応じて決まる。周方向の範囲及び配向の変更は、流体的に達成される。シールドの角度の変更は、純流体力学 (f l u i d i c s) を用いて流れを操作する技術によって実現することができる。別の実施形態では、主ジェット軸線に対して鋭角を成す固定配向を使用することができる。

30

【 0 0 1 5 】

次ぎに図 7 に移ると、1 8 0 度の円弧を有する例示的な熱音響シールド 4 2 が示されている。

40

【 0 0 1 6 】

図 8、図 9 及び図 1 0 は共に、流体シェブロンと協働する熱音響シールドが、騒音を低減しかつ騒音低減指向性を拡大するのにいかに有効であることを示している。

【 0 0 1 7 】

図 8 は、ジェット軸線に平行な熱音響シールドを使用した場合における増大周波数の騒音の指向性及びデシベルでの減衰の実験的に測定した変化を示す。この好ましい実施形態は、大きい角度 (1 8 0 度でジェット軸線に接近する) でより大きい減衰を示している。ジェット軸線に平行でない角度でシールドを使用することにより、大きい減衰の領域は、

50

ジェット軸線に対するシールドの角度に比例する大きさだけ、より小さい角度にシフトすることになる。ジェットエンジンが静止した観察者を通過するとき、騒音抑制は、その時より早く感知されることになる。さらに、減衰は、より高い周波数騒音ほどより大きくなる。従って、シェブロンを用いる場合に自然に現れる高い周波数へのシフトは、熱音響シールドを非常に有効なものにする。

【0018】

次ぎに図9に移ると、デシベルでの動作減衰量 (transmission loss) 52 対角度 50 での入口に対する角度のグラフを示す。このグラフは、熱音響シールドを通り抜ける騒音に対する自然減衰は、波動方向に対するシールド軸線の角度の強い関数であることを示している。シールドに対して垂直に放射される騒音は減衰されないが、シールドに対して 30 ~ 60 度の角度で放射される騒音は、著しく減衰される。次にジェット軸線からおよそ 5 ~ 60 度、より具体的には 15 ~ 45 度の間 (又は入口軸線に対して 135 ~ 165 度) で傾斜した熱音響シールドを用いることは、騒音の減衰を向上させることを示している。

10

【0019】

図10及び図11は、短縮サイクルにおける非抑制環状プラグ及び32シュート抑制ノズルの知覚騒音レベル (Perceived Noise Level) 指向性に対する熱音響シールド42の影響を示す。結果は、熱音響シールドを単独で使った場合 (図10) に、知覚騒音が低減することを示している。ジェット騒音を流体シェブロンがそうであると同様により高い周波数にシフトする32シュートミキサを使用した場合に、平行な熱音響シールドは、ジェット軸線からの全ての角度 (ゼロはフライト方向である) に対して著しく良好に機能する (図11)。エンジンの直ぐ背後のジェットのコアにおいてのみ、TASは騒音を低減するのに効果がない。このグラフは、騒音が入口に対する120 ~ 130 度の間の角度でピークを持つことを示している。

20

【0020】

機械的シェブロンのような機械的システムに対して、提案した流体的方法は、ジェット騒音を低減する要求に応じて起動させることができ、かつ最大の全体的騒音低減の利点を得るようにフライト任務の異なる段階で多数の異なる排気ジェット構成を生じるように用いることができるという利点を有する。シールド42の再構成は、航空機が空港境界を横切るときに、離陸ロール音の間はサイドライン騒音を低減 (図6) するように使用し、次いで下向きの騒音を低減 (図5) するように配向し直すことができる。機械的システムとは違って、本発明の流体的システムは、フライトの残りの部分におけるエンジン性能に影響を与えずに離陸及び着陸のようなフライトの騒音敏感部分への付加的エンジンサイクルの影響を制限する。

30

【0021】

流体シェブロン40及び構成可能な熱音響シールド42は、離陸、急上昇、着陸準備及び着陸により航空機が騒音敏感区域の上方に位置するターミナル動作のような飛行の騒音敏感部分の間要求に応じて起動され、その後フライトの残りの部分においては停止されることができる。この特徴は、騒音低減法のエンジンサイクルへの影響を最小にし、離陸及び着陸動作に対するあらゆる不利な性能への影響を制限する。

40

【0022】

従って、ジェット騒音低減のために要求に応じて流体シェブロン40及び熱音響シールド42を相乗効果的に使用することについてこれまで説明してきた。流体シェブロンは、騒音レベルを低下させかつ残りの騒音エネルギーをより高い周波数にシフトする。熱音響シールドは、ジェット軸線に対して傾斜させて配向したとき、騒音低減の指向性を改善し、かつ高周波騒音を効果的に減衰する。従って、この組み合わせは、各要素を独立して用いる場合に比べて全体的な騒音レベルを著しく向上させる。さらに、流体工学的技術を用いることで、フライト任務の異なる段階及び異なる環境において騒音低減を最大にしかつエンジンサイクルへの不利益を最小にする多数の最適なジェットエンジン構成を可能にする。

50

【 0 0 2 3 】

本発明を好ましい実施形態に関して説明してきたが、本発明の技術的範囲から逸脱することなく様々な変更を加えまた均等物を本発明の要素と置き換えることができることは当業者には明らかであろう。加えて、特許請求の範囲に示す参照符号は、本発明の技術的範囲を狭めることを目的とするのではなく、それらを容易に理解するためのものである。さらに、第 1 の、第 2 の等の用語を用いることは、何らの順序又は重要性を意味するものではなく、第 1 の、第 2 の等は、互いの要素を区別するために用いている。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 2 4 】

【 図 1 】 直交流のジェットのスラッシュ図。

10

【 図 2 】 流体シェブロンによって形成された主ジェット気流内の後流渦のスラッシュ図。

【 図 3 】 ジェットエンジンノズルに隣接して用いられる流体シェブロン及び構成可能な熱シールドの側面線図。

【 図 4 A 】 噴射ポート位置を備えたエンジン排気ノズルの側面線図。

【 図 4 B 】 噴射ポート位置を備えたエンジン排気ノズルの側面線図。

【 図 4 C 】 噴射ポート位置を有するエンジン排気ノズルの側面線図。

【 図 5 】 上空飛行騒音低減のための構成にされた主ジェット気流の周りの熱音響シールドの正面線図。

【 図 6 】 側方騒音低減のための構成にされた主ジェット気流の周りの熱音響シールドの正面線図。

20

【 図 7 】 熱音響シールドを示す図。

【 図 8 】 平行な熱音響シールド (T A S) を 2 5 0 ~ 4 0 0 0 H z の周波数においてエンジン入口に対して 4 0 ~ 1 6 0 度の角度で用いることによって得られた騒音低減 (ジェット騒音の) 指向性に関する実験データを示す図。

【 図 9 】 約 1 0 0 0 ° F の温度であり、 1 2 5 ~ 5 0 0 H z の周波数で 0 . 5 5 のマッハ数及び 9 0 ~ 1 2 5 度の入口軸線に対する角度になっている 6 " 熱音響シールド (T A S) による動作減衰量を評価する理論計算値を示す図。

【 図 1 0 】 T A S を入口からの角度の関数として用いることによって環状プラグノズルジェットにおいて得られた知覚騒音レベル (P N L) 抑制を示すグラフ。

【 図 1 1 】 T A S を入口からの角度の関数として用いることによって、機械的抑制器を装備したノズルにおいて得られた知覚騒音レベル (P N L) 抑制を示すグラフ。

30

【 符号の説明 】

【 0 0 2 5 】

1 0 ジェット

1 2 ジェットの方向

1 4 直交流

1 6 直交流方向

1 8 ジェットシャワー層渦

2 0 馬蹄形渦

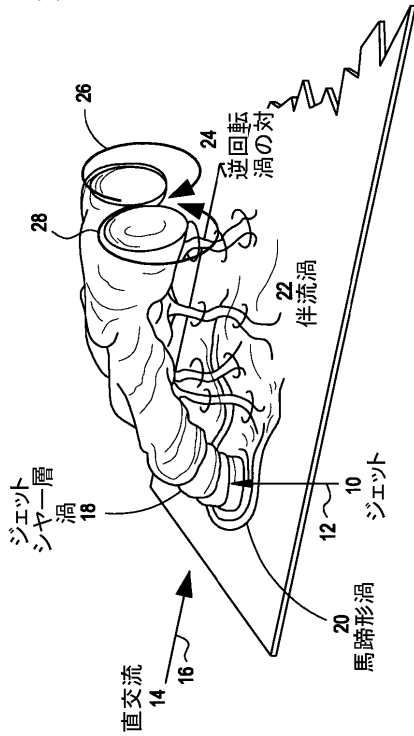
2 2 伴流渦

2 4 逆回転渦の対

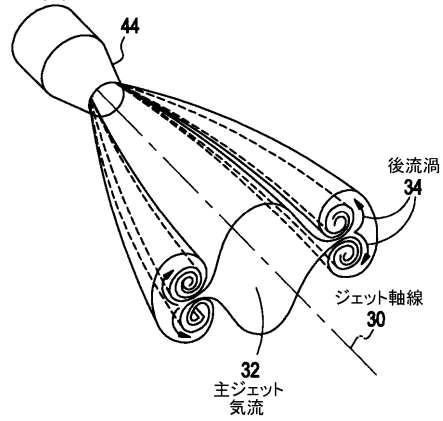
2 6 、 2 8 渦

40

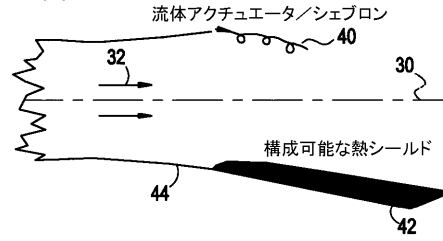
【図 1】



【図 2】

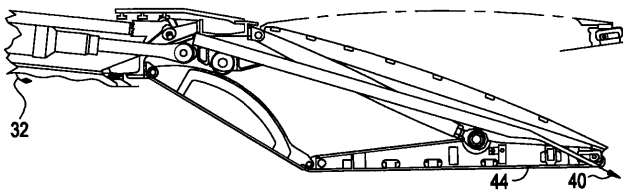


【図 3】



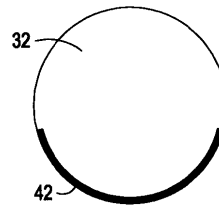
【図 4 A】

ノズルリップ部(内部)におけるVGジェット



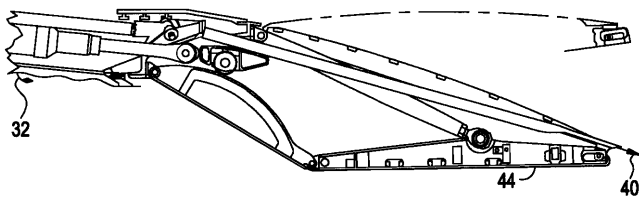
【図 5】

上空飛行騒音低減



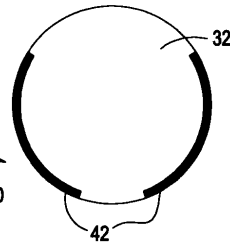
【図 4 B】

ノズルリップ部(外部)におけるVGジェット



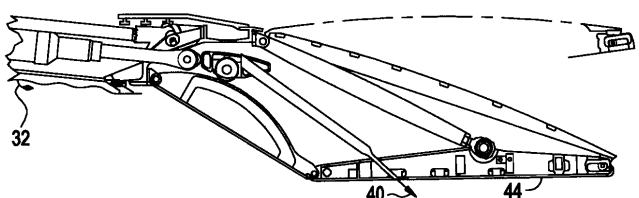
【図 6】

側方騒音低減



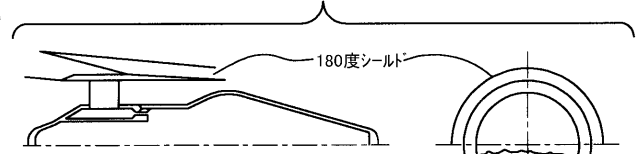
【図 4 C】

ノズル内壁におけるVGジェット



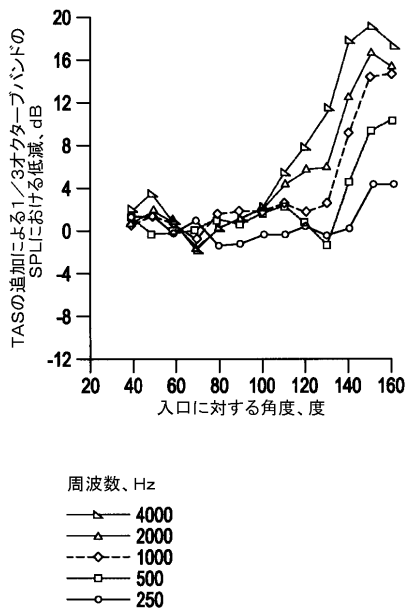
【図 7】

環状ジェット上に展開された熱音響シールド(TAS)

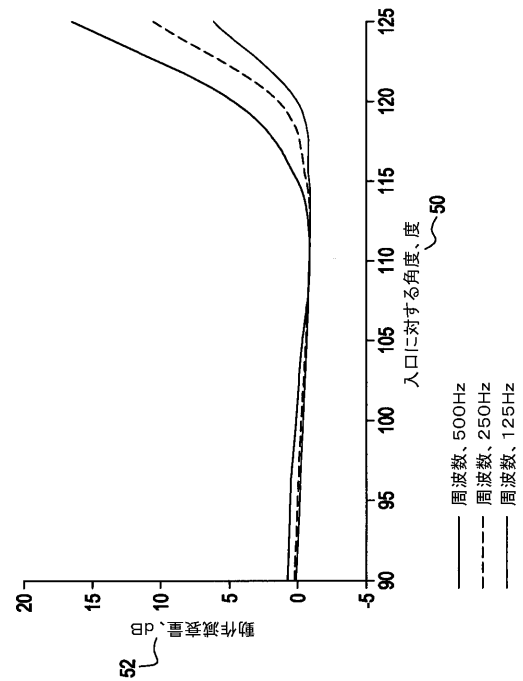


【図 8】

TASによる騒音低減に関するデータ

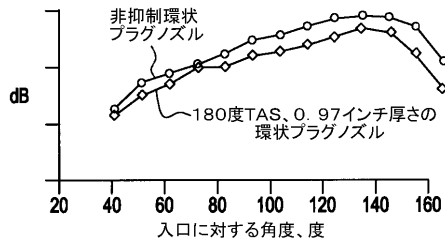


【図 9】

6"厚さのシールド、温度 $\sim 1000^{\circ}\text{F}$ 、シールドマッハ数0.55のシールドイングの理論的評価

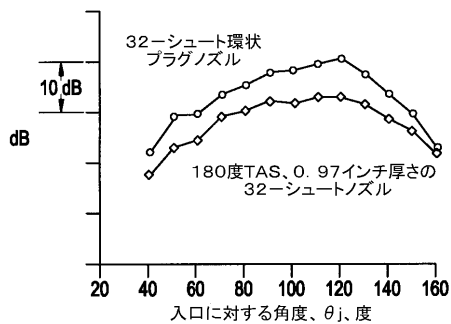
【図 10】

TAS—環状プラグノズルによる騒音低減



【図 11】

TAS—「シュート」ノズルによる騒音低減



フロントページの続き

- (72)発明者 パオロ・グラツィオーシ
アメリカ合衆国、ニューヨーク州、クリフトン・パーク、オーク・ブルック・コモنز、 1 6 6 番
- (72)発明者 ケビン・カートレイ
アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スコシア、ナンバー 4 6、ボールストン・ロード、 4 3 5 番
- (72)発明者 ラマニ・マニ
アメリカ合衆国、ニューヨーク州、ニスカユナ、ランブルウッド・コート、 3 4 番

【外国語明細書】

2005023929000001.pdf