

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公表特許公報(A)

(11) 特許出願公表番号

特表2008-532826

(P2008-532826A)

(43) 公表日 平成20年8月21日(2008.8.21)

(51) Int.Cl.

B64C 1/40 (2006.01)

F 1

B 64 C 1/40

テーマコード (参考)

審査請求 未請求 予備審査請求 未請求 (全 9 頁)

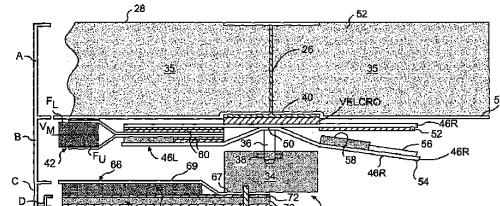
(21) 出願番号 特願2007-555088 (P2007-555088)
 (86) (22) 出願日 平成17年12月12日 (2005.12.12)
 (85) 翻訳文提出日 平成19年8月13日 (2007.8.13)
 (86) 国際出願番号 PCT/US2005/044915
 (87) 国際公開番号 WO2007/084102
 (87) 国際公開日 平成19年7月26日 (2007.7.26)
 (31) 優先権主張番号 11/017,241
 (32) 優先日 平成16年12月20日 (2004.12.20)
 (33) 優先権主張国 米国(US)

(71) 出願人 597102912
 シコルスキーエアクラフトコーポレイ
 ション
 SIKORSKY AIRCRAFT C
 ORPORATION
 アメリカ合衆国, コネチカット, ストラッ
 トフォード, メインストリート 690
 O
 (74) 代理人 100096459
 弁理士 橋本 剛
 100092613
 弁理士 富岡 澄
 (72) 発明者 ドロースト, スチュアート, ケー.
 アメリカ合衆国, コネチカット, シェルト
 ン, ヒッコリー レーン 66
 最終頁に続く

(54) 【発明の名称】航空機キャビンに用いる調整可能な吸音システム

(57) 【要約】

本発明による調整可能な吸音システムは、機体詰物領域、主要防音ブランケット領域、内装トリムパネル領域、およびハードトリム領域を含み、これらは、航空機外板を覆って層状に構成される。航空機に特有の音響特性に合わせて各領域の材料を特別にあつらえる、すなわち「チューニングする」ことによって、従来の普遍的な音処理による吸音よりも顕著に向上した吸音を実現させる。



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

機体フレーム部材に隣接して取付けられた機体詰物領域と、
前記機体フレーム部材に取付けられて、前記機体詰物領域を少なくとも部分的に覆う主要防音プランケット領域と、
前記機体フレーム部材に取付けられて、前記主要防音プランケット領域を少なくとも部分的に覆う内装トリムパネル領域と、
を備えることを特徴とする航空機キャビンの吸音システム。

【請求項 2】

前記内装トリムパネルが、内部骨格部材に取付けられ、前記内部骨格部材は、前記機体フレーム部材に取付けられていることを特徴とする、請求項 1 に記載のシステム。 10

【請求項 3】

前記機体詰物領域が、発泡体部分と、前記発泡体部分を覆って結合された質量バリア層と、を含むことを特徴とする、請求項 1 に記載のシステム。

【請求項 4】

前記主要防音プランケット領域が、前記航空機で発生する特有の音響出力に合わせて、層の厚さおよび密度を調整された材料層を含むことを特徴とする、請求項 1 に記載のシステム。

【請求項 5】

前記内装トリムパネル領域が、複合コアに取付けられて分離層を少なくとも部分的に囲む質量バリア層を含むことを特徴とする、請求項 1 に記載のシステム。 20

【請求項 6】

前記質量バリア層の質量が、前記航空機で発生する特有の音響出力に合わせて調整されることを特徴とする、請求項 5 に記載のシステム。

【請求項 7】

前記分離層の厚さが、前記航空機で発生する特有の音響出力に合わせて調整されることを特徴とする、請求項 5 に記載のシステム。

【請求項 8】

前記複合コアの材料が、前記航空機で発生する特有の音響出力に合わせて選択されることを特徴とする、請求項 5 に記載のシステム。 30

【請求項 9】

(1) 航空機で発生する特有の音響出力に合わせて複数の吸音システム領域を調整するステップ、

を備えることを特徴とする航空機キャビン内の吸音方法。

【請求項 10】

前記ステップ(1)が、航空機外板に対して層状の配置で複数の吸音システム領域を配置することをさらに備える、請求項 9 に記載の方法。

【請求項 11】

前記ステップ(1)が、前記航空機で発生する特有の音響出力に合わせて、主要防音プランケット領域の材料層の厚さおよび密度を調整することをさらに含む、請求項 9 に記載の方法。 40

【請求項 12】

前記ステップ(1)が、前記航空機で発生する特有の音響出力に合わせて、内装トリムパネル領域の質量バリア層を調整することをさらに含む、請求項 9 に記載の方法。

【請求項 13】

前記ステップ(1)が、前記航空機で発生する特有の音響出力に応じて、内装トリムパネル領域のコア複合材料を選択することをさらに含む、請求項 9 に記載の方法。

【請求項 14】

前記航空機で発生する特有の音響出力に応じて、内装トリムパネル領域のコア複合材料を選択することをさらに含む、請求項 13 に記載の方法。 50

【請求項 1 5】

前記コア複合材料に応じて、前記内装トリムパネル領域の外板を選択することをさらに含む、請求項 1 4 に記載の方法。

【請求項 1 6】

航空機部分であって、
空所を画定する多数のフレーム部材を有する機体構成要素と、
前記多数のフレーム部材に密に嵌る発泡体部分と、
前記多数のフレーム部材に取付けられた質量バリア層と、
前記機体フレーム部材に取付けられて前記機体詰物領域を少なくとも部分的に覆う主要防音プランケット領域であって、前記航空機部分で発生する特有の音響出力に合わせて、
層の厚さおよび密度を調整された材料層を含む主要防音プランケット領域と、
前記機体フレーム部材に取付けられて前記主要防音プランケット領域を少なくとも部分的に覆う内装トリムパネル領域であって、この内装トリムパネル領域は、複合コアに取付けられて分離層を少なくとも部分的に囲む質量バリア層を含み、この質量バリア層は、前記航空機部分で発生する特有の音響出力に合わせて質量を調整されてなる内装トリムパネル領域と、
を備えることを特徴とする航空機部分。

【請求項 1 7】

前記内装トリムパネルが内部骨格部材に取付けられ、前記内部骨格部材が前記多数のフレーム部材のうち垂直機体フレーム部材に取付けられることを特徴とする、請求項 1 6 に記載のシステム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0 0 0 1】

本発明は、航空機キャビンの騒音低減に関し、詳しくは、特定の航空機の型に合わせて特異的に調整される吸音システムに関する。

【背景技術】

【0 0 0 2】

騒音は、さまざまな騒音源から航空機キャビンに広がる。最も一般的な騒音源は、機内または機外に取付けられた、トランスマッショーン、エンジン、または回転翼システム等の、動的構成要素である。キャビンの他の騒音源は、航空機の様々な胴体構成要素を通る空気流である。これらの構成要素は、航空機内で振動を発生させ、この振動は、機体を通して伝搬し、キャビン内に広がる。

【0 0 0 3】

回転翼機のキャビンにおいて騒音が特に問題となる理由は、回転翼システムおよびトランスマッショーンシステムが、かなりの量の振動を機体構造に直接的に生み出すからである。ヘリコプターキャビンの主な騒音問題の1つは、メイントランスマッショーンからくるギアの高周波の甲高い騒音に囲まれていることである。この結果、一般に約 350 Hz から約 4000 Hz までのキャビンの騒音振動が生じる。対比的に、主回転翼と尾部回転翼との騒音源からの騒音振動は、20 Hz から 125 Hz までの範囲であり、人間の耳の感度によって、最大 40 + dB まで減衰される。

【0 0 0 4】

航空機キャビンの内部は、航空機の内部騒音を、市場の競争原理によって予め決められた一定のレベルより低く維持するように通常は設計される。例えば、エグゼクティブ輸送用回転翼機は、一般に、環境制御システム（ファン、換気、冷房 / 暖房システム）を止めた状態で、約 75 dB SIL 4 の設計平均騒音レベル制限を提供する。SIL 4 (会話妨害レベル 4) の騒音測定基準は、500 Hz, 1000 Hz, 2000 Hz, 4000 Hz の各オクターブバンド音圧レベルの算術平均である。この騒音測定基準は、2人の間の会話の妨害する程度により、定常騒音を格付けする。

【発明の開示】

10

20

30

40

50

【発明が解決しようとする課題】

【 0 0 0 5 】

キャビン内の騒音レベルを所望のSIL4値未満に低減するために、さまざまな吸音システムが提供されている。しかし各システムは、一般に、航空機の型とは無関係に製造されている。これらは、おうおうにして有効ではあるが、特定の型の航空機は、特有の騒音特性を生み出すので、普遍的なひとつの吸音システムに合わないことがある。

【 0 0 0 6 】

従って、特定の航空機の型に特異的に合わせることができる軽量な吸音システムが望まれている。

【課題を解決するための手段】

【 0 0 0 7 】

本発明による調整可能な吸音システムは、機体詰物領域、主要防音プランケット領域、内装トリムパネル領域、およびハードトリム領域を含む。各航空機の型は、その航空機に特有の音響特性を有し、特有の音響特性に対処する特別の材料の組み合わせが必要である。航空機に特有の音響特性に対して各領域の材料を特別にあつらえる、つまり「チューニング」ことにより、従来の普遍的な音処理による吸音よりも著しく向上した吸音を実現する。

[0 0 0 8]

従って、本発明は、特定の航空機の型に特異的に合わせることができる軽量な吸音システムを提供する。

【発明を実施するための最良の形態】

[0 0 0 9]

図1は、主回転翼アセンブリ12を有する回転翼機10の概略を示す。航空機10は機体14を含み、機体14には、反トルク回転翼18の取付け部となる尾部16が延在する。主回転翼アセンブリ12は、1つまたは複数のエンジン22によって(20で概略を示す)トランスマッisionを介して駆動される。開示した実施形態においては、特定のヘリコプタの構成を示すが、ターボプロップ、ティルトロータ、ティルトウイング形式の航空機などの他の回転翼機も、本発明から恩恵を受ける。

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

図2 Aを参照すると、機体部24は、外板28を支持する多数のフレーム部材26と、外板28に対向する調整可能な吸音システム25と、を含む。

【 0 0 1 1 】

機体部24は、航空機10の外側構造であり、1つまたは複数の窓領域30を含むことができる。窓領域30は、一般に外板28を貫いて多数のフレーム部材26の間に配置される。多数のフレーム部材26は、一般に直線的なパターンに配置されるが、本発明と共に種々の配置が用いられる。

【 0 0 1 2 】

多数のフレーム部材 26 は、内部骨格構造部 34 を支持する多数の内部骨格取付け部 32 を含む（図 2C）。内部骨格取付け部 32 は、内部骨格構造部 34 が、定位置に必ず「かちっとはまる」ように、内部骨格構造部 34 に配置された対応する受け部 38 を受けるポスト 36 を含むことが好ましい。内部骨格構造部 34 は、複合材料で製造されていることが好ましい。

[0 0 1 3]

多数のフレーム部材 26 は、フレーム部材 26 に取付けられたフックループファスナ片 40 を含む。ファスナ片 40 は、内部骨格取付け部 32 の間でフレーム部材 26 に直接に結合される。ファスナ片 40 は、各垂直フレーム部材 26_v に沿って平行な配置で、航空機キャビンの床 F に対して垂直に配置されて、これらのファスナ片に防音ブランケット 42 (図 2 C) が設置されることが好ましい。

〔 0 0 1 4 〕

図2Bを参照すると、ファスナ片40にプランケット取付片(BMS)44が接着され

10

20

30

40

る。BMS44は、フックループ片46を介してファスナ片40に接着されて、ファスナ片40を取り外し可能に接着される。BMS44は、概ね「><」形の形状で、BMS44の対向する1対のウイング46L, 46Rの間に、防音プランケット42を取り外し可能に捕まえる(図3にも図示)。

【0015】

図2Dを参照すると、内部骨格構造部34は、内部骨格取付け部32に概ね重なるように取付けられて、BMS44がファスナ片40に保持されることを補助する。BMSおよび関連する構成要素の他の態様をさらに理解するためには、本発明の譲受人に譲渡され、その全体が本明細書に組み込まれている米国特許出願番号_____「航空機キャビンの吸音プランケット取付システム」を参照されたい。

10

【0016】

内部骨格構造部34は、直角掛けファスナ等のファスナfを介して、多数の吸音トリムパネル48の支持および接着に使われる。

【0017】

図3を参照すると、本発明による調整可能な吸音システム25の断面図が示されている。通常の吸音システム25は4つの領域に分かれているが、領域の数が4つより多くても、または少なくとも、本発明から恩恵を受ける。4つの領域は、外板28から航空機キャビン内部に向かって、機体詰物領域A、主要防音プランケット領域B、内装トリムパネル領域C、およびハードトリム領域D、と明確化される。各航空機の型によって特有の音響特性を有し、特有の音響特性を扱うために特別な材料の組み合わせが必要である。航空機に特有の音響特性に対して、各領域AからDまでの材料を特別にあつらえる、つまり「調整(チューニング)する」ことにより、従来の普遍的な音処理による吸音よりも著しく向上した吸音を実現する。本明細書で用いられる「調整」とは、特定の航空機の型での音響試験およびモデリングを通して実現されるものである、ということを理解されたい。各領域で吸音システム領域を構築することにより、航空機キャビン内で選択的なSIL4値が達成されるように、層の配置が、航空機の型および前記各層に特別に合わせられる。

20

【0018】

領域Aでは、多数のフレーム部材26が複数のフレーム空所52を画定する。フレーム空所52は、フレーム部材26によって規定される奥行きで外板28に隣接した空間である。各フレーム空所52は、発泡体部分35で満たされ、質量バリア層57で覆われている。質量バリア層は、発泡体部分35を覆って多数のフレーム部材26に接着されている。発泡体詰物と関連する構成要素の他の態様をさらに理解するためには、本発明の譲受人に譲渡され、その全体が本明細書に組み込まれている米国特許出願番号_____「航空機機体の吸音システム」を参照されたい。

30

【0019】

発泡体部分35は、難燃性でポッセの音響特性を有する軽量の発泡体であるDegussa AG Solimide TA 301ポリイミド発泡体などのSolimideというポリイミド発泡体であることが好ましい。Solimide発泡体は、軍用に広く用いられ、MIL-T-24708としても知られている。各発泡体部分35は、フレーム空所52内に密に嵌る、つまり「圧入」されている。

40

【0020】

質量バリア層57は、質量を増加させるために、硫酸バリウム粉末または類似の緻密材で質量荷重を与えられる。質量バリア層57は、米国カリフォルニア州リバーサイド所在のDuracoat Corp.社製のDURASONIC等の、約1/16インチ(約1.6ミリメートル)から約1/4インチ(約6.4ミリメートル)までの厚さを有する、バージン(高品質)ビニルの単一層であることが好ましい。ビニルは、柔軟性、固有の高い制振特性、および比較的高い密度を有するため、好ましい材料であるが、質量バリア層57は、シリコンやゴムシート材などの様々な代替材料から作られ得る。使用される材料は、柔軟性、最低限の剛性、相対的に高い表面密度、耐火性、炎に晒されたときの低レベルの有毒煙霧放出、および費用などに基づいて選択される。

50

【0021】

質量バリア層57は、航空機10で発生した特有の音響出力に対し、層の密度が調整されることが好ましい。

【0022】

領域Bでは、プランケット42は典型的には、下層8発泡体層F_L、ビニル質量バリア層V_M、および上層発泡体層F_Uからなるサンドイッチ構造を含む。E.I.duPont De Nemours社が商標名TEDLARの名で販売しているフッ化ポリビニル材料から作られた防湿材が、サンドイッチ構造を取り囲んで、取扱いによる発泡体層の損傷を防止し、発泡体層による流体（水、オイル、油圧流体等）の吸収を防止する。

10

【0023】

プランケット42は、航空機10で発生する特有の音響出力に対して、各材料層の厚さおよび密度が調整されることが好ましい。プランケット質量層どうしが離される距離は、航空機に特有の騒音特性に個別に対応して、逆効果の音響減衰にならないように、特定の周波数での共振帯域通過を避けて決められる。プランケット質量層の間に、嵩高性の高い分離層を追加することにより、従来の剛直な音響発泡体では失われてしまう柔軟な質量バリアによる性能を維持し、かつ吸音力によって減衰性能が向上することも見出された。嵩高性の高い材料の材料特性により、高熱溶落ち保護も増強される。

【0024】

1対のウイング46Rについて記述されるが、反対側にある対のウイング46Lも同様に構成されていることを理解されたい。対のウイング46Rにある第1ウイング46Raは、BMSベース材料層54に縫い付けられたウイングフックループ片52を含む。ベース材料層54は、概ね「><」形の形状で、防音プランケット42と同じような材料で製造される。対のウイング46Rにある第1ウイング46Raに対向する第2ウイング46Rbは、ウイングフックループ片56と、好ましくは発泡体で製造されてBMSベース材料層54に縫い付けられた音響的ガスケット片58と、を含む。フックループ片56は、中央の交差部50に近接して配置された音響的ガスケット片58と、ほぼ平行である。

20

【0025】

プランケット42は、両面にプランケットフックループ片60（一面を示す）を含む。両面にあるプランケットフックループ片60は、ウイングフックループ片52, 56に対応し、ウイング46Ra, 46Rbの間にプランケットが保持される。音響的ガスケット片58は、防音プランケットの接着の際に従来見られた音漏れを最少化する。

30

【0026】

領域Cでは、吸音トリムパネル48は、複合コア62、分離層64、および質量バリア層66を含む。複合コア62は、航空機キャビンにいる乗客から見える外側表面の美観を決め、単独で領域Dを画定する。

【0027】

分離層64は、ノーメックスフェルトなどの嵩高性の高い分離材であることが好ましい。分離層64は、複合コア62に隣接して配置されている。分離層64は、複合コア62に接着されていることが好ましい。質量バリア層66は、複合コア62に取付けられ、少なくとも部分的に分離層64を囲む。

40

【0028】

質量バリア層66は、質量を増加させるために、硫酸バリウム粉末または類似の緻密材で質量荷重を与えられる。質量バリア層66は、約1/16インチ（約1.6ミリメートル）から約1/4インチ（約6.4ミリメートル）までの厚さを有するバージン（高品質）ビニルで作られていることが好ましい。ビニルは、柔軟性、固有の高い制振特性、および比較的高い密度を有するため、好ましい材料であるが、質量バリア層66は、シリコンやゴムシート材などの様々な代替材料から作られ得る。

【0029】

質量バリア層66は、複合コア62に接合される接合領域67と、分離層64に隣接する柔軟領域69と、を含む。柔軟領域69は、複合コア62にほぼ平行で、これらの間に

50

分離層 6 4 をはさむ。質量バリア層 6 6 が、柔軟領域 6 9 の柔軟性を保持しつつ、分離層 6 4 を介して接触することを確実にすることにより、従来の構造よりも大きなダンピングを実現する。接合領域 6 7 は、ファスナ f を受けることを可能にする堅い領域を提供して、吸音トリムパネル 4 8 を内部骨格構造部 3 4 に取り外し可能に固定する。吸音トリムパネルと関連する構成要素との他の様子をさらに理解するためには、本発明の譲受人に譲渡され、その全体が本明細書に組み込まれている米国特許出願番号____「航空機内装トリムパネルシステムの吸音システム」を参照されたい。

【 0 0 3 0 】

質量バリア層 6 6 の質量は、航空機 1 0 で発生する特有の音響出力に合わせて調整されることが好ましく、分離層 6 4 の厚さは、航空機 1 0 で発生する特有の音響出力に合わせて調整されることが好ましい。

10

【 0 0 3 1 】

領域 D では、複合コア 6 2 は、外板 7 2 を上張りされたコア材料 7 0 を含む。コア材料 7 0 の材料の選択および厚さ、ならびに外板 7 2 に使う材料の種類は、航空機 1 0 で発生する特有の音響出力に合わせて調整されることが好ましい。試験の結果、ハニカムコア材料 7 0 は、外板の種類に関わらず、所望の周波数範囲において、堅い発泡体コアよりも減衰する量が少ないことが見出された。ファイバーガラス、ケブラー、および炭素繊維のコア材料について、重量、強度、および音響的減衰率は、吸音に関する外板の選択にあまり影響を与えないことも見出された。しかし、ダンピングを実施する試みがなされたとき、外板の選択は関連性が高かった。材料の剛性は、共振ダンピングでは重要な役割を果たすので、ファイバーガラスの外板に適用されるとき、与えられるダンピング量は増加し、ダンピングに使われる重量は減少した。

20

【 0 0 3 2 】

特定のステップの流れが示され、記述され、権利の請求がなされるが、特に示されていない限り、ステップは任意の順序で行われても、分割されても、組み合わされてもよいことを理解されたい。また、その場合でも、本発明から恩恵を受ける。

30

【 0 0 3 3 】

これまでの記述は、例示的なものであり、制限による範囲の画定のためではない。上述の教示を考慮して本発明の多くの修正および変更が可能である。本発明の好ましい実施形態を記述したが、本発明の範囲内で一定の修正が生じることを当業者は理解するであろう。従って、本発明は、請求の範囲内で別の方針により実践することができる。このため、本発明の特許請求の範囲および内容を決定するために請求項を検討されたい。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 3 4 】

【図 1】本発明と共に用いる例示的な回転翼機の実施形態の斜視図。

【図 2 A】機体部の斜視図。

【図 2 B】プランケット取付片を指定の機体部材に接着した図 2 A の機体部の斜視図。

【図 2 C】防音プランケットをプランケット取付片に取付け、内部骨格部材を指定の機体部材に接合した図 2 B の機体部の斜視図。

40

【図 2 D】内装トリムパネルを内部骨格部材に取付けた図 2 C の機体部の斜視図。

【図 3】本発明による吸音プランケット取付システムの断面図。

【 図 1 】

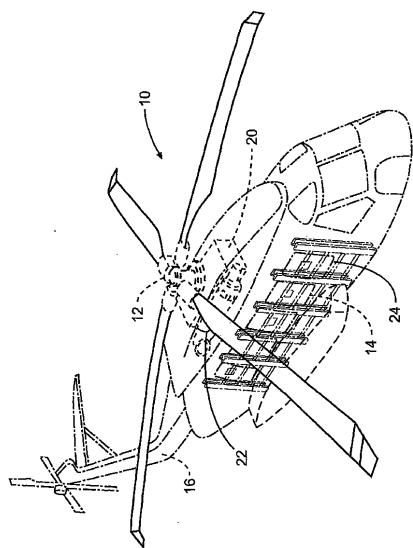


FIG. 1

【図2A】

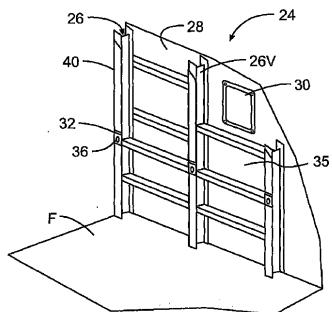


FIG. 2A

【 図 2 B 】

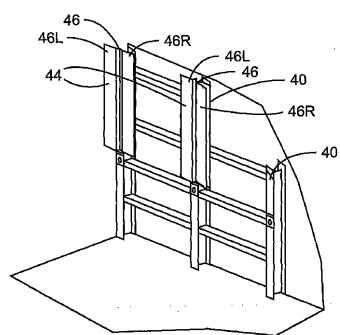


FIG. 2B

【図2C】

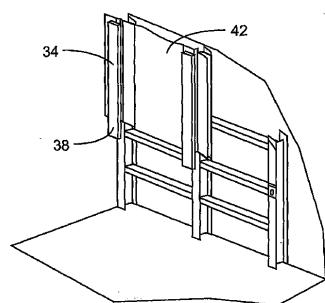


FIG. 2C

【 図 3 】

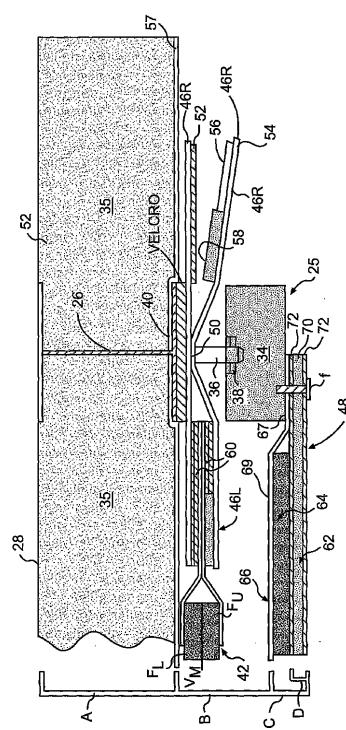


FIG. 3

【 図 2 D 】

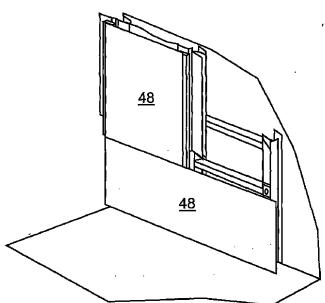


FIG. 2D

フロントページの続き

(81)指定国 AP(BW,GH,GM,KE,LS,MW,MZ,NA,SD,SL,SZ,TZ,UG,ZM,ZW),EA(AM,AZ,BY,KG,KZ,MD,RU,TJ,TM),EP(AT,BE,BG,CH,CY,CZ,DE,DK,EE,ES,FI,FR,GB,GR,HU,IE,IS,IT,LT,LU,LV,MC,NL,PL,PT,RO,SE,SI,SK,TR),OA(BF, BJ,CF,CG,CI,CM,GA,GN,GQ,GW,ML,MR,NE,SN,TD,TG),AE,AG,AL,AM,AT,AU,AZ,BA,BB,BG,BR,BW,BY,BZ,CA,CH,CN,CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LC, LK, L R, LS, LT, LU, LV, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SY , TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, YU, ZA, ZM, ZW