

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4237635号
(P4237635)

(45) 発行日 平成21年3月11日(2009.3.11)

(24) 登録日 平成20年12月26日(2008.12.26)

(51) Int.Cl.

F I

F O 2 K 7/10 (2006.01)

F O 2 K 7/10

請求項の数 7 (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願2003-573285 (P2003-573285)
 (86) (22) 出願日 平成15年2月27日(2003.2.27)
 (65) 公表番号 特表2005-519220 (P2005-519220A)
 (43) 公表日 平成17年6月30日(2005.6.30)
 (86) 国際出願番号 PCT/FR2003/000629
 (87) 国際公開番号 W02003/074858
 (87) 国際公開日 平成15年9月12日(2003.9.12)
 審査請求日 平成18年2月6日(2006.2.6)
 (31) 優先権主張番号 02/02685
 (32) 優先日 平成14年3月4日(2002.3.4)
 (33) 優先権主張国 フランス (FR)

(73) 特許権者 503395335
 エズ スペース トランスポーテーション
 エスアー
 EADS SPACE TRANSPOR
 TATION SA
 フランス国 エフー75116 パリ、ブ
 ールバール ド モンモレンシィ 37
 37, Boulevard de Mon
 tmorency, F-75116 PA
 RIS France

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ラムジェット・エンジン用燃焼室およびこれを備えたラムジェット・エンジン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

細長い本体(1)を有するラムジェットであって、

このラムジェットは、

- 上記本体(1)の一端にある酸化剤流(27)の入口(15)と、
- 上記本体(1)の内部に形成される燃焼室(14)であって、1つ以上の燃料噴射器(9)を備え、燃焼室(14)の中心(14C)では酸化剤と燃料との混合物が燃焼し、燃焼室(14)の壁(2・3・4)は、少なくとも部分的に、上記の燃焼室(14)の中心(14C)と同じ側に配された内皮部(17)と、この内皮部(17)から間隔を開けて位置して内皮部(17)とともに中間スペース(19)を形成する外皮部(18)とからなり、上記の噴射器(9)に供給される燃料は少なくともその一部が上記の中間スペース(19)を通過して上記の壁(2・3・4)を冷却し、
- 上記の本体(1)の他端にある排気ジェット管(16)であって、上記の燃焼室(14)の中心を出ていく燃焼ガス(28)を導出するものからなるものにおいて、
 - ・ 上記の内皮部(17)が少なくとも部分的に、上記の中間スペース(19)を通過する燃料に対し多孔である熱構造複合体から作製され、
 - ・ 多孔に構成されている内皮部(17)の孔開き度が、この多孔に構成されている内皮部(17)を通過する燃料の割合が上記のラムジェットに供給される燃料の全量の5%から15%の間になるよう設定され、
 - ・ 上記の外皮部(18)が、液体および気体に対し封止されている熱構造複合体から作製され、

10

20

・ 熱構造複合体から作製された内皮部(17)および外皮部(18)が、上記の中間スペースを通過する熱構造複合体で作製された複数の糸状スペーサ(53)により隣接して結合されていることを特徴とするもの。

【請求項2】

請求項1に記載のラムジェットであって、上記の燃焼室(14)が単一構造体(65)からなり、その構造体(65)では壁が全て結合されていて、閉鎖角柱状面を形成するもの。

【請求項3】

請求項1に記載のラムジェットであって、上記の燃焼室(14)が対向する壁が対になっている4枚の壁を有し、閉鎖角型横断面を呈するもの。

【請求項4】

請求項1に記載のラムジェットであって、上記の燃焼室(14)が2つの部分から作製されていて、燃焼室(14)の壁(5)の少なくとも1枚が、結合されたその他の壁の集合体(50)に対し移動できるもの。

【請求項5】

請求項1～4のいずれか1項に記載のラムジェットであって、上記の燃焼室(14)が対向する壁が対になっている4枚の壁を有し、そのうちの3枚が結合されて横断面U字型の樋を形成し、4番目の壁がその樋の内側を移動できるように取り付けられているもの。

【請求項6】

請求項1～5のいずれか1項に記載のラムジェットであって、酸化剤流の入口と燃焼ガスを排気させるジェット管を形成している、上記のラムジェット本体(1)の両端が熱構造体で作製されていて、上記の燃焼室(14)に結合されているもの。

【請求項7】

請求項6に記載のラムジェットであって、ラムジェット本体(1)の上記両端が、熱構造複合体製単一構造体(61)を形成し、この構造体(61)に上記の燃焼室(14)が組み込まれているもの。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、ハイブリッドラムジェットとして知られているラムジェット、すなわち同じ燃焼室で、燃焼が亜音速域から超音波域へ切り替えられるものに関する。

【背景技術】

【0002】

そのようなラムジェットは、例えば、ミサイルのような航空機を推進するのに用いられ、マッハ8程度の飛行速度までは、燃料として炭化水素を、それ以上のマッハ数には水素を用いる。

【0003】

これらのハイブリッドラムジェットの燃焼室は、 10 MW/m^2 もの熱流を受けるので、非常に過酷な操作条件に晒される。そのような熱流は、燃焼室のような囲まれた区域では、非常に高い温度(摂氏 2500 度以上)に達し、現在使われている材料では、特に、数バールの圧力下での高温の酸化ガス流では耐えることが出来ない。

【0004】

更に、ラムジェットの能力の点から見ても、マッハ数が増えれば増えるほど、壁での熱損失を制限することがより重要である。その理由は、その熱損失が、燃焼によって出されるエネルギーのうちの徐々に大きな部分となり、よって、かなり推力を減少するからである。

【0005】

これらの全ての理由によって、ハイブリッドラムジェット燃焼室の壁に、燃料自体からなる冷却流体の循環によって冷却される構造を備えることになる。よって、壁近くで、燃焼室の高温のガスによって失われるエネルギーは、大幅に冷却燃料によって、取り戻される。この冷却燃料は加熱し、分解して、高温の燃料として上記燃焼室に噴射される場合、

10

20

30

40

50

蓄えていたエネルギーが推進流に復帰する。炭化水素の場合は、このようにして噴射された化合物の温度と性質が点火と燃焼過程を容易にする。

【0006】

熱エネルギーを取り戻す冷却を再発生させるため実施されていた既知の解決策は、例えば、フランス特許第2,774,174号、同特許第2,782,378号および同特許第2,774,432号に示されているように、冷却燃料を循環させるダクトを備えたパネル(通常金属製)の形態を冷却構造に製造することである。

【特許文献1】フランス特許第2,774,174号

【特許文献2】フランス特許第2,782,378号

【特許文献3】フランス特許第2,774,432号

10

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

これらのパネルを製造するには、
これらのパネルでダクトを加工し、
板をこれらのパネルに溶接、電着、プラズマ溶射して回路を閉じなければならない。

【0008】

金属構造の場合、高温となる壁の温度は1000を超えてはいけなないので、介入する熱流、ラムジェット的能力によって出される燃料流量および航空機の使命を考慮すると、次の効果的で複雑なシステムを有する必要がある。

20

小型のダクト、

熱架橋とホットスポット(過熱点)の危険を制限するため可能な限り最小のダクト間スペース、

付加的な熱障壁の追加、

ダクトにおける熱交換の改良(粗さ、注意深く設計された形、障害物、相互に絡み合うフィラメントにより作成された格子等)、

【0009】

もっと高い許容される最大の温度(約1800K)では、C/SiCあるいはC/Cタイプの熱構造複合体を使用すれば、取り除くべき熱流を減少することができる。よって、これらの複合体は、燃料の流量あるいは冷凍化特性が制限される場合使用すると特に好ましい。これは、炭化水素では吸熱的に破壊すると、やっと4~5MJ/kg取り除けるが、そうでなければ1MJ/kgに制限され、他方、水素では15MJ/kgの値まで達するからである。

30

【0010】

熱構造複合体の使用とマージンとを組み合わせるとより大きくて数の少ないダクトを備えた構造を有することができる。よって、そのような技術がハイブリッドラムジェットの種々の構成部品の壁に適用され得る。

【0011】

然しながら、全ての場合、複合体にダクトを作成するには次に述べるような多くの問題を有している。例えば、

炭化珪素を加工するのはかなり難しい。

40

1000を超える温度と30~150バールの内圧で第2の板をダクトに接着あるいは溶接しなくてはならない。

ダクトを形成するため、例えばタングステンで作製された複合体の前形態である網状管同士間を装着しなくてはならない(米国特許第5,583,895号参照)。

【0012】

更に、ハイブリッドラムジェットは、一般に、回転対称形でなくて角柱状であり、また通路断面が変化しなくてはならないので、ダクトを用いるには更に困難がつきまとう。幅が変化する壁を正確に冷却するには、ダクトの幅、間隔、数を変えて特別の装置を決定しなくてはならない。そのようなシステムは、可変の幾何学的形状のダクトと入口とが組み合わされているので、設計と製作が複雑である。

50

【 0 0 1 3 】

更に、これらのラムジェットの角柱状構造を形成するための封止されたパネル・アセンブリは深刻な技術的困難を提起する。

【 0 0 1 4 】

最後に、米国特許第 3, 2 7 9, 1 9 4 号はジェット推進エンジンを記載し、ここでは燃料は二重壁を冷却するための流体として使用されている。

【 0 0 1 5 】

本発明の目的は、上記の短所を克服することで、本発明は、冷却流体を循環させるためのダクトを加工することなく、一体のもの、あるいは限られた数の部品で作成できる簡単な構造を備えたラムジェットに関する。

【課題を解決するための手段】

【 0 0 1 6 】

このため、本発明によれば、ラムジェットは細長い本体を有し、次のものからなる。

上記本体の一端にある、酸化剤流の入口、

上記本体の中間部にある燃焼室であって、1つ以上の燃料噴射器が設けられていて、燃焼室中心では上記の酸化剤と燃料が混合され、できた混合物が燃焼し、燃焼室の壁は上記の燃焼室中心と同じ側に配置された内皮部の1部と、この内皮部から間隔を開けて配されて、内皮部とともに中間スペースを形成する外皮部とからなり、上記の燃料噴射器に供給される上記燃料は少なくとも部分的に上記の中間スペースを通過して上記の壁を冷却し、

上記本体の他端にある排気ジェット管であって、この管は上記の燃焼室の中心から出てゆく燃焼ガスを導出させる。このラムジェットにおいて、

上記の内皮部が少なくとも部分的に、上記の中間スペースを通過する燃料に対し多孔である熱構造複合体から作製され、

多孔に構成されている内皮部の孔開き度が、この多孔に構成されている内皮部を通過する燃料の割合が上記のラムジェットに供給される燃料の全量の5%から15%の間になるよう設定され、

上記の外皮部が、液体および気体に対し封止されている熱構造複合体から作製され、

熱構造複合体から作製された内皮部および外皮部が、上記の中間スペースを通過する熱構造複合体で作製された複数の糸状スペーサにより隣接して結合されていることを特徴とするもの。

【発明の効果】

【 0 0 1 7 】

よって、本発明のラムジェットでは、冷却用に使用される燃料が上記の中間スペースを流れるので、対応する壁にダクトを加工しなくてよい。加えて、冷却に用いた燃料の幾分かは上記の多孔性内皮部を通過し、燃焼室の中心に入って、そこで、噴射器によって噴射された燃料とまさしく同じように燃焼に参加する。加えて、多孔性内皮部を通過する燃料は燃焼ガスをこの内皮部から遠のけ、よって内皮部に対する燃焼ガスの摩擦抵抗を著しく減少させる。よって、本発明のラムジェットでは、冷却に用いられる燃料が燃焼からの熱エネルギーを回復するだけでなく、ラムジェットの能力も向上させる。

【 0 0 1 8 】

また、本発明のラムジェットでは、(炭素マトリックスあるいはセラミックマトリックスを備えた)複合体が用いられているが、その理由は、周知のそれらの機械特性と熱抵抗性だけでなく、固有の多孔性による。この固有の多孔性は、米国特許第 5, 5 8 3, 8 9 5 号に記載されているように、一般には、むしろ短所と考えられている。

【 0 0 1 9 】

複合体の素晴らしい機械的特性および耐熱性により、本発明のラムジェットは既知の金属ラムジェットに比し非常に質量が低い。また、この複合体の多孔性により、簡素な多孔性だけれど良好な耐熱性のある皮部が製造できる。複合体の材料であるマトリックスの密度を高める場合は、既知の方法で、上記の皮部の孔開き度を所望の値に設定できる。勿論、孔開き度のそのような設定により、上記の多孔性内皮部を通過する冷却燃料の割合を固

10

20

30

40

50

定して、燃焼室の中心内の摩擦抵抗を低くすることができる。

【 0 0 2 0 】

上記の外皮部も熱構造複合体で作製することが好ましい。この場合、そうすることが必要だと分かれば、その外皮部は、例えば、適当な被覆により液体および気体に対し封止してもよい。

【 0 0 2 1 】

好ましい実施例では、熱構造複合体で作製された内皮部と外皮部は、上記の中間スペースを邪魔することなく横断する熱構造複合体製の複数個の糸状スペーサによって結合されている。

【 0 0 2 2 】

本発明によるラムジェットと燃焼室とはどの望ましい形態、例えば、長手方向の軸を中心に回転対称系を有してもよいが、以下のようにするのが好ましい。

燃焼室を、全ての壁同士が結合されていて、閉鎖面を形成する全体が一体の角柱形に構成する。例えば、燃焼室は対向する壁が対になっている 4 枚の壁を有し、閉鎖角形断面を呈する。

燃焼室全体を角柱形にして、2つの部分から作製し、上記の壁の少なくとも1つの壁を、結合されたその他の壁の集合体に対し移動可能にする。例えば、上記の燃焼室を、対向する壁が対になっている 4 枚の壁から構成し、そのうちの 3 枚は結合して、横断面 U 字形の樋を形成し、4枚目の壁はその樋の内側を移動できるように取り付ける。

【 0 0 2 3 】

ラムジェット本体の、各々、酸化剤流の入口を形成する端部と燃焼ガスを排気するためのジェット管とを形成する端部を熱構造複合体で形成し、上記の燃焼室に結合することが好ましい。上記のラムジェット本体の両端を、本発明の燃焼室が組み込まれた一体の熱構造複合体からでも形成できる。

【 発明を実施するための最良の形態 】

【 0 0 2 4 】

添付図面の各図により、本発明がどのようにして達成されたかがより簡単に理解できる。これらの図面では、同一符号は同一要素を示す。

本発明による航空機の可変幾何学的形状のラムジェットは、図 1 から図 3 に概略がしめされているように、対向壁が対になった 4 枚の壁 2 ～ 5 までで構成された細長いラムジェット本体 1 からなる。2枚の対向する側壁 2 と 3 は平らで、互いに平行である。

【 0 0 2 5 】

頂壁 4 は 2 枚の側壁 2 と 3 とに固定されて、壁 2 ・ 3 ・ 4 の集合体は角 U 字型断面の逆さ樋を形成する。頂壁 4 は長手方向全体として鈍角の開放 V 字形であり、前側面 6 と後側面 7 とを備える。これらは相互に傾斜していて、斜面の形態をした角部 8 によって連結されている。図示されているように、実際、前後側面は、各々、相互に僅かに傾斜したファセット(小面)を有する。

燃料噴射器 9 が角部 8 の近くで、頂壁 4 から吊り下げられている。

【 0 0 2 6 】

底壁 5 の長さは頂壁 4 より短く、また、全体の形は鈍角の開放 V 字形である。この壁 5 は、壁 2 ・ 3 ・ 4 によって形成された樋に収容されており、頂壁 4 に対し逆になっている。この壁 5 は、前側面 1 1 および後側面 1 2 を備え、これらの側面 1 1 ・ 1 2 は互いに傾斜していて、角 1 3 によって連結されている。

【 0 0 2 7 】

よって、図 1 から図 3 までのラムジェットでは、側壁 2 ・ 3 の間で、

燃焼室 1 4 が、頂壁 4 の後側面 7 と、この後側面 7 に対面する底壁 5 の後側面 1 1 の一部との間の、本体 1 の中間部に形成され、

頂壁 4 の前側面 6 と、この前側面 6 に対面する底壁 5 の前側面 1 1 の一部との間で、本体 1 の一端に酸化剤(空気)入口 1 5 が形成され、

頂壁 4 の後側面 7 と底壁 5 の後側面 1 2 との間の、本体 1 の他端に排気ジェット管 1 6

10

20

30

40

50

が形成される。

【0028】

更に、ラムジェット1の底壁5は側壁2・3の間を図示されていない方法で移動できるように取り付けられ、燃焼室14の幾何学的形状が酸化剤の入口15とジェット管16とから徐々に変化して、ラムジェットを、それが取り付けられる航空機の飛行条件に合わせることができ、よって、推力あるいは比推力の観点からラムジェットの最適能力を得ることができる。

【0029】

図1から図3に示され、図4には拡大して示されているように、燃焼室14に対面している頂壁4の一部、および/または側壁2・3の一部は、中心14Cを形成している熱構造複合体で作製された内皮部17と、同じく熱構造複合体で作製され、内皮部17から間隔を開けて離れ、これと共に中間スペース19を形成する外皮部18とからなる。外皮部18は気体に対し封止されていて、内皮部17は固有の孔開き度を有する。

10

【0030】

壁2・3・4に取り付けられているマニフォールド20には、矢印21で示されているように燃料が供給される。そして、上記の壁2・3・4に形成された孔によりマニフォールド20はこの燃料を上記の中間スペース19に導入して、これに連結された噴射器9に供給する。こうして、上記の噴射器9には、矢印23によって示されているように、中間スペース19を介して燃料が供給される。噴射器9に向けて中間スペース19を通過する燃料が側壁2・3・4を冷却する。その燃料は上記の噴射器に送られる燃料の全てあるいは一部で構成してもよい。

20

【0031】

上記の内皮部17は多孔性なので、噴射器9に向けて(矢印23)中間スペース19を通過する燃料の幾分かは上記の内皮部を通過して、矢印24によって示されているように燃焼室14の中心14Cに入る。内皮部17を通過する燃料は酸化剤流27の存在下噴射器9によって噴射される(矢印26)燃料の燃焼から生じ、ジェット管16を通過して噴出される(矢印28)ガスをこの内皮部17から遠ざける。

【0032】

第5図は、上記のラムジェットに供給される全燃料流量率Qに対する、多孔性内皮部17(矢印24)を通過する燃料の流量率の割合を関数としたラムジェット1の比推力Isp (m/s)での変化を示す特殊な形態の曲線を呈する。ここでは上記の割合が5%より高く、15%より低い、例えば、約10%が好ましいことが分かる。

30

【0033】

図6Aから図6Gまでと図7Aから図7Dまでは、本発明によるラムジェットの一実施例の線図である。

【0034】

ラムジェットを製作するためには、先ず例えば、針が通ることができる合成発泡材料から、燃焼室の内部形状、即ち中心14Cを呈するフォーマ(成形具)30(図6A参照)を製作することである。次いで、このフォーマ30に、炭素、珪素あるいは炭化珪素をベースとする繊維のような高強度繊維構造体31をいずれかの既知の方法(巻く、縫う等)を用いて当てがうことである。この構造体31は上記の内皮部17(図6C参照)の繊維性枠組みを形成するためのものである。次いで、例えば、中間スペース19の複合体マトリックスを形成すると共にこれを表わすための、樹脂が含浸できない発泡ポリスチレンで作製された芯32が繊維性構造体の、壁2・3・4に対応する3つの側部に当てがわれる。この芯32の材料は針で突き刺すことができ、熱で取り去ることができる。

40

【0035】

それから、高強度繊維(C、SiC等)の構造体33が芯32に当てがわれる。この構造体33は外皮部18の繊維性枠組みを構成するためのものである(図6E参照)。

【0036】

図7Aの拡大図で示されているように、繊維性構造体31、環状芯32および繊維性構

50

造体 3 3 が、それ自体複数の高強度繊維(C、SiC 等)からなる連続フィラメント 3 4 で、結び目を作らず縫い合わせられている。連続フィラメント 3 4 は構造体 3 1・3 2・3 3 を通過し、繊維性構造体 3 3 に当てがわれたブリッジ 3 7 と、フォーマ 3 0 に浸入しているループ 3 8 とによって交互に連結されている部分 3 5・3 6 を形成する。

【0037】

この縫合操作の後、フォーマ 3 0 は取り去られ、ループ 3 8 は繊維性構造体 3 1 上で結ばれ、これに対して押圧されて塊 3 9 を形成する(図 7 B 参照)。次いで、繊維性構造体 3 1・3 3 には、硬化でき、粘度が比較的 low、例えば、アルコールで希釈され得る樹脂が含浸される。含浸は真空下で行うのが好ましく、そうすれば上記の樹脂は繊維性構造体 3 1・3 3 に浸入するだけでなく、浸入しているフィラメント 3 5・3 6 の部分に沿いあるいはその中に入り込む。この含浸中、芯 3 2 はその樹脂を通さないで、芯 3 2 にはその樹脂が含浸しない。

【0038】

それから、繊維性構造体 3 1・3 2 が、各々、硬性皮部 4 0・4 1 となり、浸入しているフィラメントの部分 3 5・3 6 が硬性の糸状スペーサ 4 2 (図 7 C 参照)となるまでの間温度を上げることにより含浸した樹脂を硬化させる。これらのスペーサ 4 2 は、各々、塊 3 9 とブリッジ 3 7 から形成された硬性固定具 4 3・4 4 によって硬性皮部 4 0・4 1 内に端部が硬く固定される。製造方法のこの段階で、例えば、線 4 4 に沿ってのこぎりで切ることにより、芯 3 2 の無い部分 4 5 が除去され、樋状の部分 4 6 だけを残すことができる。

【0039】

硬性皮部 4 0・4 1 およびスペーサ 4 2 全てからなるマトリックスを形成するため、上記の樋 4 6 を、例えば、約 900 の高温で熱分解、即ち上記のアセンブリの幾何学的形状を安定させ、芯 3 2 を削除するなんらかの処理に晒す。このアセンブリを既知の方法で強化し処理してそのマトリックスをセラミック・タイプのものに変えることもできる。

【0040】

こうして、少なくとも部分的には燃焼室 1 4 を形成することを意図した単一構造体 5 0 (図 6 G および図 7 D 参照)を産出する。この構造体 5 0 は次のものからなる。

皮部 4 1 から生じ、少なくとも部分的には燃焼室 1 4 の外壁 1 8 を形成するための複合体からなる外皮部 5 1 と、

皮部 4 0 から生じ、燃焼室 1 4 の内壁 1 7 を形成するための内皮部 5 2 と、

スペーサ 4 2 から生じた複合体からなる複数の糸状スペーサ 5 3。

【0041】

この単一構造体 5 0 では、皮部 5 1・5 2 は間隔を開けて離れていて、中間スペース 5 4 を形成する。この中間スペース 5 4 を塞ぐことなくスペーサ 5 3 が横断して燃焼室 1 4 の中間スペース 1 9 を形成することになる。

【0042】

複合体はその性質上多孔であり、その多孔度はマトリックスが形成される条件に依存することは知られている。よって、内皮部 5 2 の多孔度は内皮部 1 7 に必要な多孔度を与えるよう合わせることが容易に感得される。そうすることにおいて、外皮部 5 1 に、内皮部 5 2 に望まれるのと同じ多孔度が与えられる。外壁 1 8 は不浸透でなくてはならないので、外皮部 5 1 の外側は、図 6 G に示されているように、封止用被覆 5 5 で被覆するのが好ましい。

【0043】

加えて、必要であれば、中間スペース 5 4 を封止するため、のこぎりで切った線 4 4 に対応する、構造体 5 0 の縁部に沿って一続きの複合体 5 6 を重ねる。

【0044】

ラムジェット本体 1 (別個に製造される壁 5 を除いて)を得るためには、図 8 及び図 9 に示しめされているように、単一構造体 5 0 を壁 2・3・4 の集合体の形を有するフォーマ 6 0 の上に置き、このフォーマ 6 0 と上記の構造体 5 0 の上に(巻いたり、縫ったり等し

10

20

30

40

50

て)繊維性構造体を重ねる。この繊維性構造体は、含浸、重合化、熱分解、強化等の処理後、構造体50を収容する樋形殻61となる。こうして、熱構造複合体製の2つの構造体50・60は、壁5を除く細長い本体1全体を表す構造体62を形成する。

【0045】

上記の実施例では、ラムジェット本体1では、壁5は壁2・3・4によって形成される樋とは独立しているが、壁5が壁2・3・4に固定されているラムジェットを本発明により製造できることは言うまでもない。図10に示すようにこの場合、燃焼室14を構成している上記の構造体50に対応する熱構造複合体63は、角柱状に閉鎖され、閉鎖された角柱形で封筒状の閉鎖熱構造複合体64に収容されて熱構造複合体65を形成する。この複合体65の壁の1つが上記の壁5を表わす。

10

【図面の簡単な説明】

【0046】

【図1】本発明によるラムジェットの一実施例の一部を切り欠いた略斜視図である。

【図2】図1のII-II線上の長手方向の略断面図である。

【図3】図1のIII-III線上の略横断面図である。

【図4】図1から図3のラムジェットの燃焼室の壁の拡大略部分断面図で、燃焼室への燃料の供給を示す。

【図5】燃焼室の内皮部を通過する燃料の量を関数としての比推力の変化を示す線図である。。

【図6】図1から図3のラムジェットの燃焼室の一実施例の略図であり、図6Bから図6Gは図6Aの横断面線T-Tに対応する断面図である。。

20

【図7】図7Aから図7Dは図6Eの状態から図6Gの状態に変わる方法の段階を拡大した略図で有り、図7Aは図6Eの断面線VIIA-VIIAに対応し、図7Dは図6Gの断面線VIID-VIIDに対応する。これらの図7Aから図7Dまでにおいては、明確にするため、各縫い目の二つのフィラメント部分が幅広く間隔をあけて示されているが、実際はもっと近寄っていることは言うまでもない。

【図8】本発明による燃焼室が作製された図1から図3までのラムジェットの1つの実施例の長手方向の断面図である。

【図9】本発明による燃焼室が作製された図1から図3までのラムジェットの1つの実施例の長手方向の横断面図の略図である。

30

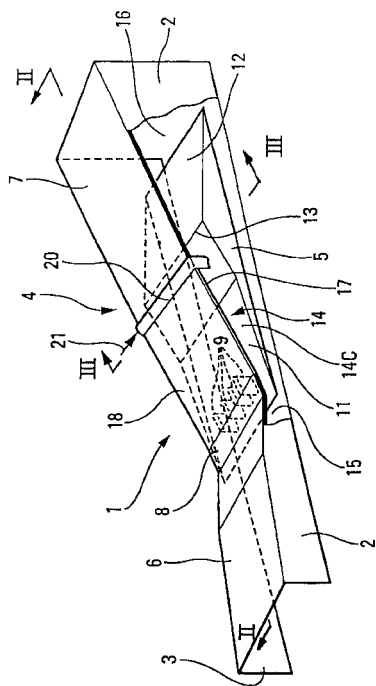
【図10】本発明によるラムジェットの燃焼室の実施例の変形例の横断面の略図である。

【符号の説明】

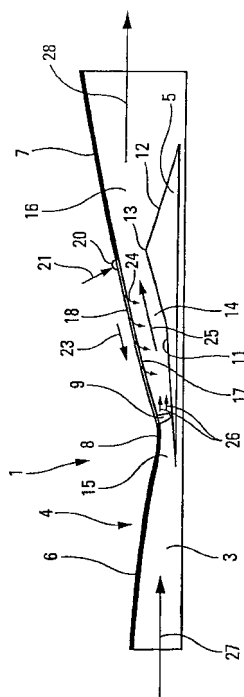
【0047】

1...ラムジェット本体、2・3・4・5...燃焼室壁、9...燃料噴射器、14...燃焼室、14C...燃焼室の中心、15...酸化剤流の入口、16...排気ジェット管、17...内皮部、18...外皮部、19...中間スペース、27...酸化剤流、28...燃焼ガス、50...他の壁の集合体、53...糸状スペーサ、61...熱構造複合体製単一構造体、65...燃焼室の単一構造体。

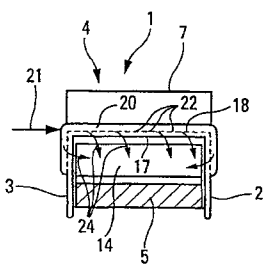
【図 1】



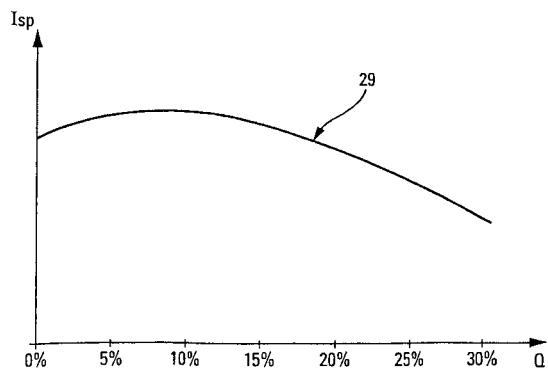
【図 2】



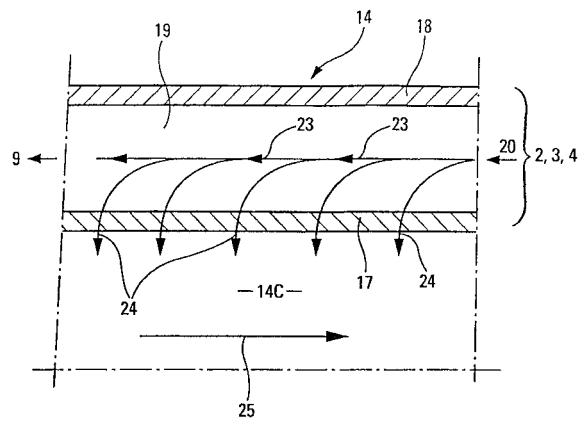
【図 3】



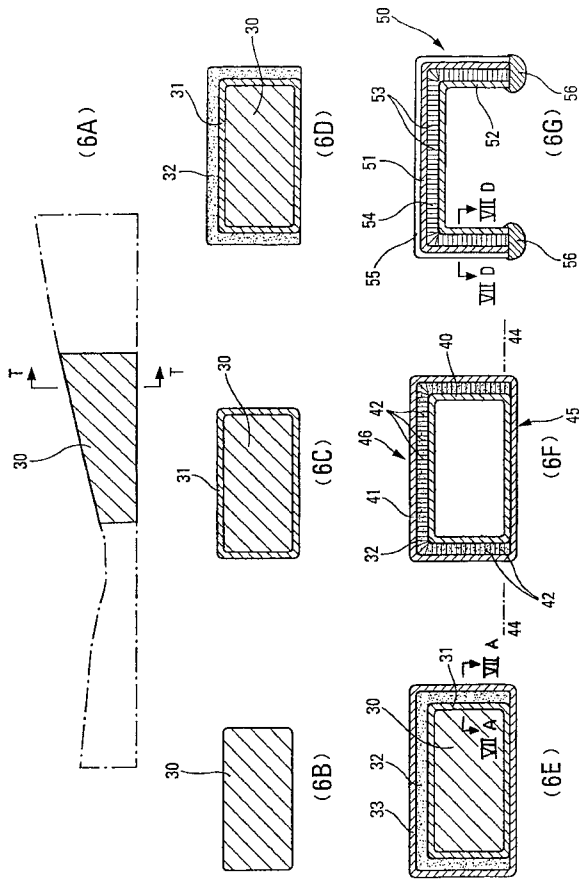
【図 5】



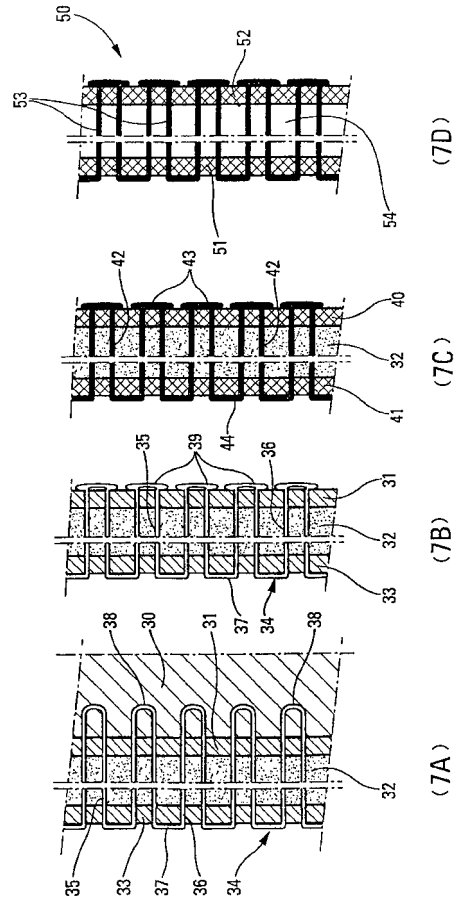
【図 4】



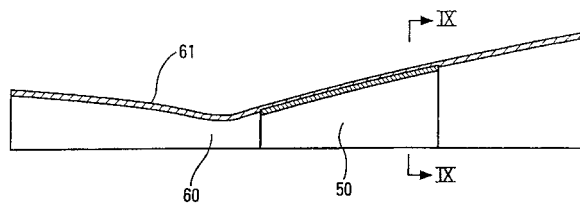
【図 6】



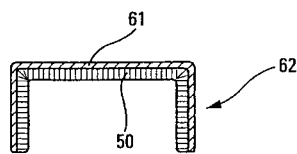
【図 7】



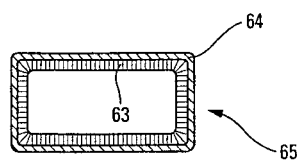
【図 8】



【図 9】



【図 10】



フロントページの続き

(73)特許権者 502303430

エムベーデーアー フランス

MBDA France

フランス国 エフ - 7 5 1 1 6 パリ、ブールバール ド モンモレンシィ 3 7

3 7 Bld de Montmorency F - 7 5 1 1 6 PARIS France

(74)代理人 100087653

弁理士 鈴江 正二

(74)代理人 100121474

弁理士 木村 俊之

(72)発明者 ブシェ, マール

フランス国 エフ - 1 8 0 0 0 ブルジュ、アヴェニュ ド サン アマン 3 4

(72)発明者 ファルムパン, フランソワ

フランス国 エフ - 7 8 7 3 0 アルヌル アン イヴリーニュ、リュ デュ ドクトール ル
モン 4 1

審査官 近藤 泰

(56)参考文献 特開平 0 3 - 0 9 6 6 4 5 (J P , A)

特開昭 6 3 - 1 1 3 1 6 9 (J P , A)

米国特許第 0 3 4 0 7 6 0 3 (U S , A)

米国特許第 0 3 4 3 0 4 4 6 (U S , A)

欧州特許出願公開第 0 1 0 1 3 4 1 2 (E P , A 1)

(58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)

F02K 7/10