

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4378435号
(P4378435)

(45) 発行日 平成21年12月9日(2009.12.9)

(24) 登録日 平成21年10月2日(2009.10.2)

(51) Int.Cl.		F I	
FO2K	9/64	(2006.01)	FO2K 9/64
FO2C	7/00	(2006.01)	FO2C 7/00 C
FO2K	9/34	(2006.01)	FO2K 9/34
F23R	3/42	(2006.01)	F23R 3/42 E

請求項の数 5 (全 6 頁)

(21) 出願番号	特願平11-8002	(73) 特許権者	500466717
(22) 出願日	平成11年1月14日(1999.1.14)		アストリウム・ゲゼルシャフト・ミット・
(65) 公開番号	特開平11-264347		ベシュレンクテル・ハフツング
(43) 公開日	平成11年9月28日(1999.9.28)		ドイツ連邦共和国 82024 タウフキ
審査請求日	平成17年12月26日(2005.12.26)		ル ヒェン, ロベルト・コッホーシュトラ
(31) 優先権主張番号	198 01 407:4		ーセ 1
(32) 優先日	平成10年1月16日(1998.1.16)	(74) 代理人	100097250
(33) 優先権主張国	ドイツ(DE)		弁理士 石戸 久子
		(74) 代理人	100103573
			弁理士 山口 栄一
		(72) 発明者	ステファン・ベイヤー
			ドイツ連邦共和国 81667 ミュンヘ
			ン, ウォルフガング・プラッツーストラッ
			セ 9ジー

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 高性能エンジン用の燃焼室及びノズル

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

外側圧力ジャケット、及び熱ガスと接触する内壁を有し、前記外側圧力ジャケットは前記内壁を包囲し、前記内壁には多数の冷却管路が設けられる航空機の高性能エンジン用の燃焼室及びノズルであって、

中間層(2, 5; 4, 8)が前記外側圧力ジャケット(9)と前記内壁(10)との間に位置し、前記中間層が形状記憶特性を有する材料からなることを特徴とする高性能エンジン用の燃焼室及びノズル。

【請求項2】

外側圧力ジャケット、及び熱ガスと接触する内壁を有し、前記外側圧力ジャケットは前記内壁を包囲し、前記内壁には多数の冷却管路が設けられる航空機の高性能エンジン用の燃焼室及びノズルであって、

中間層(2, 5; 4, 8)が前記外側圧力ジャケット(9)と前記内壁(10)との間に位置し、前記中間層が超弾性材料からなることを特徴とする高性能エンジン用の燃焼室及びノズル。

【請求項3】

中間層が1つ又は多数の並んで配置された針金を含み、該針金は形状記憶特性又は超弾性特性を有することを特徴とする請求項1又は2に記載の燃焼室及びノズル。

【請求項4】

中間層が1つ又は多数の並んで配置されたバンドを含み、該バンドは形状記憶特性又は

超弾性特性を有することを特徴とする請求項 1 又は 2 に記載の燃焼室及びノズル。

【請求項 5】

冷却管路 (1 1) の間の内壁 (1 0) にスリット (3 , 6) が設けられ、これらのスリットは中間層 (2 , 5 ; 4 , 8) に対して垂直に内壁の厚みの一部分を通して延びていることを特徴とする請求項 1 ないし 4 の何れか一項に記載の燃焼室及びノズル。

【発明の詳細な説明】

【 0 0 0 1 】

【発明の属する技術分野】

本発明は、外側圧力ジャケット、及び熱ガスと接触し、多数の冷却管路が設けられた内壁からなる航空機、特にロケットの高性能エンジン用の燃焼室及びノズルに関する。

10

【 0 0 0 2 】

【従来の技術】

DE 3 5 3 5 7 7 9 に、回転対称な輪郭を有する、例えば推進ロケット又は再利用可能な宇宙飛行機用高性能エンジンの推進ノズルが記載されている。前記ノズルの円形の横断面は燃焼室から出て狭い横断面の方へ次第に細くなり、引き続き広がっている。このような回転対称な輪郭は製造技術的に簡単であり、ガス力の有効な摂取を可能にする。

【 0 0 0 3 】

しかし、約 3 0 0 0 の高温のため推進ノズルは効果的に冷却さなければならない。これは、銅合金製内側ジャケットからなる既知の推進ノズルにおいては、内側ジャケットに周方向に又は軸方向に複数の冷却管路が設けられ、これらの冷却管路には冷却媒体、例えば推進ノズル内において燃焼せしめられるべき液体水素が流れ、それによって冷却管路が冷却されることによって行われる。前記内側ジャケットの外側は、ガス圧力を受ける、継ぎ目のない支持ジャケットにより包囲されている。前記支持ジャケットは高い引っ張り強度を有していなければならない、一方内側に配置された冷却装置のため耐熱性はあまり重要ではない。

20

【 0 0 0 4 】

同様に前記のような推進ノズルを有する、極超音速機を開発しようとする努力がされてきた。この推進ノズルは推力を発生させるとき高い効率を持たなければならない、その場合多数のエンジンを並んで配置しなければならない。この要求を実現するために既に推進ノズルが提案されている。この推進ノズルの横断面は燃焼室の領域における丸い横断面からノズル出口の領域における又はノズルの狭い横断面の領域における方形横断面に変わっている。

30

【 0 0 0 5 】

これは更にノズル壁が複雑な、湾曲した形状を取ることを意味する。一方において比較的柔らかい内側ジャケットが最適な貫流を得るように正確に形状が整合した内側輪郭を持たなければならない、他方において支持ジャケットは強度の理由により内側ジャケットの形状への適応が可能ではないほどの形状を維持する剛直性を持たなければならない。しかし、前記のような高度の形状の正確さを持って両ジャケットを製造することは、複雑な形状のとき製造上制約があって非常に費用のかかることである。

【 0 0 0 6 】

その他の欠点は両ジャケットを接合した後、場合によっては両ジャケット間に中空空間が存在し、その中空空間が運転中に変形及び亀裂をもたらす結果故障をもたらすことである。

40

【 0 0 0 7 】

DE 4 0 1 5 2 0 4 から、前記の欠点を回避するための、複数の冷却管路が設けられた、高い熱伝導性の内側ジャケットを備える、航空機エンジン用推進ノズルが知られている。前記内側ジャケットの外側は固い支持ジャケットで囲まれており、内側ジャケットと支持ジャケットの間に鑄造された中間層が設けられている。それによって内側ジャケットと支持ジャケットの製造許容差は補償され、その結果両ジャケットの形状正確さに関する要求を減少させることができる。

50

【 0 0 0 8 】

DE 4 1 1 5 4 0 3 はエキスパンション・ランプ(Expansionsrampen)及び熱ガスノズル用ノズル壁を開示している。このノズル壁は熱ガスの方に向かない外側の支持構造と互いに間隔を置く、熱ガスの方に向けて延びる複数の冷却管路を有する、多層の内側構造からなる。高い推力とエンジンの方式間の簡単な切り換えを達成するために特に矩形の型の推進ノズルが向いている。しかし、このような推進ノズルのノズル壁は高い圧力と温度に曝される。円形ノズルの壁とは対照的に圧力は矩形ノズル又は燃焼室の平らな壁に高い曲げモーメントを生ぜしめる。それ故推進ノズルに歪み又は望ましくない応力分布(Verspannung)が生じ、これは推進ノズルの用途に応じた(bestimmungsgrechte)機能を危うくする。それに多層壁の内側の温度差のため所謂バimetal効果が加重的に作用する。それ故、推力損失と漏洩流(Leckagestroeme)を回避するために形状の安定した冷却された壁が必要である。

10

【 0 0 0 9 】

それ故、前記の既知のノズル壁は、熱ガスがあたる熱伝導層と耐熱性のスライド層からなる内側構造を有する。その場合、複数の冷却管路は、熱伝導層内に埋設されており、且つ支持構造に多数の、スライド層を貫通する保持要素によって弾力的に結合されている。スライド層はセラミック粒状物からなり、熱伝導層は銅からなる。

【 0 0 1 0 】

前記保持要素は複数の筒体の形に形成することができる。その場合、しかし、推進ノズルが高性能エンジンにおいて普通の極度の熱負荷にさらされるととき、筒体の必要な最小の剛性故に、どれも十分な伸びの長さ(Dehnweg)を取ることが出来ない。相当な塑性伸びによる高い熱的に誘発された応力故に寿命はかなり限られる。

20

【 0 0 1 1 】

この寿命の制限は機能不全、例えば限られた回数 of 負荷サイクル及び相応の塑性変形後の燃焼室の壁の亀裂並びに熱的に阻まれた伸び即ち高い熱的に誘発された応力に基づく二次応力(全負荷の約80%)に基づくクリープに起因する。

【 0 0 1 2 】

それによって繰り返し利用の可能性はかなり制限されるのみならず、支持システムの全コストも高くなり、エンジン構成要素(既知のターボポンプを含めて)の衝撃損失と過大応力がエンジンの駆動中に亀裂形成によって生じる。

30

【 0 0 1 3 】

熱ガス壁と外側構造の間でその他の中間材料、例えば大きな変形をすることができる焼結されたアルミニウム又は発泡アルミニウム材料のようなものを利用するときにも、可塑性をもった領域に不可逆な変形が起こり、この変形は一回使用の概念(Einwege-Konzepten)に導く。

【 0 0 1 4 】

熱ガス壁と該熱ガス壁を包囲する外側構造の間の支持要素用既知の材料は、横に伸びることによって高性能エンジンの駆動中に一定の撓みが生じるもので、十分な弾性伸びを示さない。

【 0 0 1 5 】

【 発明が解決しようとする課題 】

本発明の課題は、本質的に高められた寿命を有し、改良された信頼性及び機能を果たす能力を持って、燃焼室の多くの熱サイクル数が可能である高性能エンジン用の燃焼室及びノズルを提供することである。

40

【 0 0 1 6 】

【 課題を解決するための手段 】

本発明は、前記の課題を解決するもので、外側圧力ジャケット、及び熱ガスと接触する内壁を有し、前記外側圧力ジャケットは前記内壁を包囲し、前記内壁には多数の冷却管路が設けられる航空機の高性能エンジン用の燃焼室及びノズルであって、中間層が前記外側圧力ジャケットと前記内壁との間に位置し、前記中間層が形状記憶特性を有する材料又は

50

超弾性材料からなることを特徴とする。

【 0 0 1 7 】

【発明の実施の形態】

本発明において、中間層は1つ又は多数の並んで配置された針金又はバンドからなる。

【 0 0 1 8 】

名称「メモリ - メタル(Memory-Metall)」で知られる、例えばNiTi、CuZnAl等の合金からなる形状記憶特性を持った材料は、制御可能な超弾性を示すので、これで中間層を構成することにより弾性燃焼室構造を実現できる。冷却管路を備える銅製内壁にスリットが設けられ、中間層の制御された形状の変更による極度に加重がかけられる領域(例えば喉領域)における伸び率の部分的な制御に基づいて、燃焼室の寿命が本質的に高められる。

10

【 0 0 1 9 】

形状記憶特性を有する材料製中間層の高度の弾性の形状変更は燃焼室構造の弾性率の利用可能性を高めることを可能にする。

【 0 0 2 0 】

中間層に所謂低温材料を利用するとき、その低温材料の作動温度は、特にH₂によって冷却された冷却管路の近傍において達成されるように低温領域(例えば - 1 0 0)にある。

【 0 0 2 1 】

さまざまな形状変更の実施の可能性は、構造上の変化があるとき、特に燃焼室の輪郭が非常に複雑であるときの幅広い多様性の利点を提供する。

20

【 0 0 2 2 】

本発明によって形成された燃焼室の高い熱サイクル数のほかに、形状変更の再現性の高い信頼性及び高度の全システムの機能を果たす能力が補償される。

【 0 0 2 3 】

次に、2つの有利な実施例を示す図面をもとにして、本発明を詳細に説明する。

図面において、

図1は、運転停止段階にあり、且つ正常な状況の、ロケットの高性能エンジン又はノズル用燃焼室の一部分を示す。

図2は、発射段階にあり、定常運転中の前記燃焼室の一部分を示す。

図3は、別の形態の、運転停止段階にあり、且つ正常な状況の、燃焼室の一部分を示す。

30

また

図4は、発射段階にあり、定常運転中の図3に示す燃焼室の一部分を示す。

【 0 0 2 4 】

図1において、9は燃焼室の外側圧力ジャケットを示し、10は、下側7が熱ガスに接触する、互いに平行に配置された多数の冷却管路11を備える内壁を示す。1は圧力ジャケットと内壁の間の局所的な膨張領域を示し、2は、本発明によって設けられた、形状記憶特性を有する材料、即ちメモリーメタルからなる中間層である。その場合において前記中間層2は、図1及び図2に示す実施例においては互いに平行に且つ並んで配置された多数の針金からなる。運転停止段階及び正常な状況下の状態を示す図1においては、図1の左側に3本の矢印で中間層2に張力が加わることが示されている。発射段階にあって且つ定常飛行状態(図2)にあるとき、図2において5で示す中間層が転移温度(Sprungtemperatur)を越えることにより形状変更をするので、力の方向は逆転する。

40

【 0 0 2 5 】

図1において3は拡張スリットを示し、この拡張スリットは定常状態においては図2に示すように、中間層5の方へゆくにつれて広がっている。

【 0 0 2 6 】

図3及び図4に示す実施例においては中間層4及び8は1つ又は多数の並んで配置されたバンド又は殻からなり、これらのバンド又は殻は圧力ジャケットと内壁の間の全接触面を覆っている。

【図面の簡単な説明】

50

【図1】 運転停止段階にあり、且つ正常な状況の、ロケットの高性能エンジン又はノズル用燃焼室の一部分を示す図である。

【図2】 発射段階にあり、定常運転中の前記燃焼室の一部分を示す図である。

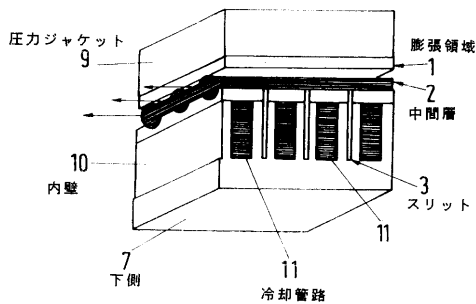
【図3】 別の形態の、運転停止段階にあり、且つ正常な状況の、燃焼室の一部分を示す図である。

【図4】 発射段階にあり、定常運転中の図3に示す燃焼室の一部分を示す図である。

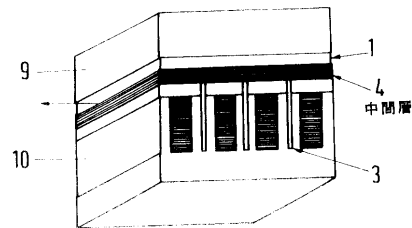
【符号の説明】

- 1 膨張領域
- 2 中間層
- 3 スリット
- 4 中間層
- 5 中間層
- 6 スリット
- 7 下側
- 8 中間層
- 9 圧力ジャケット
- 10 内壁
- 11 冷却管路

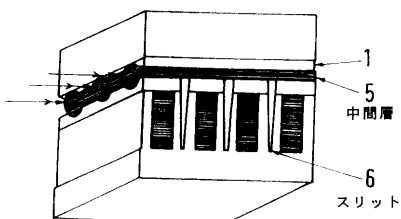
【図1】



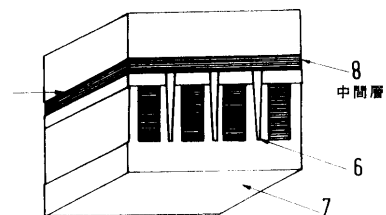
【図3】



【図2】



【図4】



フロントページの続き

(72)発明者 デイトマー・ヴィードマン
ドイツ連邦共和国 8 1 7 3 9 ミュンヘン, ハイイツ - ヒルペルト - ストラッセ 2

審査官 近藤 泰

(56)参考文献 特開平09 - 217654 (JP, A)
特開昭63 - 194128 (JP, A)
特許第5226598 (JP, B2)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F02K 9/34、9/64、9/97
F02C 7/00、7/18
F23R 3/42