

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号
特許第4869904号
(P4869904)

(45) 発行日 平成24年2月8日(2012.2.8)

(24) 登録日 平成23年11月25日(2011.11.25)

(51) Int.Cl.
F 1
F O 2 K 9/97 (2006.01)

F O 2 K 9/97

請求項の数 22 外国語出願 (全 12 頁)

(21) 出願番号	特願2006-343290 (P2006-343290)	(73) 特許権者	500466717
(22) 出願日	平成18年12月20日 (2006.12.20)		アストリウム・ゲゼルシャフト・ミット・
(65) 公開番号	特開2007-170395 (P2007-170395A)		ベシュレンクテル・ハフツング
(43) 公開日	平成19年7月5日 (2007.7.5)		ドイツ連邦共和国 82024 タウフキ
審査請求日	平成21年12月15日 (2009.12.15)		ル ヒェン, ロベルト・コッホ・シュトラ
(31) 優先権主張番号	102005062030.2		ーセ 1
(32) 優先日	平成17年12月22日 (2005.12.22)	(74) 代理人	100089037
(33) 優先権主張国	ドイツ (DE)		弁理士 渡邊 隆
		(74) 代理人	100064908
			弁理士 志賀 正武
		(74) 代理人	100108453
			弁理士 村山 靖彦
		(74) 代理人	100110364
			弁理士 実広 信哉

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 熱放射物体、特にロケットエンジンに装着するための熱シールド

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

熱放射物体（7）に装着するための熱シールド（1）であって、
前記熱シールド（1）を装着した状態における、表側及び裏側（2 a、2 b）を具備する第1平面要素（2）であって、前記第1平面要素（2）は前記熱放射物体（7）から外部に向かって延在し、自身の表側（2 a）が前記熱放射物体（7）の少なくとも一部（7 a）で熱放射に晒される、前記第1平面要素（2）、を備える熱シールドにおいて、
表側及び裏側（3 a、3 c）を具備する第2絶縁平面要素（3）であって、前記第1平面要素（2）の裏側（2 b）と前記第2平面要素（3）の表側（3 a）の間に間隙（4）が形成されるように配置される前記第2絶縁平面要素（3）を備え、
前記熱シールド（1）を装着した状態における前記間隙（4）が前記熱放射物体（7）から前記外部に向かう方向に拡がることを特徴とする熱シールド。

【請求項 2】

前記第1平面要素（2）は、少なくとも部分的に金属材料であることを特徴とする、請求項1に記載の熱シールド。

【請求項 3】

前記第1平面要素（2）の表側及び／又は裏側（2 a、2 b）は、化学的に不活性なコーティングを具備することを特徴とする、請求項1または請求項2に記載の熱シールド。

【請求項 4】

前記化学的に不活性なコーティングは、金コーティング、特に電気メッキ金コーティン

グを具備することを特徴とする、請求項 3 に記載の熱シールド。

【請求項 5】

前記第 1 平面要素 (2) は、実質的にリング形状ディスクであることを特徴とする、請求項 1 から請求項 4 までのいずれか 1 項に記載の熱シールド。

【請求項 6】

絶縁材料、特に熱シールドマットが、前記第 2 平面要素 (3) の表側 (3 a) と裏側 (3 c) との間に配置されることを特徴とする、請求項 1 から請求項 5 までのいずれか 1 項に記載の熱シールド。

【請求項 7】

前記第 2 平面要素 (3) の表側及び / 又は裏側 (3 a 、 3 c) は少なくとも部分的に金属材料であることを特徴とする、請求項 1 から請求項 6 までのいずれか 1 項に記載の熱シールド。

10

【請求項 8】

前記第 2 平面要素 (3) の表側及び / 又は裏側 (3 a 、 3 c) は、化学的に不活性なコーティングを具備することを特徴とする、請求項 1 から請求項 7 までのいずれか 1 項に記載の熱シールド。

【請求項 9】

前記化学的に不活性なコーティングは、金コーティング、特に電気メッキ金コーティングであることを特徴とする、請求項 8 に記載の熱シールド。

【請求項 10】

20

前記第 2 平面要素 (3) は、円錐のリング形状部分を実質的に構成することを特徴とする、請求項 1 から請求項 9 までのいずれか 1 項に記載の熱シールド。

【請求項 11】

前記第 1 平面要素 (2) の裏側 (2 b) と前記第 2 平面要素 (3) の表側 (3 a) との間の前記間隙 (4) は実質的に V 字形状横断面を有し、

前記 V 字形状横断面の先端は前記熱放射物体 (7) に隣接することを特徴とする、請求項 1 から請求項 10 までのいずれか 1 項に記載の熱シールド。

【請求項 12】

前記熱シールド (1) を装着した状態で、前記第 1 平面要素 (2) の裏側 (2 b) と前記第 2 平面要素 (3) の表側 (3 a) との間の前記間隙 (4) は、前記熱放射物体 (7) から離れて位置する自身の端部で開放されていることを特徴とする、請求項 1 から請求項 11 までのいずれか 1 項に記載の熱シールド。

30

【請求項 13】

1 つ以上の保持要素 (10) が、前記第 1 平面要素 (2) の裏側 (2 b) と前記第 2 平面要素 (3) の表側 (3 a) との間に配置されることを特徴とする、請求項 1 から請求項 12 までのいずれか 1 項に記載の熱シールド。

【請求項 14】

前記保持要素 (10) は、前記第 1 及び / 又は第 2 平面要素 (2 、 3) の熱膨張が許容されるように該第 1 及び第 2 平面要素 (2 、 3) に固締されることを特徴とする、請求項 13 に記載の熱シールド。

40

【請求項 15】

前記保持要素 (10) は帯状要素であることを特徴とする、請求項 13 または請求項 14 に記載の熱シールド。

【請求項 16】

前記熱シールド (1) は、前記第 1 及び第 2 平面要素 (2 、 3) が固締され、かつ前記熱シールド (1) を前記熱放射物体 (7) に装着するためのフランジ要素 (9) を備えることを特徴とする、請求項 1 から請求項 15 までのいずれか 1 項に記載の熱シールド。

【請求項 17】

前記フランジ要素は、実質的にリング形状構造を有することを特徴とする、請求項 16 に記載の熱シールド。

50

【請求項 18】

前記第1及び第2平面要素(2、3)は、ネジ留め及び/又は溶接及び/又はリベット接続によって前記フランジ要素(9)に固締されることを特徴とする、請求項16または請求項17に記載の熱シールド。

【請求項 19】

前記保持要素(9)は複数の凹所(9b)を具備し、前記熱シールド(1)が装着された状態で、複数の前記凹所(9b)は前記フランジ要素(9)の接触面を互いに対して分離し、前記接触面(9a)は前記熱放射物体(7)に載置されていることを特徴とする、請求項16から請求項18までのいずれか1項に記載の熱シールド。

【請求項 20】

前記熱シールド(1)は、閉じたリングを構成するために互いに連結された、円を構成する複数のリング形状部分を具備することを特徴とする、請求項1から請求項19までのいずれか1項に記載の熱シールド。

【請求項 21】

別の平面要素(13)が前記第2平面要素(3)の裏側(3c)に配置され、これにより、特にV字形の更なる間隙が前記第2平面要素(3)の裏面(3c)と前記別の平面要素(13)との間に画成されることを特徴とする、請求項1から請求項20までのいずれか1項に記載の熱シールド。

【請求項 22】

燃料を燃焼するための推進室(7b)と、
前記燃料を噴射するためのノズル拡張部(7a)と、を備えるロケットエンジン(7)において、

請求項1から請求項21までのいずれか1項に記載の熱シールド(1)が、前記推進室(7b)と前記ノズル拡張部(7a)との間に配置され、これにより前記第1平面要素(2)の表側(2a)が前記ノズル拡張部(7a)に隣接することを特徴とするロケットエンジン(7)。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】****【0001】**

本発明は、熱放射物体、特にロケットエンジンに装着するための熱シールド(heat shield)に関する。

【背景技術】**【0002】**

ロケットエンジンを保護するために、エンジンノズルの激しい熱放射の結果として、エンジンの推進室とノズル拡張部との間に熱シールドを配置することは現状技術から周知である。現状技術による熱シールドは、自身の形状が実質的に切頭円錐形状を示す皿形状金属プレートから成る。金属プレートは、従って、ノズル拡張部と残りのエンジンとの間に装着される円錐リングを構成する。金属板は自身の表側の反射によって加熱ノズルの熱放射を部分的に反射する。この解決策は熱流の限られた量のみを熱シールドの金属表面の放射によって直に反射し得るという不利点を有する。残る熱流は金属プレートの裏側から残部のエンジンに向かって放射され、かつ新たに開発されたエンジンの要求される低温を超える程度まで残部のエンジンを加熱する。

【発明の開示】**【発明が解決しようとする課題】****【0003】**

従って、本発明の目的は、熱放射物体によって生成される放射熱流のさらにより有効な熱シールドを保証する、熱放射物体に装着するための熱シールドを作り出すことである。

【課題を解決するための手段】**【0004】**

この目的は本願独立請求項によって達成される。本発明の更なる展開は従属請求項に規

10

20

30

40

50

定されている。本発明による熱シールドは表側及び裏側を具備する第1平面要素を備える。熱放射物体に熱シールドを装着した状態では、第1平面要素は熱放射物体から外部に向かって延在し、自身の表側は熱放射物体の少なくとも一部からの熱放射に晒される。さらにまた、表側及び裏側を具備する第2絶縁平面要素は本発明による熱シールド内に設けられる。この第2絶縁平面要素は、熱シールドを装着した状態で、第1平面要素の裏側と第2平面要素の表側の間に間隙が画成されるように該第1平面要素の裏側に配置される。この間隙は熱放射物体から外部に向かう方向に広がる。第2の絶縁平面素子及び拡張する間隙を用いて、熱シールドの裏側の表面温度の明らかに改良された降下が周知の熱シールドに比べて達成される。特に、第1平面要素の例えばその裏側によって放射される熱放射は、大部分、熱導電物体から離れる方向に、拡張間隙内の反射によって外部に放射される。依然として残っている熱放射は更なる第2の絶縁層によって絶縁される。その結果、熱放射物体によって生成される熱の極めて少ない量のみが熱シールドの裏側に到達する。

10

【0005】

本発明による熱シールドの好ましい実施形態では、第1平面要素は少なくとも部分的に金属材料である。金属材料は低放射率を有する。その結果、熱放射の大部分は、間隙内に到達することなく、第1平面要素の表側によって早くも反射される。その結果、特に良好な熱シールドが得られる。更に放射率を減じるために、第1平面要素の表側及び/又は裏側は、好ましくは化学的に不活性なコーティングを具備する。このコーティングは、例えば、金コーティング、特に電気メッキを施された金コーティングとし得る。

【0006】

20

特に、熱シールドがロケットエンジンに使用されるとき、実質的に円形状のディスクは第1平面要素として使用される。この第1平面要素は、例えば、ロケットエンジンの円筒状エンジン本体の周りに配置され、かつ本体から外部に対して実質的に直角に延在する。

【0007】

本発明の好適な更なる展開では、第2平面要素の絶縁は、絶縁材料、特に絶縁マットが第2平面要素の表側及び裏側の間に配置されるように引き起こされる。

【0008】

特に第2平面要素の表側に低放射率を達成するために、第2平面要素のこの表側及び、所望に応じて、裏側は少なくとも部分的に金属材料で作られる。結果として、間隙内から熱放射物体に向かう放射熱流の非常に良好な結果が達成される。第1平面要素と同様に、第2平面要素の表側及び/又は裏側は好ましくは化学的に不活性のコーティングを具備する。このコーティングは、金のコーティング（特に電気メッキを施された金属）ともし得る。

30

【0009】

本発明の特に好適な実施形態では、第2平面要素は、円錐のリング形状セグメントを実質的に構成する。第2平面要素のこうした形状はその製造にとって有利である。何故なら、展開し得る、複数の金属薄片はその製造の間に平面要素の表側及び裏側に対して使用し得るためである。

【0010】

本発明による熱シールドの特に好ましい実施形態では、第1平面要素の裏側と第2平面要素の表側の間の間隙は実質的にV字形状の横断面を有する。V字形状の先端は熱放射物体に隣接して位置し、かつ熱放射物体に隣接する。これは、熱放射物体の方向における間隙からの熱放射の流出を効果的に防止し、かつ良好な熱シールドを保証する。

40

【0011】

本発明による熱シールドの特に好適な実施形態では、熱シールドを装着した状態における、第1平面要素の裏側及び第2平面要素の表側との間の間隙は、熱放射物体から離れて位置する自身の端部で開放される。熱放射物体から離れた間隙内の熱放射の非常に良好な除去は、これにより、達成される。

【0012】

本発明による熱シールドの更なる展開では、一つ以上の保持要素は、第1平面要素の裏

50

側及び第２平面要素の表側との間に配置される。これらの保持要素は、部分的に非常に薄い第１平面要素及び第２平面要素の間の確実な連結を保証する。

【００１３】

好ましくは、前記保持要素は、前記第１及び第１平面要素の熱膨張が許容されるように該第１及び第２平面要素に固締される。熱の作用の結果としての材料のかなりの膨張のため、これにより、熱膨張によって引き起こされる変形が保持要素の固締時に生じることが阻止される。保持要素は帯片タイプ要素、特にシートメタル帯片である。全構造体の重量は、これにより、減じられる。

【００１４】

本発明の更なる展開では、熱シールドは、第１及び第２平面素子が固締され、かつ熱シールドを熱放熱物体に装着するために使用されるフランジ要素を備える。このフランジ要素は、好ましくは、実質的にリング形状の構造体を具備し、そして、第１及び第２平面要素はネジ留め及び／又は溶接及び／又はリベット接続によってフランジ要素に固締される。この場合、フランジ要素は、該フランジ要素の接触面を分離する複数の凹所を具備することが好ましく、熱シールドが装着された状態で、接触面は熱放射物体に載っている。凹所を設けることによって、フランジ要素の接触面は熱放射物体の方向に減じられ、これにより、熱放射物体に向かう望ましくない熱伝導は回避される。さらに、フランジ要素の凹所は電気ケーブルの導出のために使用し得る。

【００１５】

熱シールドの特に単純且つ有効な固締を可能にするために、熱シールドは、熱放射物体に装着するための間に閉じたリングを構成するために互いに連結し得るものであり、円を構成する、特に１２０°のセグメントの複数のリング形状セグメントから成る。

【００１６】

本発明の別の実施形態では、特にＶ字形状の別の間隙が第２平面要素の裏側と別の平面要素の間に形成されるように、別の平面要素が第２平面要素の裏側に配置される。第２平面要素の裏側の温度は、例えば間隙のような熱放射の除去によって再び減じ得る。

【００１７】

上記熱シールドに加えて、本発明は、推進剤燃焼のための推力室及び推進剤の流出のためのノズル拡張部を備え、本発明による熱シールドは、第１平面要素の表側がノズル拡張部に隣接するように、推力室及びノズル拡張部の間に配置される、前記推力室及び前記ノズル拡張部を備えるロケットエンジンにも関する。このように、ロケットエンジンでは、激しく加熱されるノズル拡張部からの熱放射は熱から保護されるべき推進室に到達することが上手く阻止される。

【００１８】

本発明の実施形態を添付図面を参照して以下に詳細に説明する。

【発明を実施するための最良の形態】

【００１９】

図１は、本発明による熱シールドの動作原理を説明するための概略横断面図である。本発明の熱シールド１は、偏向ディスク形態の第１平面要素２並びに第１平面要素２より上に配置され、かつ以下で絶縁箱と呼ばれる第２平面要素３を備える。この絶縁箱は偏向ディスク２の一端に載置されており、かつディスクに対して傾斜している。この結果、Ｖ字形状間隙４が偏向ディスクと絶縁箱の間に画成される。偏向ディスク２及び絶縁箱３は三角形の担持体５によって一緒に保持され、かつ、偏向ディスク及び絶縁箱から成る全体は、Ｖ字形状間隙４の先端に隣接して位置する内側リング６によって対応する固締具によって熱放射物体に固締される。固締具は図１に概略的にネジによって示されている。ここで記載しかつ以下に記載する実施形態では、加熱放射物体はロケットエンジンを表す。物体７ａの下部はエンジンのノズル拡張部である。このノズル拡張部はロケットエンジンの作動中に加熱されて極めて温度上昇する。ノズル拡張部７ａより上に位置する推進室７ｂ（図６ａ参照）を保護するために、熱シールドが推進室とノズル拡張部の間に配置され、かつ外部まで半径方向に延在する。

10

20

30

40

50

【 0 0 2 0 】

ノズル拡張部 7 a によって生成される放射熱流は偏向ディスク 2 の表側 2 a によって下向き方向に部分的に反射される。これは、図 1 に V 字形状の矢印 P 1 によって示されている。ここで、偏向ディスクは低放射率材料、すなわち、到達する熱放射の僅かな部分のみが熱放射の形態で材料によって再び放射される。特に、コーティングされたメタルプレートを偏向ディスクのための材料として使用し得る。このプレートは化学的に不活性のコーティングが施されている。例えば、表側 2 a 並びに自身の裏側 2 b にも電気メッキされた金コーティングが施される。

【 0 0 2 1 】

ディスク 2 によって吸収される熱放射は、偏向ディスクの裏 2 b に伝えられ、それから、V 字形状間隙 4 内に放射される。V 字形状間隙では、それから、熱放射の反射が偏向ディスク 2 の裏側 2 b と絶縁箱 3 の表側 3 a の間に生じる。V 字形状間隙のために、熱放射はロケットエンジン 7 から離れる外部に向けて伝えられる。有効な反射を達成するために、絶縁箱の表側 3 a も低放射率を有する材料、特に金属シートから成り、この金属シートには、例えば、電気メッキコーティングのような、化学的に不活性のコーティングが施されている。壁 2 b 及び 3 a の多重反射による熱流の消散は、図 1 に複数の矢印 P 2 によって示される。

【 0 0 2 2 】

壁 2 b 及び 3 a でそれぞれ反射されない、熱流は、絶縁箱 3 によって吸収される。この目的のために、絶縁箱は、表側 3 a より上に配置され、好ましくは断熱マットから成る絶縁層 3 b を具備する。断熱マットは、絶縁箱の裏側 3 c 上の金属カバーシートによってカバーされる。絶縁層内に入る熱流は、図 1 では矢印 P 3 によって示されている。絶縁層 3 b への低熱伝導のため温度勾配は熱シールドの裏側に向けて作り出される。これにより、熱シールドの裏側では壁の温度が低くなり、かつ、従って、ここでは、放射熱の極く僅かな量しか保護されるべき推進室に到達しないことが達成される。

【 0 0 2 3 】

偏向ディスクの表側及び裏側、及び、所望により、絶縁箱の表側 3 a に対して化学的に不活性なコーティングを使用することによって、酸化が防止され、かつ高温壁における放射の劣化がこれにより防止される点で化学的な不活性が達成される。コーティングとして上述した電気メッキ金属を使用する代わりに、他の貴金属すなわち化学的に安定した反射複合物をコーティング材料として使用するか、あるいは非常に良好な反射特性を固有に有する表面を使用することも考えられる。

【 0 0 2 4 】

図 2 は、ロケットエンジンのための本発明による熱シールドの表面上の計算された温度分布を半径方向の断面図として反映した線図で表わしたものである。半径は横座標にメートルで入力され、かつ算出温度は縦軸に入力される。この計算は、計算のために使用される放射モデルの最悪の場合を仮定して実行される。円形状点を具備するグラフは、熱シールドが熱放射物体に固締される固締ネジの領域、並びに 2 つの固締物体間の領域にある偏向ディスクの温度分布に関する。平面要素の温度は 7 7 0 秒後をシミュレーションして計算された。偏向ディスクは 1 1 0 0 K までの最高温度に到達することが判明した。絶縁箱の表側は 8 0 0 K まで加熱される。これらの表面温度は図 1 の V 字形状間隙の横から外部に放射されるかなりの放射留分に帰着する。絶縁箱 3 内の絶縁材料 3 b による断熱効果は絶縁箱の裏側の温度経路で視認し得る（図 2 の三角形の点による線図）。裏側の温度は約 0 . 3 5 m の半径値で 6 0 0 K から 3 0 0 K まで外部に向かって降下することが例示されている。0 . 3 5 m の高い値は、例えば、図 1 の内側リング 6 のようなフランジタイプの直接熱伝導の結果である。

【 0 0 2 5 】

図 3 は、本発明による熱シールドの第 1 実施形態の斜視平面図である。図 3 は、本発明による熱シールドの 1 2 0 ° 部分を示す。この実施形態の熱シールドは、リングを構成するために組み立てられ、かつ対応する連結要素 8 によって互いに対して連結される総数 3

10

20

30

40

50

つのこうした部分から成る。図 3 は、ディスク形状構造の偏向ディスク 2 並びに円錐の部分としての絶縁箱 3 の構造体を例示する。熱シールドの内側には、後述する図 4 に更に明瞭にさえ例示されるフランジ 9 が設けられる。複数の保持要素 10 は偏向ディスク 2 の裏側 2 b 及び絶縁箱 3 の表側 3 a の間に位置する。これらの保持要素は、偏向ディスク上の対応する突出部 10 b あるいは絶縁箱（図 5 参照）の表側の 10 c に配置されるシートメタル帯片 10 a から成る。保持要素は、簡単な製造及び装着性の目的のために平坦なディスクとして構築される偏向ディスクを保持するために使用され、かつ、従って、低剛性を有する。保持要素は、半径方向の剛性把持が生ぜず、かつ偏向ディスクの金属シート及び絶縁箱の表側が半径方向に熱膨張し得るように配置される。絶縁箱の表側 3 a 及び裏側 3 c は熱シールド物体から離れた端部に重複するリム 3' を具備する。これらのリムは、表側及び裏側の材料の異なる熱膨張を損ねないように互いに対して連結されない。

10

【0026】

高温で発生する材料温度及び特定需要のために、金属材料が偏向ディスク並びに絶縁箱の表側及び裏側に使用された。高温は金属の異なる程度の熱膨張を引き起こす。高温で高塑性膨張を有する、インコネル（登録商標）600 及びインコネル（登録商標）718 は、従って、基材として選択された。比較的低温度のため、V A 鋼が、絶縁箱の裏側 3 c のための材料として使用し得る。

【0027】

図 4 は、図 3 の熱シールドの斜視底面図である。特に、図 4 は、フランジ 9 の更なる展開を示す。このフランジは、突出部 9 a 及びこれらの間に位置する凹所 9 b を具備するリング形状部分を構成する。突出部 9 a によって、熱シールドはロケットエンジンにネジ込まれる。凹所 9 b はノズルからの測定ケーブルの先導のために使用される。フランジ 9 b は少数の接触点 9 a でのみ熱放射物体と接触するようになるから、保護されるべきロケットエンジンの推進室内への熱伝導による熱流は最小化される。

20

【0028】

図 5 は、図 3 及び図 4 による熱シールドの斜視部分断面図である。図 5 は、特にフランジ 9 の横断面形状を示す。フランジ 9 はネジによって熱シールドをロケットエンジン上に固締するための穴 9 c を具備する。さらにまた、フランジは、外部まで直角に延在し、かつ僅かに上向きの曲げ端部 9 e を具備する突出部 9 d を備える。絶縁箱の表側 3 a は、曲げ端部 9 e に沿って溶接及び／又はリベット留めされる。これに対して、絶縁箱の裏側 3 c は、ネジ 11 によってフランジの別の突出部 9 f に固定的にネジ込まれる。同様に、偏向ディスク 2 は、偏向ディスク及び突出部 9 d の穴を貫通して延在するネジ 12 によってフランジ 9 に固締される。ここで、偏向ディスクは突出部 9 d 上に直に載置されないが、フランジに向かう熱伝達を回避するために、織られた絶縁マットから成る薄いバンドによってフランジから分離される。

30

【0029】

絶縁箱の表側と裏側との間の絶縁材料は図 5 に示されていない。金属シート 3 a 及び 3 c の内側表面の構造は、従って、視認し得るものであり、これらの構造体は表側及び裏側を構成する。特に、金属シート 3 a 及び 3 c の後側端部の内側にはクレードル 3 d が形成されることが例示されている。これらのクレードルは金属シートを案内するために使用される。加えて、図 5 は、保持要素 10 の横断面図を示す。保持要素のシートメタル帯片 10 a が突出部 10 b 及び 10 c によって絶縁箱及び偏向ディスク上のそれぞれに配置されることが例示されている。この配置構成は、例えば、シートメタル帯片と突出部との間のネジ連結によって達成し得る。

40

【0030】

図 6 A 及び図 6 B は現状技術で公知のピンチエンジンを示す。このエンジン内部に、本発明による熱シールドが固定される。図 6 B は、図 6 A の切抜き V の拡大図である。エンジンは、強く加熱したノズル延長部 7 a から保護されるべき、上部推進室 7 b から成る。より良く観るために、熱シールド 1 の単一部分のみを図 6 A 及び図 6 B に例示する。フランジ 9 によって、この部分は、推進室 7 b とノズル拡張部 7 a の間の対応する環形状の高

50

所に固定される。本発明による熱シールドは、これにより、推進室からノズル拡張部への放射熱流を極めて良く遮断することを保証する。これは偏向ディスク2、とりわけ、直接ノズル拡張部に直に隣接して位置する、偏向ディスク2によって達成される。このディスクは低放射率を有し、これにより、熱放射のかなりの部分を既に反射している。残る熱放射は、偏向ディスクと絶縁箱3の表側の間の外部に向かう反射によって、V字形状間隙から除去される。さらに残る熱は絶縁箱内の絶縁材料によって絶縁され、かつ、従って、推進室7bに到達しない。

【0031】

図7は、本発明による熱シールドの別の実施形態の横断面図である。図7では、水平延在部13及び曲げ部13bを具備する他の小さな金属シート13が絶縁箱3より上に配置される。これは、金属シートと絶縁箱の裏側の間に別のV字形状間隙を作り出す。このように、熱シールドの裏側の最高温度は更に減じ得る。

10

【0032】

図面で例示されていない更なる概念は、例えば、いわゆる多層断熱(MLI)による絶縁箱の裏側の表面温度の降下である。この概念は真空中で上手く働く。ロケットエンジンでの使用のために、金属MLIは特に適切である。

【図面の簡単な説明】

【0033】

【図1】本発明による熱シールドを概略的に示した横断面図である。

【図2】本発明による熱シールドの温度分布の線図である。

20

【図3】本発明による熱シールドの第1実施形態の斜視平面図である。

【図4】本発明による熱シールドの第1実施形態の斜視底面図である。

【図5】本発明による熱シールドの第1実施形態の斜視部分断面図である。

【図6A】本発明による熱シールドの第1実施形態が固定されるロケットエンジンの斜視図である。

【図6B】本発明による熱シールドの第1実施形態が固定されるロケットエンジンの斜視図である。

【図7】本発明による熱シールドの第2実施形態の概略横断面図である。

【符号の説明】

【0034】

30

1 熱シールド

2 第1平面要素

2a 第1平面要素の表側

2b 第1平面要素の裏側

3 第2平面要素

3a 第2平面要素の表側

3b 第2平面要素の裏側

3' リム

4 間隙

5 担持体

40

6 内側リング

7 ロケットエンジン

7a ノズル延長部

7b 推力チャンバ

8 接続要素

9 フランジ

9a 突出部

9b 凹所

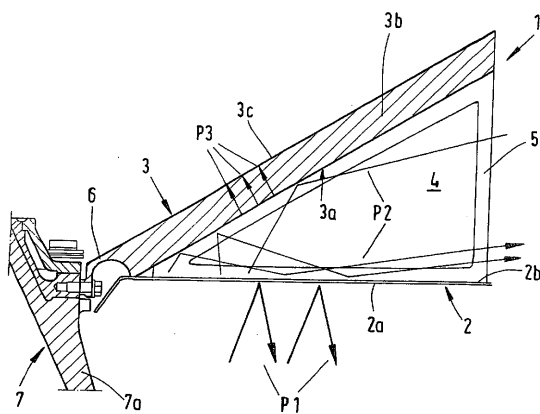
9c 孔

9d 突出部

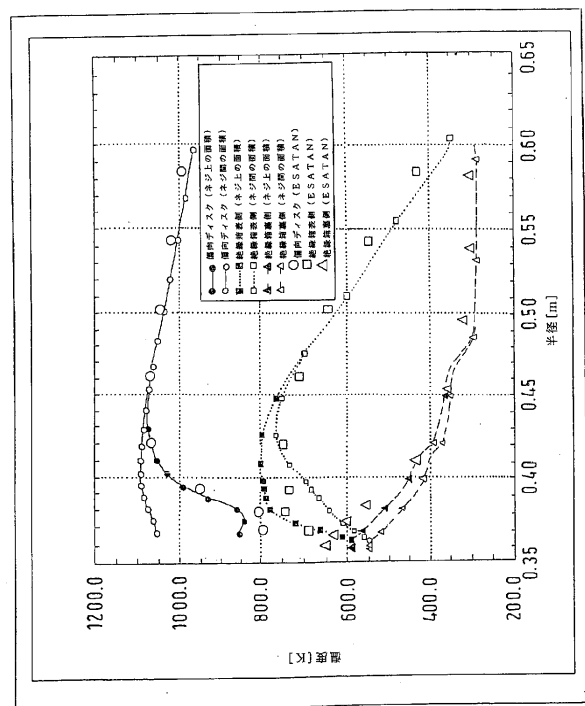
50

- 9 e 曲げ端部
- 9 f 突出部
- 10 保持要素
- 10 a シート金属板
- 10 b、10 c 突出部
- 11 ネジ
- 12 ネジ
- 13 メタルシート
- 13 a 直角部
- 13 b 曲げ部

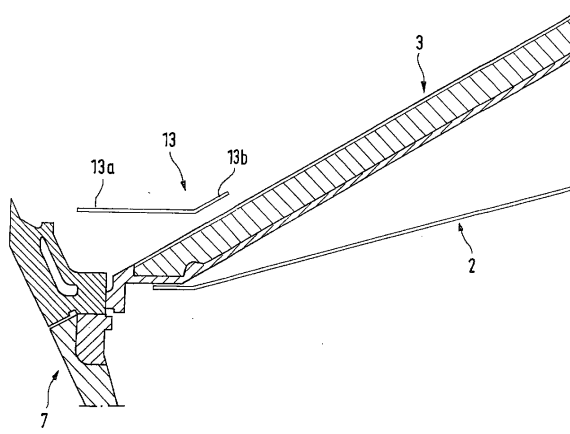
【図 1】



【図 2】



【図 7】



フロントページの続き

- (72)発明者 アンドレアス・ゲーツ
ドイツ・81669・ミュンヘン・リリエンシュトラッセ・73
- (72)発明者 ゲルハルト・ハルトマン
ドイツ・83123・アメラング・アムゼルヴェーク・16
- (72)発明者 ヘルベルト・リンナー
ドイツ・82110・ゲルメリング・パルスベルクシュトラッセ・10
- (72)発明者 トーマス・マツシュテット
ドイツ・80802・ミュンヘン・ジークスシュトラッセ・22
- (72)発明者 シュテファン・メンネ
ドイツ・83059・コルバーモーア・ブリュンシュタインシュトラッセ・11B

審査官 石黒 雄一

- (56)参考文献 特開2002-138904(JP,A)
特開2002-308200(JP,A)
特開平04-368299(JP,A)
特開平01-273800(JP,A)
特開平10-203499(JP,A)
実開昭61-171859(JP,U)
米国特許第04649701(US,A)
米国特許出願公開第2004/0140402(US,A1)
実開平05-041019(JP,U)
特表2002-529921(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02K	1/00-99/00
B64B	1/00-1/70
B64C	1/00-99/00
B64D	1/00-47/08
B64F	1/00-5/00
B64G	1/00-99/00