

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第3974595号
(P3974595)

(45) 発行日 平成19年9月12日(2007.9.12)

(24) 登録日 平成19年6月22日(2007.6.22)

(51) Int. Cl.		F I	
FO2K	3/10	(2006.01)	FO2K 3/10
F23R	3/20	(2006.01)	F23R 3/20

請求項の数 20 (全 9 頁)

(21) 出願番号	特願2004-132325 (P2004-132325)	(73) 特許権者	590005449
(22) 出願日	平成16年4月28日(2004.4.28)		ユナイテッド テクノロジーズ コーポレ イション
(65) 公開番号	特開2004-332729 (P2004-332729A)		UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION
(43) 公開日	平成16年11月25日(2004.11.25)		アメリカ合衆国, コネチカット 0610 1, ハートフォード, ユナイテッド テク ノロジーズ ビルディング
審査請求日	平成16年4月30日(2004.4.30)	(74) 代理人	100096459
(31) 優先権主張番号	10/426671		弁理士 橋本 剛
(32) 優先日	平成15年4月30日(2003.4.30)	(74) 代理人	100092613
(33) 優先権主張国	米国 (US)		弁理士 富岡 潔
		(72) 発明者	ジェフリー エー. ラプト アメリカ合衆国, コネチカット, トーラン ド, ファームブルック ドライブ 61 最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 タービンエンジンのオグメンタおよびその運転方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガス流路と、
前記ガス流路内に配置された火炎保持器と、
オグメンタ燃料を前記ガス流路内に投入するように配置された複数のノズルと、
パイロット燃料の燃焼生成物を放出する出口を有するバーナと、
放出された前記燃焼生成物に追加のパイロット燃料を投入するように設けられた出口を
有するパイロット燃料管路と、を有することを特徴とするタービンエンジンのオグメンタ

【請求項 2】

複数の火炎保持器と、複数のパイロット燃料管路と、を有し、前記パイロット燃料管路
は、前記火炎保持器とそれぞれ整列して設けられていることを特徴とする請求項 1 記載の
タービンエンジンのオグメンタ。

【請求項 3】

前記バーナの出口は、エンジンの軸を中心として設けられた複数のバーナ出口の周方向
の列のうちの 1 つであることを特徴とする請求項 1 記載のタービンエンジンのオグメンタ

【請求項 4】

前記ガス流路内に設けられたセンタボディをさらに有し、前記バーナは、前記センタボ
ディ内に配置され、前記火炎保持器は、前記センタボディの外側に配置されていることを

10

20

特徴とする請求項 1 記載のタービンエンジンのオグメンタ。

【請求項 5】

前記バーナは、ハウジングと、このハウジング内に設けられたライナと、を含み、
前記バーナは、複数のバーナ出口を有し、これらのバーナ出口は、前記ハウジングから延在するハウジング出口管内で前記ライナから延在するライナ出口管をそれぞれ有することを特徴とする請求項 4 記載のタービンエンジンのオグメンタ。

【請求項 6】

複数のパイロット燃料管路を有し、これらのパイロット燃料管路は、前記バーナ出口のライナ出口管内にそれぞれ延在していることを特徴とする請求項 5 記載のタービンエンジンのオグメンタ。

10

【請求項 7】

前記センタボディは、テールコーンとこのテールコーンの上流に位置する凹んだ領域とを有し、前記バーナ出口は、該凹んだ領域に配置されていることを特徴とする請求項 4 記載のタービンエンジンのオグメンタ。

【請求項 8】

前記凹んだ領域は、周方向の列をなす複数の凹部からなることを特徴とする請求項 7 記載のタービンエンジンのオグメンタ。

【請求項 9】

前記パイロット燃料管路の出口は、前記凹んだ領域に配置されていることを特徴とする請求項 7 記載のタービンエンジンのオグメンタ。

20

【請求項 10】

前記パイロット燃料管路は、前記火炎保持器に対応するベーン内に延在する燃料噴射バーの遠位端部を含むことを特徴とする請求項 1 記載のタービンエンジンのオグメンタ。

【請求項 11】

前記バーナは、
ハウジングと、
酸素を含むガスを受け入れる上流の入口と、
前記酸素を含むガスと前記パイロット燃料との燃焼を引き起こす点火器と、
前記燃焼生成物を下流に導くように前記ハウジング内に配置された有孔ライナと、
前記燃焼生成物を前記ガス流路に向かって導くように、少なくとも一部分が前記ライナから径方向外向きに延在する複数の有孔出口管路と、
前記出口管路をそれぞれ囲む複数の冷却管路と、を含むことを特徴とする請求項 1 記載のタービンエンジンのオグメンタ。

30

【請求項 12】

管路がバイパス空気を受け入れ、
前記バーナが前記バイパス空気の第 1 の部分と前記パイロット燃料とを燃焼させ、
空気管路が前記バイパス空気の第 2 の部分を導き、
前記燃焼生成物からの熱によって前記追加のパイロット燃料と前記バイパス空気の第 2 の部分との混合気が点火されるように、前記パイロット燃料管路が、前記空気管路と前記バーナとに対して配置されていることを特徴とする請求項 1 記載のタービンエンジンのオグメンタ。

40

【請求項 13】

吸入空気を圧縮する圧縮機と、
前記圧縮機から圧縮空気を受け入れるとともに、前記圧縮空気と燃料との混合気を燃焼させる燃焼器と、
前記燃焼の燃焼生成物から仕事を抽出して前記圧縮機を駆動するとともに、前記燃焼生成物を排気として放出するタービンと、
請求項 1 のオグメンタと、を有することを特徴とするガスタービンエンジン。

【請求項 14】

請求項 1 のオグメンタの運転方法であって、

50

タービンエンジンからオグメンタに向かって、前記ガス流路に沿って排気ガスの流れを発生させ、

前記燃焼生成物を発生させるように前記パイロット燃料の燃焼を引き起こし、前記燃焼生成物の流れは、前記排気ガスの流れと合流し、

前記追加のパイロット燃料を前記燃焼生成物の流れに投入することを含むことを特徴とするオグメンタの運転方法。

【請求項 15】

エンジンのコア流路内に設けられたセンタボディと、

前記コア流路内に配置されるとともに、前記センタボディの径方向外側に延在する火炎保持器と、

前記センタボディ内に設けられたバーナであって、

ハウジングと、

酸素を含むガスを受け入れる上流の入口と、

前記酸素を含むガスとパイロット燃料との燃焼を引き起こす点火器と、

前記燃焼の燃焼生成物を下流に導くように前記ハウジング内に配置された有孔ライナと、

前記燃焼生成物を前記コア流路に向かって導くように、少なくとも一部分が前記ライナから径方向外向きに延在する複数の有孔出口管路と、

前記出口管路をそれぞれ囲む複数の冷却管路と、を含むバーナと、

放出された前記燃焼生成物に追加のパイロット燃料を投入するように配置された出口を有するパイロット燃料管路と、を有することを特徴とするタービンエンジンのオグメンタ

。

【請求項 16】

前記バーナの出口は、前記センタボディの軸を中心とした周方向の列として設けられた複数のバーナ出口のうちの1つであることを特徴とする請求項 15 記載のタービンエンジンのオグメンタ。

【請求項 17】

吸入空気を圧縮する圧縮機と、

前記圧縮機から圧縮空気を受け入れるとともに、前記圧縮空気と燃料との混合気を燃焼させる燃焼器と、

前記燃焼の燃焼生成物から仕事を抽出して前記圧縮機を駆動するとともに、前記燃焼生成物を排気として放出するタービンと、

前記排気の流路に設けられたオグメンタであって、

前記排気にオグメンタ燃料を投入するように配置された複数のノズルと、

バイパス空気を受け入れる管路と、

前記バイパス空気の第 1 の部分とバーナ燃料とを燃焼させて、該バイパス空気の第 1 の部分と該バーナ燃料との燃焼生成物を前記排気に放出するバーナと、

前記バイパス空気の第 2 の部分を導く空気管路と、

パイロット燃料を導くとともに、前記バイパス空気の第 1 の部分と前記バーナ燃料との燃焼生成物からの熱によって、前記パイロット燃料と前記バイパス空気の第 2 の部分との混合気が点火されるように前記空気管路と前記バーナに対して配置されたパイロット燃料管路と、を含むオグメンタと、を有することを特徴とするガスタービンエンジン。

【請求項 18】

タービンエンジンのオグメンタの運転方法であって、

タービンエンジンからオグメンタに向かう排気ガスの流れを発生させ、

燃焼生成物を発生させるようにパイロット燃料の燃焼を引き起こし、前記燃焼生成物の流れは、前記排気ガスの流れと合流し、

オグメンタ燃料の点火を容易にするために前記燃焼生成物の流れに追加のパイロット燃料を投入し、

前記追加のパイロット燃料の燃焼によって前記オグメンタ燃料が点火されるように、該

10

20

30

40

50

オグメンタ燃料を前記排気ガスの流れに投入することを含むタービンエンジンのオグメンタの運転方法。

【請求項 19】

前記パイロット燃料は、オグメンタのセンタボディ内で燃焼され、前記燃焼生成物の流れは、前記センタボディから流出することを特徴とする請求項 18 記載のタービンエンジンのオグメンタの運転方法。

【請求項 20】

前記追加のパイロット燃料は、前記センタボディの凹部内で投入され、前記燃焼は、前記排気ガスの流れの中で実質的に前方から後方に延在するセンタボディ内で起きていることを特徴とする請求項 19 記載のタービンエンジンのオグメンタの運転方法。

10

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、タービンエンジンに関し、特に、タービンエンジンのオグメンタに関する。

【背景技術】

【0002】

アフタバーナや推力オグメンタは、当該産業において知られており、いくつかの形態のものがある。典型的な形態では、タービンからの排気ガスがオグメンタのセンタボディ上を通過する。追加の燃料が、センタボディの近くに投入され、追加の推力を提供するように燃焼される。いくつかの形態では、オグメンタのセンタボディは、タービンのセンタボディと一体になっている。他の形態では、オグメンタのセンタボディは、タービンのセンタボディから分離されており、ダクトがこれらの間の空間を囲んでいる。特許文献 1 および特許文献 2 には、例示的な一体型オグメンタが開示されている。

20

【特許文献 1】米国特許第 5,685,140 号明細書

【特許文献 2】米国特許第 5,385,015 号明細書

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0003】

オグメンタは、追加燃料の燃焼を引き起こす複数の火炎保持器を特徴として含むことができる。火炎保持器の火炎を安定化させるためにパイロット装置が使用され、これらのパイロット装置は、センタボディの周囲の流路にわたって火炎を分布させる。

30

【課題を解決するための手段】

【0004】

本発明の 1 つの形態は、タービンエンジンのオグメンタに関する。オグメンタのセンタボディは、ガス流路内に設けることができる。少なくとも部分的に径方向に延在する火炎保持器が、流路内に配置され、この火炎保持器は、センタボディの外側に位置してもよい。センタボディの内部に設けることができるバーナが、第 1 のパイロット燃料の燃焼生成物を放出する出口を有する。パイロット燃料管路が、パイロット火炎を提供するために、放出された燃焼生成物に追加のパイロット燃料を投入するよう配置された出口を有する。このようなバーナ出口は、エンジンの軸を中心とする周方向の列として複数設けるとともに、関連する火炎保持器に関連するパイロット火炎を保持するように配置することができる。バーナは、ハウジングとハウジング内のライナを有してもよい。各々のバーナ出口は、ハウジングから延在するハウジング出口管内でライナから延在するライナ出口管を含みうる。パイロット燃料管路は、複数設けることができ、これらの燃料管路は、関連するバーナ出口のライナ出口管内にそれぞれ延在する。センタボディは、テールコーンとこのテールコーンの前方すなわち上流に位置する凹んだ領域を有しうる。バーナ出口は、この凹んだ領域に設けることができる。凹んだ領域は、非環状の区画とすることができる。パイロット燃料管路出口も、この凹んだ領域に配置することができる。パイロット燃料管路は、火炎保持器内に延在する燃料噴射バーの遠位端部を含みうる。

40

50

【 0 0 0 5 】

本発明の他の形態は、エンジンのコア流路内に設けられたセンタボディを有するタービンエンジンのオグメンタに関する。火炎保持器が、コア流路内に配置されており、この火炎保持器は、センタボディから径方向外側に延在する。バーナが、センタボディ内に配置されている。このバーナは、ハウジングと、酸素を含むガスを受け入れる上流の入口と、このガスとパイロット燃料との燃焼を引き起こす点火器と、燃焼生成物を下流に導くためにハウジング内に設けられた有孔ライナと、を有する。複数の有孔出口管路が、ライナから少なくとも部分的に径方向外向きに延在して、コア流路に向かって燃焼生成物を導く。複数の冷却管路が、関連する出口管路の1つをそれぞれ囲んでいる。パイロット燃料管路が、放出された燃焼生成物のパイロット効果を高めるために、放出された燃焼生成物に追加のパイロット燃料を投入するように配置された出口を有する。

10

【 0 0 0 6 】

本発明の他の形態は、ガスタービンエンジンである。圧縮機が吸気を圧縮する。燃焼器が圧縮機から圧縮空気を受け入れて、圧縮空気と燃料の混合気を燃焼させる。タービンが、圧縮機を駆動するために燃焼生成物から仕事を抽出するとともに燃焼生成物を排気として放出する。オグメンタが、排気の流路に設けられており、バイパス空気を受け入れる管路と、バイパス空気の第1の部分を燃焼させるバーナと、を有する。オグメンタは、バーナ燃料とともにバイパス空気の第1の部分を燃焼させるとともに、上記第1の部分とバーナ燃料との燃焼生成物を排気中に放出するバーナを有する。オグメンタは、バイパス空気の第2の部分を導く空気管路を有する。パイロット燃料管路は、パイロット燃料を導くとともに、上記第1の部分とバーナ燃料との燃焼生成物からの熱によってパイロット燃料とバイパス空気の第2の部分が点火されるように、空気管路とバーナとに対して配置されている。

20

【 0 0 0 7 】

本発明の他の形態は、タービンエンジンのオグメンタの運転方法に関する。排気ガスが、タービンエンジンからオグメンタに流れるように導かれる。燃焼生成物を発生させるように、第1のパイロット燃料の燃焼が引き起こされる。燃焼生成物の流れが、排気ガスの流れに合流する。追加のパイロット燃料が、燃焼生成物の流れに投入される。

【 0 0 0 8 】

本発明の1つまたはそれ以上の実施例の詳細が、添付図面および以下の実施形態に示されている。本発明の他の特徴、目的、および利点は、実施形態、図面、および請求項から明らかになる。

30

【 発明を実施するための最良の形態 】

【 0 0 0 9 】

図1は、長手方向中心軸500を有する例示的な動力装置20を示している。動力装置20は、上流から下流に向かって下流のタービン排気ケース(TEC)24を有するタービンエンジン22を含む。ダクトの延長部26が、オグメンタ32のハウジング30と合わさるようにタービン排気ケース24から延在する。推力の方向を変えるノズルアセンブリ34が、ハウジング30から下流に延在する。オグメンタ32は、径方向に延在するペーン40によってガス流路の中心に取り付けられたセンタボディ38を含む。各々の例示的なペーン40は、前方すなわち上流の構造体部分と、後方すなわち下流の火炎保持器要素42と、を含む。

40

【 0 0 1 0 】

センタボディ38は、軸500を中心として実質的に対称である。また、センタボディ38は、前方先端部50を有し、この前方先端部50から連続的に湾曲した凸状の前部ボディすなわち蛋形部52が、火炎保持器42に隣接する長手方向またはほぼ長手方向の遷移領域54に達するまで後方に延在する。遷移領域54の後方では、テールコーン面58が、センタボディ38の後方端部まで延在する。

【 0 0 1 1 】

図2は、オグメンタ用の例示的なパイロット装置60の詳細を示す。このパイロット装

50

置 60 は、センタボディ 38 内に取り付けられた 1 つまたはそれ以上のバーナ 62 を含む。例示的な実施例では、単一のバーナ 62 がセンタボディ 38 内で中央に取り付けられている。バーナ 62 は、1 つまたはそれ以上の上流管路 64 を含み、これらの管路 64 は、ハウジングの内側要素と外側要素との間のファンダクト 65 (図 1 参照) からバーナの外側ハウジング 66 の上流端部まで空気を導く。例示的な実施例では、管路 64 は、ファンダクト 65 から径方向内向きに空気を導くように、関連するペーン 40 を通って径方向に延在している。また、例示的な実施例では、ハウジング 66 は、管路 64 が長手方向に連結される上流端部と、長手方向に延在する側壁と、閉じた下流端部と、を有する。また、ハウジング 66 は、有孔のライナ 70 を含む。ライナ 70 は、エアスワラ 72 が取り付けられた上流端部と、長手方向に延在する側壁と、閉じた下流端部と、を有する。1 つまたはそれ以上のパイロット燃料管路 74 が、スワラ 72 においてパイロット燃料をバーナ 62 に供給するための下流の出口をそれぞれ有している。空気管路 64 と同様に、パイロット燃料管路 74 は、関連するペーン 40 または火炎保持器 42 を通って延在しうる。点火器 76 が、ライナ 70 内に取り付けられており、配線 78 によって作動する。配線 78 は、1 つまたはそれ以上のペーン 40 を通って延在しうる。

10

【0012】

動作時には、管路 64 を通って供給される空気の一部が、スワラ 72 を通ってライナ 70 に流入する。また、空気の追加の部分が、ライナ 70 の孔を通して流入し、この追加の部分には、ライナ 70 とハウジング側壁との間の環状の空間 80 からライナ 70 を通過する部分が含まれる。空気の主要部分は、点火器 76 による点火に応じて管路 74 からの燃料とともに燃焼される。スワラ 72 を通過する混合気は、比較的濃厚であり、不完全燃焼につながりうる。ライナ 70 の孔を通過する空気は、主にライナ 70 を冷却するように働くとともに、結果的に主燃焼の燃焼生成物を希薄にする。ライナ 70 およびハウジング 66 は、下流端部の近傍において径方向に延在する同軸の出口管 84, 86 の周方向の列をそれぞれ有する。これらの出口管 84, 86 は、ライナ 70 およびハウジング 66 の対応する側壁における近位の入口と、遠位の出口 88, 90 と、を有する。図示の実施例では、各々の管 84 の遠位の端部は、関連する管 86 の出口端部 90 を越えて突出している。ライナ 70 の内部から流出する燃焼生成物の流れが各々の管 84 を通って進むと、管 84 と関連する管 86 との間の環状の空間 92 からの追加の空気が、管 84 に設けられた孔を通過する。管路 64 を通って初めに導入された空気の最後の部分は、各々のハウジング出口管端部 90 と関連するライナ出口管 84 との間の環状の出口を通して流出する。例示的な実施例では、対となった管 84, 86 の出口端部は、遷移領域 54 において開口した外側出口端部 98 を有するセンタボディ出口管 96 の内側端部にそれぞれ位置している。これにより、センタボディ出口管 96 は、ほぼ環状のブラインドリセスすなわち区画 (例示的な実施例における円状部分) を定め、この区画内で関連する管 84, 86 が延在している。

20

30

【0013】

追加のパイロット燃料管路 100 が、バーナ 62 の出力に追加の燃料を投入するように配置されている。例示的な実施例では、この燃料は、一般に出口管 96 内に投入され、特に、ライナ出口管 84 の出口端部内に投入される。これを達成するために、例示的な管路 100 は、ライナ出口管 84 に設けられた開口部 101 を通ってライナ出口管 84 を貫通しているとともに、ハウジング出口管 86 の出口端部 90 のすぐ下流でかつライナ出口管 84 の出口端部 88 のすぐ上流で、管 84 内に吐出開口部 102 を有する。例示的な実施例では、管路 100 は、関連するペーン 40 を通って径方向に延在する燃料噴射バー 103 (実線) の遠位端部として形成されている。この燃料噴射バー 103 は、いずれかの側に周方向に方向づけられたノズル 104 の列を有し、これらのノズル 104 は、センタボディの周りのガス流路内に燃料を導く。各々のペーン 40 内には、(特許文献 1 のように) 空気出口や空気管路 (図示省略) を同様に設けることもできる。

40

【0014】

動作時には、追加のパイロット燃料は、バーナ出力への投入時に燃焼し、(例えば、酸

50

素原子や炭化水素のフラグメントなどの)高反応性の核種を含む火炎を発生させ、この火炎は、火炎保持器42に接触するとともに火炎保持器42に沿って径方向外向きに流れてノズル104から噴射されたオグメンタ燃料に点火する。これらの核種は、比較的短命であり、主パイロット燃料の燃焼によって発生する同様の核種は火炎保持器42に達する前にほとんど消滅していると考えられる。

【0015】

例示的な製造方法では、バーナ62は、当該技術で周知の方法で予め組立てるとともにセンタボディに設置することができる。ライナ出口管84は、管路100の形状と相補的な開口部101を含む状態で予め形成される。センタボディに対してベーン/火炎保持器が設置されると、燃料噴射バー103は、図2の破線で示す位置に達するまで、ベーン/火炎保持器の後縁106に対して平行でかつ内向きに挿入してから設置することができる。続いて、実線で示す通り、管路100が開口部101を通るように後縁106に対して燃料噴射バー103を横方向に移動させることができる。機械的な外部の配管連結部は、その後で形成可能である。

10

【0016】

本発明の1つまたはそれ以上の実施例を説明したが、本発明の趣旨および範囲から逸脱することなく、種々の変更が可能である。例えば、本発明のパイロット装置は、既存のエンジンの改装や再設計に適用可能である。このような場合には、パイロット装置の種々の特性は、既存のエンジンの構造の影響を受ける。例示的な遠隔のオグメンタに関して説明したが、本発明の原理は、非遠隔のオグメンタおよび(センタボディがあれば)バーナがセンタボディの外部に位置するオグメンタ、または追加のパイロット燃料がセンタボディを通して投入されるオグメンタにも適用可能である。よって、他の実施例も請求の範囲に含まれる。

20

【図面の簡単な説明】

【0017】

【図1】航空機の動力装置の長手方向の概略断面図である。

【図2】図1の動力装置で使用されるオグメンタのパイロット装置の長手方向の部分断面図である。

【符号の説明】

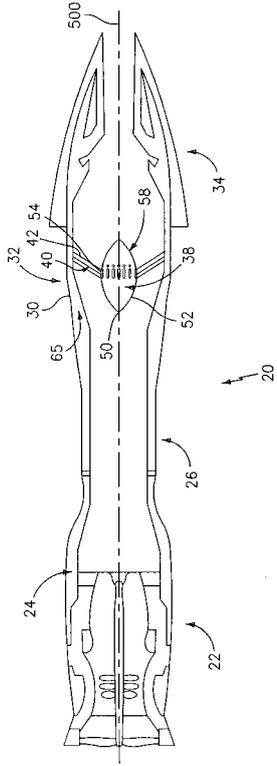
【0018】

- 20 ... 動力装置
- 22 ... タービンエンジン
- 24 ... タービン排気ケース
- 26 ... ダクト延長部
- 30 ... オグメンタハウジング
- 32 ... オグメンタ
- 34 ... ノズルアセンブリ
- 38 ... センタボディ
- 40 ... ベーン
- 42 ... 火炎保持器要素
- 50 ... センタボディの前方先端部
- 52 ... 蛋形部
- 54 ... 遷移領域
- 58 ... テールコーン面
- 65 ... ファンダクト
- 500 ... 動力装置の長手方向中心軸

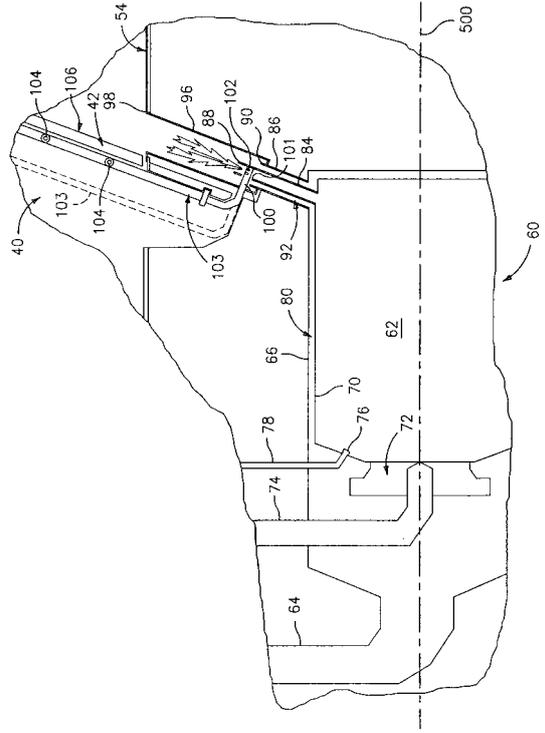
30

40

【 図 1 】



【 図 2 】



フロントページの続き

審査官 亀田 貴志

- (56)参考文献 米国特許第5385015(US,A)
米国特許第3075353(US,A)
米国特許第2929203(US,A)
米国特許第2914912(US,A)
米国特許第4798048(US,A)

- (58)調査した分野(Int.Cl.,DB名)
F02K 3/10
F23R 3/20