

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2007-192536

(P2007-192536A)

(43) 公開日 平成19年8月2日(2007.8.2)

(51) Int. Cl.	F 1	テーマコード (参考)
<b>F 2 3 R 3/28 (2006.01)</b>	F 2 3 R 3/28	B
<b>F 2 3 R 3/34 (2006.01)</b>	F 2 3 R 3/34	
<b>F 2 3 R 3/14 (2006.01)</b>	F 2 3 R 3/14	

審査請求 未請求 請求項の数 19 O L 外国語出願 (全 13 頁)

(21) 出願番号	特願2007-7820 (P2007-7820)	(71) 出願人	591150029 デラヴァン・インコーポレーテッド DE LAVAN INCORPORATE D アメリカ合衆国アイオワ州50265, ウ エスト・デモイン, フォース・ストリート 811
(22) 出願日	平成19年1月17日(2007.1.17)	(74) 代理人	100094651 弁理士 大川 晃
(31) 優先権主張番号	11/333, 388	(74) 代理人	100123478 弁理士 田邊 隆
(32) 優先日	平成18年1月17日(2006.1.17)	(72) 発明者	トムソン, ニール エイ. アメリカ合衆国 アイオワ州、ジョンスト ン, メドークレスト・ドライブ 6177 、アパートメント #105
(33) 優先権主張国	米国 (US)		

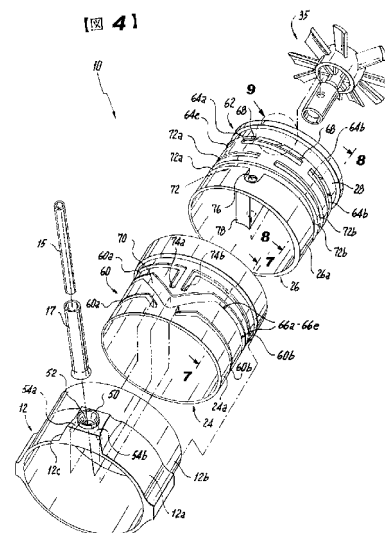
(54) 【発明の名称】 段階的噴射の計画されたエア・ブラスト式燃料噴射器を冷却するための装置および方法。

(57) 【要約】

【課題】 エンジン低出力運転時に主燃料回路に起こる炭素堆積またはコークス化を防ぎ、エンジン高出力運転中、エンジン性能を高め、噴射器寿命を延ばすためパイロット燃料流が主燃料回路を冷却する、段階的噴射の計画されたエア・ブラスト式燃料噴射器を提供する。

【解決手段】 段階的噴射の計画された燃料噴射器が開示される。燃料噴射器10は燃料を主燃料噴霧器に分配する主燃料回路62、70と、パイロット燃料を主燃料噴霧器の半径方向内側に配置されたパイロット燃料噴霧器35に分配するパイロット燃料回路60、72とを備える。パイロット燃料回路60、72はエンジン低出力運転中、コークス化を防ぐためパイロット燃料流が主燃料回路62、70に留まる停滞燃料を冷却するようにパイロット燃料噴霧器への途中で主燃料回路62、70に極接近している。

【選択図】 図4



## 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

- a) 燃料を主燃料噴霧器に分配する主燃料回路と、
- b) 燃料を前記主燃料噴霧器の半径方向内側に配置されるパイロット燃料噴霧器に分配するパイロット燃料回路とを備え、

ここで、前記パイロット燃料回路が前記パイロット燃料噴霧器への途中で前記主燃料回路と熱接触している段階的噴射の計画された燃料噴射器。

## 【請求項 2】

前記主燃料噴霧器が外面を有する半径方向外側プレフィルマと、外面を有する半径方向内側燃料スワラーとを備え、ここで、前記主燃料回路の一部が前記プレフィルマの前記外面と前記燃料スワラーの前記外面とに形成される請求項 1 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

10

## 【請求項 3】

半径方向通路手段が前記プレフィルマの前記外面に形成される前記主燃料回路の一部と前記燃料スワラーの前記外面に形成される前記主燃料回路の一部との間に連通を与えるように前記プレフィルマを貫いて延びる請求項 2 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

## 【請求項 4】

前記パイロット燃料回路の一部が前記プレフィルマの前記外面と前記燃料スワラーの前記外面とに形成される請求項 1 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

20

## 【請求項 5】

半径方向通路手段が前記プレフィルマの前記外面に形成される前記パイロット燃料回路の一部と前記燃料スワラーの前記外面に形成される前記パイロット燃料回路の一部との間に連通を与えるように前記プレフィルマを貫いて延びる請求項 4 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

## 【請求項 6】

半径方向通路が前記パイロット燃料回路と前記パイロット燃料噴霧器との間に連通を与えるように前記燃料スワラーを貫いて延びる請求項 5 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

## 【請求項 7】

前記主燃料回路が前記燃料スワラーに形成される複数の燃料出口スロットを備え、ここで、前記パイロット燃料回路が前記主燃料回路の前記燃料出口スロットに極接近して配置される請求項 1 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

30

## 【請求項 8】

前記燃料出口スロットが前記燃料スワラーに形成される旋回室と連通している請求項 1 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

## 【請求項 9】

前記旋回室が自己排出式旋回室として構成される請求項 8 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

## 【請求項 10】

- a) 外面を有する半径方向外側プレフィルマおよび外面を有する半径方向内側燃料スワラーを備える主燃料噴霧器と、
- b) 前記主燃料噴霧器に形成され、前記プレフィルマの前記外面に形成される外側主燃料回路の一部および前記燃料スワラーの前記外面に形成される内側主燃料回路の一部を有する主燃料回路と、
- c) 前記主燃料噴霧器に形成され、前記プレフィルマの前記外面に形成される外側パイロット燃料回路の一部および前記燃料スワラーの前記外面に形成される内側パイロット燃料回路の一部を有するパイロット燃料回路と、
- d) 前記主燃料噴霧器の内部の軸方向に配置され、前記パイロット燃料回路と連通しているパイロット燃料噴霧器と

40

50

を備える段階的噴射の計画された燃料噴射器。

【請求項 1 1】

前記パイロット燃料回路が、エンジン低出力運転中、パイロット燃料流が前記主燃料回路に留まる停滞燃料を冷却するのに役立つように前記主燃料回路に極接近している請求項 1 0 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

【請求項 1 2】

半径方向通路手段が前記プレフィルマの前記外面に形成される外側主燃料回路の一部と前記燃料スワラーの前記外面に形成される内側主燃料回路の一部との間に連通を与えるように前記プレフィルマを貫いて延びる請求項 1 0 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

10

【請求項 1 3】

半径方向通路手段が前記プレフィルマの前記外面に形成される外側パイロット燃料回路の一部と前記燃料スワラーの前記外面に形成される内側パイロット燃料回路の一部との間に連通を与えるように前記プレフィルマを貫いて延びる請求項 1 0 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

【請求項 1 4】

半径方向通路手段が前記燃料スワラーの前記外面に形成される前記内側パイロット燃料回路と前記パイロット燃料噴霧器との間に連通を与えるように前記燃料スワラーを貫いて延びる請求項 1 0 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

【請求項 1 5】

前記主燃料回路が前記燃料スワラーに形成される複数の燃料出口スロットを備え、ここで、前記パイロット燃料回路が前記主燃料回路の前記燃料出口スロットに極接近して配置される請求項 1 0 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

20

【請求項 1 6】

前記燃料出口スロットが前記燃料スワラーに形成される旋回室と連通している請求項 1 0 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

【請求項 1 7】

前記旋回室が自己排出式旋回室として構成される請求項 1 0 記載の段階的噴射の計画された燃料噴射器。

【請求項 1 8】

a) 燃料を主燃料噴霧器に分配する主燃料回路を準備し、  
b) 燃料を前記主燃料噴霧器の半径方向内側に配置されたパイロット燃料噴霧器に分配するパイロット燃料回路を準備し、  
c) エンジン低出力運転中、コークス化を防ぐため前記主燃料回路に留まる停滞燃料を冷却するように、燃料を前記パイロット燃料回路を通して向ける  
段階的噴射の計画された燃料噴射器を冷却する方法。

30

【請求項 1 9】

さらに、エンジン高出力運転中、前記主燃料回路を流動する燃料を用いて前記パイロット燃料回路を流動する燃料を冷却するステップを含む請求項 1 8 記載の方法。

【発明の詳細な説明】

40

【技術分野】

【0001】

本発明は燃料噴射装置に係り、特にエンジン低出力運転時にパイロット燃料流を用いて段階的噴射の計画されたエア・ブラスト式燃料噴射器の主燃料回路の出口スロットを冷却するための装置および方法に関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービン・エンジン用段階的噴射の計画された燃料噴射器はこの技術分野でよく知られている。この燃料噴射器は、典型的には、エンジン点火の間およびエンジン低出力運転時に使用するパイロット燃料噴霧器とエンジン高出力運転中に使用する、パイロット燃

50

料噴霧器と共に働く少なくとも1個の主燃料噴霧器とを備える。段階的噴射の計画された燃料噴射器に関わる困難な問題の一つはエンジン低出力時にパイロット燃料回路が単独で働くとき、主燃料回路に留まる停滞燃料が運転条件と結び付いた温度によって炭素堆積およびコークス化を起こすことである。これは運転時間を通じてエンジン性能を低下させる。

#### 【0003】

過去には、エンジン低出力運転時に熱遮断または熱放出を用いて停滞燃料が生じた燃料噴射器の主燃料回路を炭素堆積から絶縁、そうでなければ保護する試みが行われた。また、パイロット燃料回路からの燃料流を用いて停滞燃料が生じた燃料噴射器をアクティブに冷却する努力も試みられた。このような努力の一例はメインズに発行された米国特許第5, 570,580号明細書に開示される。ここに開示される燃料噴射器はそれぞれ1次および2次圧力噴霧器を備え、2個の2重オリフィス噴射器チップを有する。ここで、パイロットおよび主ノズル・チップの1次および2次噴霧のための燃料流はパイロット1次燃料流と各主2次燃料流およびパイロット2次燃料流との間に熱を伝達するように配置される。

10

#### 【0004】

しかしながら、現在までアクティブ冷却は炭素堆積から段階的噴射の計画されたエア・ブラスト式燃料噴射器の主燃料回路を保護するためには使用されなかった。

#### 【発明の開示】

#### 【発明が解決しようとする課題】

#### 【0005】

したがって、この技術分野では、エンジン低出力運転時に主燃料回路に起こる炭素堆積またはコークス化を防ぎ、エンジン高出力運転中、エンジン性能を高め、噴射器寿命を延ばすためパイロット燃料流が主燃料回路を冷却する、段階的噴射の計画されたパイロット・エア・ブラストまたは2重プレフィルミング・ピュア・エア・ブラスト式燃料噴射器をアクティブに冷却する方法に対する要望がある。

20

#### 【課題を解決するための手段】

#### 【0006】

本発明はプレフィルミング・ピュア・エア・ブラスト式噴霧器の形態を取る主燃料噴霧器と、この主燃料噴霧器の半径方向内側に配置されるパイロット燃料噴霧器とを備える、新規で、有用な段階的噴射の計画された燃料噴射器に向けられる。主燃料回路は燃料を主燃料噴霧器に分配し、パイロット燃料回路は燃料を主燃料噴霧器の半径方向内側に配置されるパイロット燃料噴霧器に分配する。

30

#### 【0007】

本発明に従ってパイロット燃料回路はパイロット燃料噴霧器への途中で主燃料回路と熱接触している。このように実施した場合、パイロット燃料回路を流動するパイロット燃料は低出力運転時には、典型的には主燃料回路に留まる停滞燃料があるとき、主燃料回路を冷却し、そうでなければ炭素堆積から主燃料回路を保護する。また、主燃料噴霧器の内部で主燃料回路とパイロット燃料回路とを極接近させることによりエンジンが高出力で運転し、燃料が双方の回路を流動しているときに主燃料流がパイロット燃料流を冷却することができる。

40

#### 【0008】

本発明の好ましい実施例に従って主燃料回路は、とりわけ半径方向外側プレフィルマと、半径方向内側燃料スワラーとを備える。外側プレフィルマと内側燃料スワラーとはそれぞれ直径に沿った外面を有する。このプレフィルマの直径に沿った外面と燃料スワラーの直径に沿った外面とに主燃料回路の一部が形成される。半径方向通路手段はプレフィルマの直径に沿った外面に形成される主燃料回路の一部と燃料スワラーの直径に沿った外面に形成される主燃料回路の一部との間を連通するためプレフィルマを貫いて延びる。

#### 【0009】

パイロット燃料回路の一部はまたそれぞれプレフィルマの直径に沿った外面と燃料スワ

50

ーラーの直径に沿った外面とに形成される。半径方向通路手段はプレフィルマの直径に沿った外面に形成されるパイロット燃料回路の一部と燃料スワローの直径に沿った外面に形成されるパイロット燃料回路の一部との間を連通するためプレフィルマを貫いて延びる。半径方向通路手段はまた燃料スワローの直径に沿った外面に形成されるパイロット燃料回路の一部と軸方向に配置されたパイロット燃料噴霧器との間を連通するため燃料スワローを貫いて延びる。

#### 【0010】

この主燃料回路は周方向に間隔をおいて並ぶ複数の角度を付けた燃料出口スロットを備える。この燃料出口スロットは燃料スワローの直径に沿った外面に形成され、環状の主燃料旋回室に燃料を供給する。本発明の好ましい実施例に従ってパイロット燃料回路はパイロット燃料回路が主燃料回路周りに冷却流路を形成するように、主燃料回路の燃料出口スロットに極接近して配置される。好ましくは、主燃料旋回室はそこに接近しているパイロット冷却回路を冷却流路として必要としないように自己排出式旋回室として構成される。

10

#### 【0011】

本発明はさらに段階的噴射の計画された燃料噴射器を冷却する方法に向けられる。この方法は燃料を主燃料噴霧器に分配する主燃料回路を準備し、燃料を主燃料噴霧器の半径方向内側に配置されたパイロット燃料噴霧器に分配するパイロット燃料回路を準備し、エンジン低出力運転中、コークス化を防ぐため主燃料回路に留まる停滞燃料を冷却するようにパイロット燃料をパイロット燃料回路を通して向けるステップを含む。

20

#### 【0012】

本発明のこれらの態様および他の態様は図面と共に与えられる以下の詳細な説明から当業者に容易に明らかになる。

#### 【発明を実施するための最良の形態】

#### 【0013】

同じ符号が本発明の類似する構造的特徴または態様と認識できる図面を参照すると、図1に本発明の好ましい実施例に従って構成された符号10で表わした燃料噴射器が示される。この燃料噴射器は燃料をガスタービン・エンジンの燃焼室に供給するため適応され、構成される。燃料噴射器10は、一般には段階的噴射の計画された燃料噴射器と呼ばれ、典型的にはエンジン点火中およびエンジン低出力時に働くパイロット燃料回路と、エンジン高出力時（たとえば離陸および巡航速度時）に働き、典型的には低出力運転で段階的噴射に従わない主燃料回路とを備える。

30

#### 【0014】

図1を参照すると、燃料噴射器10は細長い供給アーム14から延びる円筒状ノズル本体12を備える。運転では主燃料およびパイロット燃料が同心状の燃料供給管を通してノズル本体12に供給される。これらの燃料供給管は内側主燃料管15と供給アーム14の内部に配置される外側パイロット燃料管17とを備える（図3および図6参照）。図には示されないが、この燃料供給管が燃料用取り付け具からノズル本体まで延びる細長いシュラウドまたは保護支柱の内部に気密に装着されることは予め見通す。

#### 【0015】

燃料が供給アーム14からノズル本体12に分配されると同時に、加圧された燃焼器空気がノズル本体12の後端に供給され（図2参照）、図3に最もよく示されるように、主空気およびパイロット空気回路または通路を通して向けられる。主空気およびパイロット空気回路を流動する空気は供給アーム14から流れる主燃料およびパイロット燃料流と相互作用する。この相互作用により燃料がノズル本体12の前端から吹き出し、図14に最もよく示されるように、ガスタービン・エンジンの燃焼室に向かう主燃料およびパイロット燃料の霧化を促進することができる。

40

#### 【0016】

図3を参照すると、ノズル本体3は外側空気キャップ16と外側主空気スワロー18とを備える主燃料噴霧器25を有する。外側主空気回路20は外側空気キャップ16と外

50

側主空気スワロー 18 との間に画成される。主外側空気回路 20 には空気回路を流れる加圧された燃焼器空気にある角度の旋回成分を与えるため外側空気スワロー 18 から延びる旋回ベーン 22 が設けられる。

【0017】

外側燃料プレフィルマ 24 は外側主空気スワロー 18 の半径方向内側に配置され、主燃料スワロー 26 は外側燃料プレフィルマ 24 の半径方向内側に配置される。このプレフィルマ 24 はノズル開口に向かって広がる末広のプレフィルミング面を有する。図 4 について以下にさらに詳細に説明されるように、主燃料およびパイロット燃料回路の一部がプレフィルマ 24 の直径に沿った外面 24a および主燃料スワロー 26 の直径に沿った外面に 26a にそれぞれ画成される。

10

【0018】

主燃料回路は内側主燃料管 15 から流れる燃料を受け入れ、その燃料を主燃料噴霧器の前端に配置される環状旋回室に 28 に分配する。主燃料噴霧器はさらに主燃料スワロー 26 と先細のパイロット空気キャップ 32 との間に画成される内側主空気回路 30 を備える。内側主空気回路 30 には空気回路を通過する加圧された燃焼器空気にある角度の旋回成分を与えるためパイロット空気キャップ 32 から延びる旋回ベーン 34 が設けられる。運転では外側主空気回路 20 および内側主空気回路 30 から流れる空気の旋回により旋回室 28 から流出する燃料との衝突が起こり、たとえば図 14 に示されるように、燃料の霧化を促進することができる。

【0019】

続けて図 3 を参照すると、ノズル本体 12 はさらに先細のパイロット空気キャップ 32 とパイロット外側空気スワロー 36 とを備える、軸方向に配置されるパイロット燃料噴霧器 35 を有する。パイロット外側空気回路 38 には空気回路を通過する空気にある角度の旋回成分を与えるためパイロット外側空気スワロー 36 から延びる旋回ベーン 40 が設けられる。ここに例示として示されるパイロット燃料スワロー 42 は圧力旋回噴霧器としてパイロット外側空気スワロー 36 内に同心に配置される。パイロット燃料スワロー 42 は下記にさらに詳細に説明される支持フランジ 78 に穿たれた内側パイロット燃料孔 76 を経由してパイロット燃料回路からの燃料を受け入れる。

20

【0020】

図 3 および図 6 と共に、図 4 を参照すると、ノズル本体 12 は外形を縮小させた後方の管取り付け部 12a と前方の噴霧器取り付け部 12b とを備える。管取り付け部 12a は供給アーム 14 の同心状の主燃料およびパイロット燃料管 15、17 を受け入れる燃料ボウル 50 を画成する半径方向に突出する取り付け基部 12c を備える（図 6 参照）。中心パイロット燃料孔 52 は燃料をプレフィルマ 24 および主燃料スワロー 26 の直径に沿った外面に画成される主燃料回路に分配するため内側主燃料管 15 と連通するように燃料ボウル 50 から延びる。2 系統のパイロット燃料孔 54a、54b は外側パイロット燃料管 17 からのパイロット/冷却燃料をプレフィルマ 24 および主燃料スワロー 26 の直径に沿った外面に形成されるパイロット燃料回路に分配するように燃料ボウル 50 と連通し、そこから延在する。

30

【0021】

図 4 および図 5 を参照すると、外側プレフィルマ 24 の直径に沿った外面 24a および主燃料スワロー 26 の直径に沿った外面 26a は主燃料およびパイロット燃料回路または通路の一部を形成する機械加工による流路または溝を備える。この主燃料およびパイロット燃料回路はろう付けまたは他の知られた接合加工あるいはシール技術によって互いに分離されている。特に 2 条の U 字形燃料回路半部 60a、60b からなる外側パイロット燃料回路は 60 と主燃料回路 70 とは外側プレフィルマ 24 の直径に沿った外面 24a に形成される（図 7 参照）。外側主燃料回路 70 は一区切りの 2 条のパイロット燃料回路半部 60a、60b の間に配置される。外側パイロット燃料回路半部 60a はパイロット燃料管 17 を経由してパイロット燃料孔 54a に送られた燃料を受け入れ、外側パイロット燃料回路半部 60b はパイロット燃料孔 54b に送られた燃料を受け入れる（図 12 参照

40

50

）。外側主燃料回路70は内側主燃料管15を經由して中心燃料孔52に送られた燃料を受け入れる。

【0022】

続けて図4および図5を参照すると、主燃料噴霧器25の内側主燃料回路62は主燃料スワロー26の直径に沿った外面26aに形成される。内側主燃料回路62は周方向に配置される燃料分配凹部64a-64eを備える。各燃料分配凹部64a-64eはプレフィルマ24の外側主燃料回路70と結ばれ、半径方向にプレフィルマ24を貫いて延びる半径方向燃料移送ポート66a-66eから燃料を受け入れる(図8および図13参照)。各燃料分配凹部64a-64eは燃料を主燃料スワロー26の直径に沿った外面26aに画成される環状旋回室28に分配する、複数の角度を付けた出口スロット68を備える(図9および図13参照)。

10

【0023】

パイロット燃料噴霧器35の内側パイロット燃料回路72は主燃料スワロー26の直径に沿った外面26aに形成される。この内側パイロット燃料回路72は連絡なく始まるが、型通り終わるU字形燃料回路半部72a、72bを備える。このパイロット燃料回路半部72a、72bは外側パイロット燃料回路半部60a、60bと結ばれ、プレフィルマ24を貫いて半径方向に延びる各半径方向移送ポート74a、74bからそれぞれ燃料を供給される(図4参照)。パイロット燃料回路半部72a、72bから流れる燃料は主燃料スワロー26の内面から延びるパイロット噴霧器支持フランジ78に形成される内側パイロット燃料孔76を通してパイロット燃料スワロー42に向けられる(図3および図6参照)。

20

【0024】

本発明に従って外側および内側パイロット燃料回路60、72を通過して流動する燃料は、図12および図13に示されるように、ノズル本体12の軸心に沿って配置されるパイロット燃料噴霧器35への途中で外側および内側主燃料回路70、62と熱接触を果たすべく向けられる。特に図4および図5に最もよく示されるように、外側パイロット燃料回路半部60a、60bは外側主燃料回路70をほぼ取り囲む。また、外側パイロット燃料回路半部60a、60bはさらなる熱保護を与えるように主燃料回路62の上方に配置される。このように実施した場合、低出力運転中、典型的には主内側燃料回路62に留まる停滞燃料があるとき、外側および内側パイロット燃料回路60、72を通過して流れるパイロット燃料により内側主燃料回路62、特に燃料を旋回室28に供給する燃料出口スロット68を炭素堆積から保護することができる。

30

【0025】

図10に最もよく示されるように、外側および内側主燃料回路70、62ならびに内側および外側パイロット燃料回路60、72によりエンジンが高出力で運転するとき、主燃料流がパイロット燃料流を冷却することができ、しかも燃料が主燃料およびパイロット燃料回路の双方を流動する。本来的にパイロット冷却流路はパイロット冷却効率を向上する、マルチパス(または対向流)熱交換器として働く。

【0026】

さらに、途中、内側主燃料回路62の燃料出口スロット68を冷却するパイロット燃料は燃料出口スロット68を冷却して戻る途中のパイロット燃料流に極接近している。このパイロット燃料流様式によれば、パイロット燃料流による単位長さあたりの熱量の増加はほんの少ししかないので、一定の面積を基準としたときのパイロット燃料の冷却能力を効果的に倍増することができる。

40

【0027】

当業者は燃料噴射器10の主燃料噴霧器についてその全範囲が内側および外側パイロット燃料回路60、72を流動するパイロット燃料流によって冷却できないことを理解すべきである。特にプレフィルマ24の外部フィルミング面と燃料出口スロット68から下流の主燃料スワロー26内の旋回室28とはパイロット燃料流路との熱相互作用によっては冷却できない。さらに、主燃料噴霧器が段階的噴射に従わないとき、パイロット燃料は

50

むき出しになったこれらの面の温度を炭素が生成するある限界点よりも低く保つだけの冷却能力を持たない。

【0028】

その代わりに、本発明の一態様に従って主燃料噴霧器が段階的噴射に従わないとき、この領域の温度を調節する必要がないように旋回室28内に残っている燃料を取り除く。これを果たすためプレフィルマ24は自己排出式旋回室28と組み合わせる。したがって、重力によって残っている燃料が旋回室28の底部に集まり、そこからプレフィルマ24の末広の円錐面に落ちる。この後、燃料は内側主空気回路30を経て主燃料噴霧器を通過する高速気流によってプレフィルマ24のフィルミング面から抽出される。

【0029】

本発明の好ましい実施例について説明したが、当業者は添付の請求の範囲によって定義される本発明の本質と範囲とから離れることなく、変更および変形をなし得ることを容易に理解する。

【図面の簡単な説明】

【0030】

【図1】図1は下流位置から見た本発明の好ましい実施例に従って構成される段階的噴射の計画されたエア・ブラスト式燃料噴射器ノズルの斜視図である。

【図2】図2は上流位置から見た図1のエア・ブラスト式燃料噴射器ノズルの斜視図である。

【図3】図3は図1の3-3線に沿う本発明のエア・ブラスト式燃料噴射器ノズルの断面図である。

【図4】図4は上方から見た図1のエア・ブラスト式燃料噴射器ノズルの分解斜視図である。

【図5】図5は下方から見た図1のエア・ブラスト式燃料噴射器ノズルの分解斜視図である。

【図6】図6は図1のエア・ブラスト式燃料噴射器ノズルの主燃料およびパイロット燃料入口通路を示す、図3の6-6線に沿う断面図である。

【図7】図7は図1に示されるエア・ブラスト式燃料噴射器ノズルの主燃料噴霧器のプレフィルマに形成される主燃料およびパイロット燃料回路の一部を示す、図4の7-7線に沿う断面図である。

【図8】図8は図1に示されるエア・ブラスト式燃料噴射器ノズルの主燃料噴霧器の主燃料スワローに形成される主燃料およびパイロット燃料回路の一部を示す、図4の8-8線に沿う断面図である。

【図9】図9は燃料を主燃料スワローの旋回室に送る主燃料回路の角度を付けた出口スロットを示す、図4に示される主燃料スワローの直径に沿った外面の斜視図である。

【図10】図10は主燃料噴霧器の主燃料およびパイロット燃料回路を図示するため図3に対してノズル軸心周りに回転させた図1の10-10線に沿う本発明のエア・ブラスト式燃料噴射器ノズルの断面図である。

【図11】図11は図示の簡略化のため主燃料およびパイロット燃料供給管が外され、破断線がプレフィルマおよび主燃料スワローの直径に沿った外面にそれぞれ形成された主燃料およびパイロット燃料回路を示す、図1に示される燃料噴射器ノズルの斜視図である。

【図12】図12はプレフィルマの直径に沿った外面に主燃料およびパイロット燃料流パターンを示すためノズル本体の外装部が外され、パイロット燃料流様式が濃く描かれた矢印によって示され、主燃料流様式が空白の矢印によって示される、図11の燃料噴射器と同様な斜視図である。

【図13】図13は主燃料スワローの直径に沿った外面に主燃料およびパイロット燃料流様式を示すためノズル本体の外装部およびプレフィルマが外された図11の燃料噴射器と同様な斜視図である。

【図14】図14はエンジン高出力運転中、主燃料回路がパイロット燃料回路を冷却する

10

20

30

40

50

ように働く時間帯にある、パイロット燃料および主燃料回路が作動しているときの本発明のエア・ブラスト式燃料噴射器ノズルの断面によって示す側面図である。

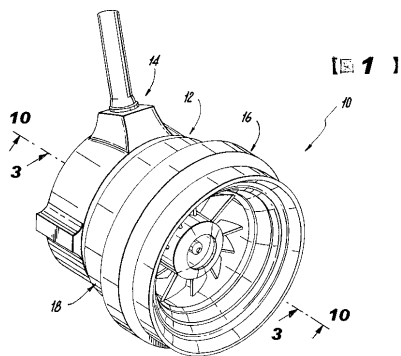
【符号の説明】

【 0 0 3 1 】

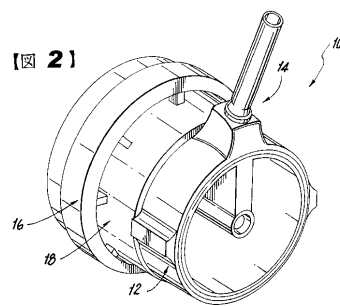
- 1 0 ... 燃料噴射器
- 1 2 ... ノズル本体
- 2 4 ... プレフィルマ
- 2 5 ... 主燃料噴霧器
- 2 6 ... 主燃料スワラー
- 2 8 ... 旋回室
- 3 5 ... パイロット燃料噴霧器
- 4 2 ... パイロット燃料スワラー
- 6 0 ... 外側パイロット燃料回路
- 6 2 ... 内側主燃料回路
- 6 8 ... 燃料出口スロット
- 7 0 ... 外側主燃料回路
- 7 2 ... 内側パイロット燃料回路

10

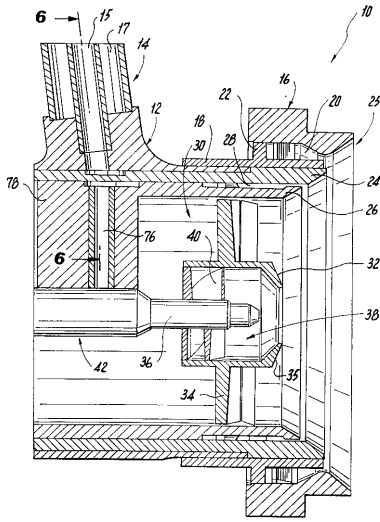
【 図 1 】



【 図 2 】

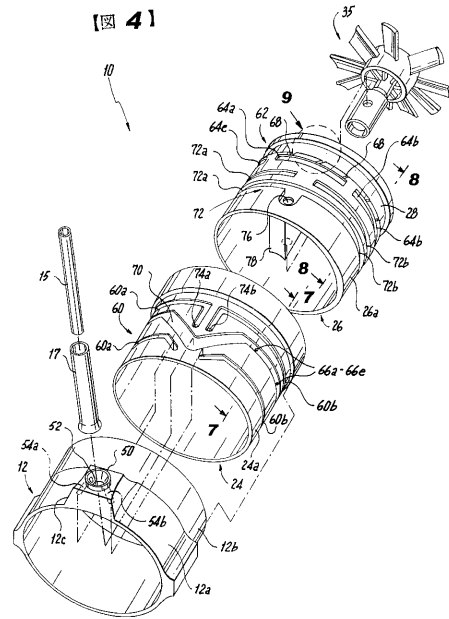


【 図 3 】

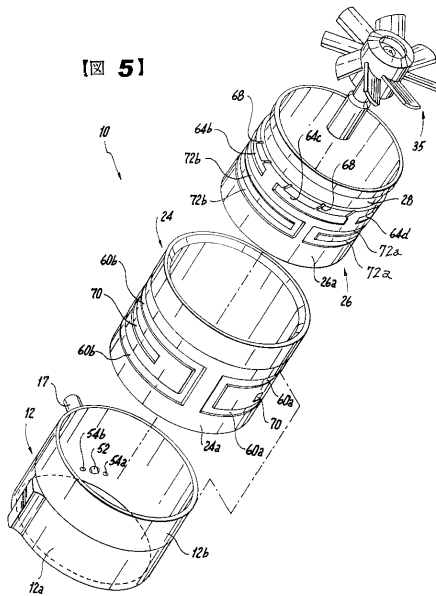


【 図 3 】

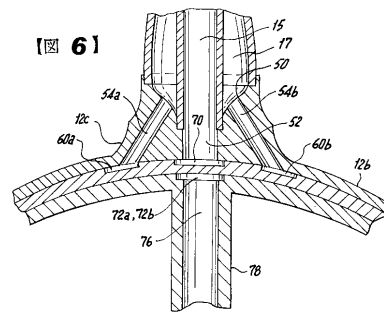
【 図 4 】



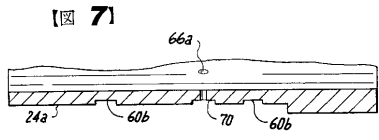
【 図 5 】



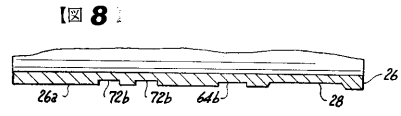
【 図 6 】



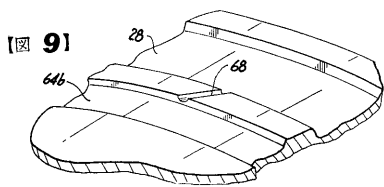
【 図 7 】



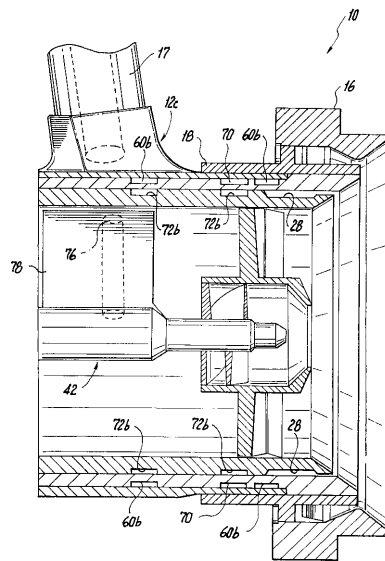
【 図 8 】



【 図 9 】

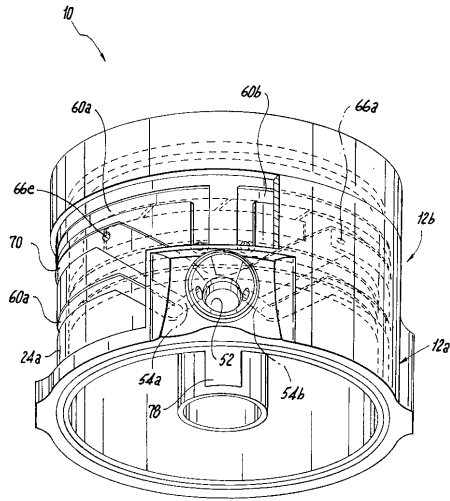


【 図 10 】



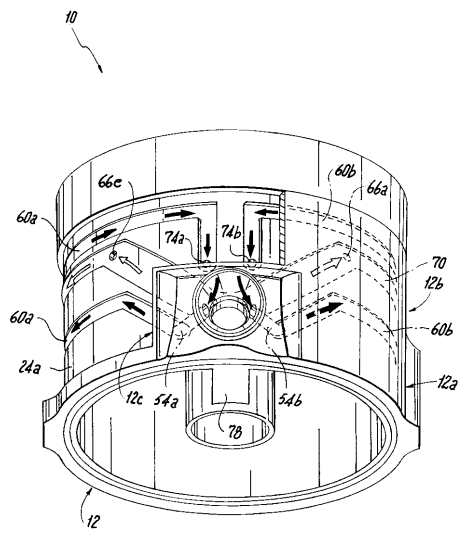
【 図 10 】

【 図 1 1 】



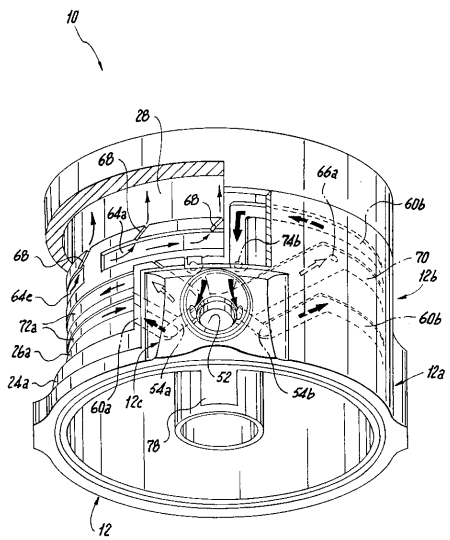
【 図 1 1 】

【 図 1 2 】



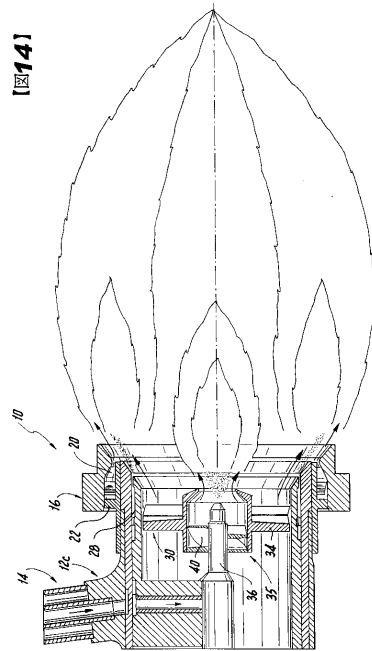
【 図 1 2 】

【 図 1 3 】



【 図 1 3 】

【 図 1 4 】



【 図 1 4 】

【外国語明細書】

2007192536000001.pdf