

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号
特許第7608705号
(P7608705)

(45)発行日 令和7年1月7日(2025.1.7)

(24)登録日 令和6年12月23日(2024.12.23)

(51)国際特許分類		F I	
F 0 2 D	41/40 (2006.01)	F 0 2 D	41/40
F 0 2 D	13/02 (2006.01)	F 0 2 D	13/02 A
F 0 2 D	23/02 (2006.01)	F 0 2 D	23/02 H
F 0 2 D	29/02 (2006.01)	F 0 2 D	29/02 A
F 0 2 M	21/02 (2006.01)	F 0 2 M	21/02 L
		請求項の数	11 (全12頁) 最終頁に続く
(21)出願番号	特願2023-542488(P2023-542488)	(73)特許権者	523263197 ワルトシラ サービスズ スウィツァーラ ンド リミテッド スイス連邦, 8 5 0 0 フ라우エンフェ ルト, シュロスミューレシュトラーセ 9
(86)(22)出願日	令和3年1月26日(2021.1.26)	(74)代理人	100107766 弁理士 伊東 忠重
(65)公表番号	特表2024-502858(P2024-502858 A)	(74)代理人	100070150 弁理士 伊東 忠彦
(43)公表日	令和6年1月23日(2024.1.23)	(74)代理人	100135079 弁理士 宮崎 修
(86)国際出願番号	PCT/EP2021/051700	(72)発明者	スクロッコ, ビエトロ スイス連邦, 8 5 0 0 フ라우エンフェ ルト, シュロスミューレシュトラーセ 9, ワルトシラ サービスズ スウィツァ 最終頁に続く
(87)国際公開番号	WO2022/161594		
(87)国際公開日	令和4年8月4日(2022.8.4)		
審査請求日	令和5年7月11日(2023.7.11)		

(54)【発明の名称】 2ストロークピストンエンジンの改造方法

(57)【特許請求の範囲】

【請求項1】

大型2ストロークピストンエンジン（1）を改造する方法であって、
前記大型2ストロークピストンエンジン（1）は、少なくとも260mmのシリンダ内径、50～220rpmの最大回転速度、1～100MWの定格出力範囲を有しており、各シリンダ（2）の壁には、気相の燃料をシリンダ（2）内に導入するための少なくとも1つの孔（28）が設けられており、当該方法は、

液相の燃料の燃料噴射ノズル（23）として機能するように構成されたプラグ（29）を前記孔（28）内に配置して、前記気相の燃料の使用から前記液相の燃料の使用に改造するステップであって、前記プラグ（29）には前記孔（28）より小さい直径を有する複数の別の孔（30）が設けられる、ステップと、

液化ガス燃料が、前記大型2ストロークピストンエンジン（1）の各シリンダ（2）に供給され、10～50バール（bar）の圧力で噴射され、燃料噴射期間がクランク角換算で5～20度の長さであり、前記液化ガス燃料は、前記燃料噴射ノズル（23）に配置された前記プラグ（29）の前記別の孔（30）を介して液相で各シリンダ（2）に噴射されるように前記大型2ストロークピストンエンジンを構成するステップと、を含み、前記別の孔（30）は互いに異なる角度で配置される、方法。

【請求項2】

前記圧力は20～40バールである、請求項1に記載の方法。

【請求項 3】

前記燃料噴射期間はクランク角換算で 7 ～ 13 度の長さである、請求項 1 又は 2 に記載の方法。

【請求項 4】

燃料噴射は、上死点前のクランク角 140 ～ 40 度で開始される、請求項 1 乃至 3 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 5】

前記燃料噴射は、上死点前のクランク角 120 度～ 95 度で開始される、請求項 4 に記載の方法。

【請求項 6】

前記液相の燃料は、噴射圧力における前記燃料の沸点より少なくとも 5℃低い温度で前記燃料噴射ノズル（23）に供給される、請求項 1 乃至 5 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 7】

前記液相の燃料は、噴射圧力における前記燃料の沸点より最大で 50℃低い温度で前記燃料噴射ノズル（23）に供給される、請求項 1 乃至 6 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 8】

前記液相の燃料は、水平方向から前記シリンダ（2）の上端に向けて傾斜した角度で前記シリンダ（2）内に噴射される、請求項 1 乃至 7 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 9】

前記液相の燃料は、少なくとも 2 つの前記燃料噴射ノズル（23）を通じて各シリンダ（2）内に噴射される、請求項 1 乃至 8 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 10】

前記液相の燃料は、液化天然ガス又はバイオガスである、請求項 1 乃至 9 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 11】

前記燃料噴射ノズル（23）は、上死点前のクランク角 100 ～ 30 度のピストン（13）の位置に対応する位置に配置される、請求項 1 乃至 10 のいずれか一項に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、請求項 1 に記載の 2 ストロークピストンエンジンの改造方法に関する。

【背景技術】

【0002】

船舶用エンジン等の多くの大型 2 ストロークエンジンは、気体燃料（典型的に、天然ガス）を使用して作動させることができる。多くの場合、気体燃料で作動可能なエンジンは、気体燃料又は液体燃料のいずれかを使用して作動できる、いわゆる二元燃料エンジンと呼ばれる。天然ガスは、圧縮ガス（CNG）又は液化ガス（LNG）として貯蔵することができる。圧縮天然ガスは、貯蔵中、ガス噴射器への供給中、及び燃料噴射中に気相になる。液化天然ガスは、約 -162℃の温度において液相で貯蔵されるが、シリンダ内には気相で噴射される。気体燃料は、エンジンの吸気ダクトに導入することも、エンジンのシリンダ内に直接噴射することもできる。

【0003】

温室効果ガスの排出は、事実上あらゆる技術分野で懸念が高まっている。エンジンの温室効果ガスの排出量は、主にエンジンの効率、使用燃料の種類、排気ガス中の未燃焼燃料の量という 3 つの要因によって決まる。

【0004】

エンジンの効率はいくつかの要因に依存するが、重要な要因の 1 つは、圧縮比、つまりピストンが下死点位置にあるときのシリンダと燃焼チャンバの容積と、ピストンが上死点位置にあるときの燃焼チャンバの容積との比である。一般に、圧縮比が高いほどエンジン効率は向上するが、最大圧縮比は燃料の自己着火によって制限されることがよくある。

10

20

30

40

50

【0005】

エンジンからの未燃焼燃料の漏出は、排気バルブが閉じる前に排気バルブを介して燃料が漏出すること、予燃焼チャンバ内での不完全燃焼、燃焼チャンバ表面での火炎の消失、火炎が燃焼チャンバ内の小さな隙間に侵入することによる能力低下、及び激しい乱流による局所的な火炎の消滅等、いくつかの要因の結果として起こる。

【0006】

排気ガス中の未燃焼燃料の量はエンジンの総燃料消費量に比べて少ないが、メタン等の地球温暖化係数（GWP）が二酸化炭素のそれよりも大きい非常に高いため、未燃焼燃料は依然として温室効果ガス排出の重大な原因となる可能性がある。

【発明の概要】

【0007】

本発明の目的は、2ストロークピストンエンジンを改造する方法を提供することである。

【0008】

本発明による方法は、液化ガス燃料をエンジンの各シリンダに供給するステップと、シリンダの壁に配置された少なくとも1つの燃料噴射ノズルを介して燃料を液相で各シリンダに噴射するステップとを含む。

【0009】

本発明による燃料噴射システムは、上で規定した方法を実施するように構成される。

【0010】

本発明による方法及び燃料噴射システムにより、エンジンの温室効果ガス排出は、いくつかのメカニズムによって削減される。液相の燃料の噴射は、燃焼チャンバの壁付近の燃料濃度を低下させるのに役立つ。こうして、燃焼チャンバ表面の火炎の消滅が減少し、未燃焼燃料が排気ガスとともに漏れるのを減少させる。燃料を液相で噴射することにより、気相での燃料の噴射と比較して噴射の質量流量を増大させることができる。これにより、燃料噴射の開始を遅らせることができ、未燃焼燃料が開いた排気バルブから漏れるリスクが軽減される。液相での噴射の更なる利点は、燃料の蒸発により燃焼チャンバ内の温度が低下することである。こうして、燃料の自己点火のリスクが軽減され、これは、圧縮比を増大させ、エンジン効率が向上する。

【0011】

本発明の一実施形態によれば、燃料は10～50バール（bar）の圧力で噴射される。圧力は、例えば、20～40 barの範囲であり得る。噴射圧力が上記範囲内にあると、噴射時間が十分に短くなり、燃料ジェットが燃焼チャンバ内に深く侵入し過ぎたり、燃料噴射器の反対側の燃焼チャンバ壁に燃料ジェットが過剰に接触したりすることが回避される。

【0012】

本発明の一実施形態によれば、燃料噴射の期間はクランク角5～20度である。燃料噴射の期間は、例えば、クランク角7～13度にすることができる。こうして、この期間は、対応する量の燃料を気相で噴射する期間よりも大幅に短くなり、その結果、燃料噴射を遅延させることができる。

【0013】

本発明の一実施形態によれば、燃料噴射は、上死点前のクランク角140～40度で開始される。

【0014】

本発明の一実施形態によれば、燃料噴射は、上死点前のクランク角120～95度で開始される。この領域で噴射を開始すると、排気バルブが略閉じた状態となり、燃焼開始前の未燃焼燃料の漏出が最小限に抑えられる。

【0015】

本発明の一実施形態によれば、燃料は、噴射圧力における燃料の沸点より少なくとも5℃低い温度で燃料噴射ノズルに供給される。温度が十分に低いと、燃料噴射システム内で蒸気泡が形成されるリスクが軽減される。

10

20

30

40

50

【0016】

本発明の一実施形態によれば、燃料は、噴射圧力における燃料の沸点より最大でも50℃低い温度で燃料噴射ノズルに供給される。噴射温度を低くし過ぎるのを回避することで、燃料が燃焼チャンバ内で効果的に蒸発するのを確実にする。

【0017】

本発明の一実施形態によれば、燃料は、水平方向からシリンダの上端に向けて傾斜した角度でシリンダ内に噴射される。これは、燃料噴射ノズルの反対側の燃焼チャンバ壁と燃料ジェットとの接触を回避するのに役立つ。

【0018】

本発明の一実施形態によれば、燃料は、少なくとも2つの燃料噴射ノズルを通じて各シリンダ内に噴射される。これにより、噴射時間を短くし、噴射圧力を比較的低く保つことができるため、燃焼チャンバ内への燃料ジェットの侵入が減少し、燃料噴射の遅延が可能になる。

10

【0019】

本発明の一実施形態によれば、燃料は、液化天然ガス又はバイオガスである。

【0020】

本発明による2ストロークピストンエンジンは、上で規定した燃料噴射システムを含む。

【0021】

本発明の一実施形態によれば、少なくとも1つの燃料噴射ノズルは、上死点前のクランク角100〜30度のピストンの位置に対応する位置に配置される。

20

【0022】

本発明による方法は、2ストロークピストンエンジンを改造するための方法を提供し、エンジンの各シリンダの壁には、気相の燃料をシリンダ内に導入するための少なくとも1つの孔が設けられており、この方法は、液相の燃料の燃料噴射ノズルとして機能するように構成されたプラグを各孔に配置するステップを含む。これにより、既存のエンジンを液相の気体燃料の噴射を利用したエンジンに簡単に変換することができる。

【図面の簡単な説明】

【0023】

本発明の実施形態について、添付の図面を参照して以下でより詳細に説明する。

【図1】 2ストロークピストンエンジンとそのエンジンの燃料噴射システムとを概略的に示す図である。

30

【図2】 シリンダライナと燃料噴射ノズルとの一部を示す図である。

【図3】 燃料噴射ノズルを形成するためのプラグを示す図である。

【図4A】 図1のエンジンの異なるクランク角度における1つのシリンダを概略的に示す図である。

【図4B】 図1のエンジンの異なるクランク角度における1つのシリンダを概略的に示す図である。

【図4C】 図1のエンジンの異なるクランク角度における1つのシリンダを概略的に示す図である。

【発明を実施するための形態】

40

【0024】

図1は、ピストンエンジン1、すなわち往復動内燃エンジンを概略的に示す。エンジン1は、船舶用エンジン等の大型低速2サイクルエンジンである。エンジンのシリンダボア、すなわちシリンダの内径は少なくとも260mm（ミリメートル）である。エンジンは、船舶のプロペラの駆動に使用することができる。あるいはまた、エンジン1は、発電用の発電所で使用することもできる。エンジンの最大回転速度は50〜220rpm（回／分）の範囲にあり得る。図の実施形態では、エンジン1はクロスヘッドエンジンである。エンジンのシリンダボアは26〜110cmの範囲にあり得る。エンジンの定格出力は1〜100MWの範囲になり得る。エンジン1は、気体燃料を使用して作動できるガスエンジン、或いは1つ又は複数の異なる種類の気体燃料又は液体燃料を使用して作動できる二

50

元燃料又は多元燃料エンジンのいずれかであり得る。こうして、二元燃料又は多元燃料エンジンは、気体燃料を使用する気体モード、又は液体燃料を使用する液体燃料モードで作動することができる。気体モードでは、オットーサイクルを用いてエンジン1を作動させることができる。液体燃料モードでは、ディーゼルサイクルを用いてエンジン1を作動させることができる。液体パイロット燃料をシリンダ2又は予燃焼チャンバ内に噴射することによって、気体燃料を点火させることができる。パイロット燃料の量は、気体燃料の量に比べて少量である。パイロット燃料の量は、例えば、燃料の総発熱量の3パーセント未満に相当し得る。気体燃料は、点火プラグによって点火することもできる。ここでの「気体燃料」という用語は、温度20℃、圧力1atm(101.325kPa)で気相である燃料を指す。

10

【0025】

エンジン1は複数のシリンダ2を含む。図1の実施形態では、エンジン1は5つのシリンダ2を含むが、エンジン1は任意の妥当な数のシリンダ2、例えば4～16個のシリンダ2を含むことができる。エンジン1は、気体燃料の燃料噴射システムを含む。気体燃料用の燃料噴射システムは、気体燃料が液相で貯蔵される燃料タンク4に接続される。こうして、燃料タンク4は、燃料の大部分が液相となる温度及び圧力で気体燃料を貯蔵するように構成される。気体燃料は液化天然ガス(LNG)とすることができる。天然ガスの主成分はメタンである。天然ガスには、エタン、プロパン、及びブタンだけでなく、水及び二酸化炭素も含まれる場合がある。液化天然ガスを製造するために、水、二酸化炭素、重炭化水素、及び他の成分がそのガスから除去されるが、望ましくない成分を除去した後でも少量の不純物が残る場合がある。

20

【0026】

液化天然ガスの沸点はその組成に依存するが、典型的に、天然ガスは、液化のために約-162℃まで冷却され、大気圧に近い圧力、例えば絶対圧力250kPa未満で貯蔵される。

【0027】

燃料は液化バイオガスであってもよい。ここでの「バイオガス」という用語は、液化天然ガスと同様の組成を有するが、化石資源由来ではないガスを指す。こうして、バイオガスは、主成分がメタンであり、再生可能な資源に由来するガスである。バイオガスは、例えば有機廃棄物から生成される可能性がある。

30

【0028】

あるいはまた、ガス燃料は、例えば、アンモニア(NH₃)であってもよい。大気圧におけるアンモニアの沸点は約-33.3℃である。こうして、アンモニアは、大気圧に近い圧力で液相に保つために、約-34℃以下の温度で貯蔵され得る。

【0029】

気体燃料の燃料噴射システムは、燃料供給ライン3と燃料供給ポンプ5とを含む。燃料供給ポンプ5は、燃料を燃料タンク4から燃料供給ライン3を介してエンジン1の各シリンダ2に供給する。エンジン1の各シリンダ2には、シリンダ2内への燃料の噴射を制御する燃料供給バルブ6が設けられる。燃料供給バルブ6は、燃料供給バルブ6の作動を制御する制御ユニット24に接続される。燃料噴射システムは、図1に示していない多くの追加の構成要素を含むことができる。例えば、燃料噴射システムは、いくつかの燃料供給ポンプを含むことができる。燃料は、直列に配置された燃料供給ポンプによって2段階以上で加圧することができ、燃料噴射システムには、冗長性のために並列に配置された複数の燃料供給ポンプを設けることができ、及び／又は別個の燃料供給ポンプがシリンダの特定のグループに燃料を供給することができる。

40

【0030】

図1のエンジン1は、パイロット燃料噴射システムをさらに含む。パイロット燃料噴射システムは、液体パイロット燃料が貯蔵されるパイロット燃料タンク12に接続される。ここで「液体燃料」という表現は、温度20℃、圧力1atm(101.325kPa)で液相にある燃料を意味する。パイロット燃料は、例えば、軽油燃料又は船舶用ディーゼ

50

ル油であり得る。パイロット燃料噴射システムは、エンジン 1 の各シリンダ 2 に対して少なくとも 1 つのパイロット燃料噴射器 7 を含む。図 1 の実施形態では、パイロット燃料噴射システムはコモンレール燃料噴射システムである。こうして、パイロット燃料噴射器 7 は燃料レール 8 に接続されており、そこから加圧パイロット燃料がパイロット燃料噴射器 7 に供給される。パイロット燃料噴射システムは、燃料レール 8 に燃料を供給する高圧ポンプ 10 と、燃料を高圧ポンプ 10 に供給するパイロット燃料供給ポンプ 9 とを含む。パイロット燃料供給ライン 11 は、燃料レール 8 をパイロット燃料タンク 12 に接続する。パイロット燃料噴射システムは、多くの異なる方法で実現することができる。例えば、単一の燃料レールの代わりに、システムはいくつかの燃料レールを含むことができ、或いは各パイロット燃料噴射器 7 に独自の燃料アキュムレータを設けることができる。パイロット燃料噴射システムは、2 つ以上の高圧ポンプ 10 及び／又はパイロット燃料供給ポンプ 9 を含むこともできる。コモンレールシステムの代わりに、各シリンダ 2 に独自のパイロット燃料噴射ポンプを設けてもよい。パイロット燃料噴射器 7 は、燃料供給バルブ 6 と同じ又は異なる制御ユニットによって制御することができる。

【0031】

エンジン 1 は、重油燃料、軽油燃料、船舶用ディーゼル油等の液体主燃料をエンジン 1 のシリンダ 2 内に噴射するための燃料噴射システムを含むこともできる。パイロット燃料噴射システムと液体主燃料用の燃料噴射システムとは、単一の燃料噴射システムに統合することも、共通部品を共有することもできる。例えば、同じ液体燃料がパイロット燃料と液体主燃料との両方として使用される場合に、共通の燃料供給ポンプが、パイロット燃料噴射システムと液体主燃料噴射システムとの両方の高圧ポンプに燃料を供給することができる。燃料噴射システムは、高圧ポンプ、燃料レール、及び／又は燃料噴射器を共有することもできる。例えば、共通の燃料噴射器本体に、パイロット燃料及び液体主燃料用に別個の燃料噴射ノズル及び燃料噴射器ニードルを設けてもよい。エンジン 1 は、液体主燃料をエンジンのシリンダ内に噴射するための 2 つ以上の燃料噴射システムを含むことができる。例えば、エンジン 1 は、重油と軽油用に別々の燃料噴射システムを設けてもよい。燃料噴射システムは、構成要素のいくつかを互いに共有することができる。

【0032】

図 4 A ～図 4 C は、図 1 のエンジン 1 のシリンダ 2 のうちの 1 つのシリンダの簡略図を示す。各シリンダ 2 にはピストン 13 が設けられ、ピストン 13 はシリンダ 2 内で往復運動するように配置される。図 4 A では、ピストン 13 は上死点 (TDC) 位置にある。図 4 B では、ピストンは下死点 (BDC) 位置にある。ピストン 13 の TDC 位置はクランク角 0 度に相当し、BDC 位置はクランク角 180 度に相当する。図 4 C では、ピストン 13 は下死点と上死点の間の位置にあり、TDC 位置に向けて移動している。図 4 C では、クランク角度は約 270 度であり、TDC 前の 90 度、又は BDC 後の 90 度としても表すこともできる。

【0033】

図 4 A ～図 4 C のエンジン 1 はクロスヘッドエンジンである。こうして、ピストン 13 は、ピストンロッド 14 を介してクロスヘッド 15 に接続される。クロスヘッド 15 はピストン 13 と同期して移動する。クロスヘッド 15 はクロスヘッドガイド 16 によって案内される。クロスヘッド 15 は、接続ロッド 17 を介してクランクシャフト 18 に接続される。クロスヘッド構造によりロングストロークを実現する。エンジン 1 のストローク／ボア比は、例えば少なくとも 3.0、又は少なくとも 3.5 とすることができる。

【0034】

シリンダ 2 の壁は、エンジンブロックの内部に配置されるシリンダライナによって形成される。シリンダヘッドは、シリンダ 2 の上端を閉じる。シリンダライナ、ピストン 13 及びシリンダヘッドは、燃焼チャンバ 24 を画定する。シリンダ 2 には、少なくとも 1 つの排気バルブ 20 が設けられる。図 4 A ～図 4 C の実施形態では、シリンダ 2 には 1 つの排気バルブ 20 が設けられるが、各シリンダ 2 に対して複数の排気バルブ 20 があってもよい。排気バルブ 20 はシリンダヘッド内に配置される。排気バルブ 20 は、排気ポート

10

20

30

40

50

２５を開閉する。排気ポート２５を介して、排気ガスは、燃焼チャンバ２４から排気ダクト２１内に排出される。図４Ａ及び図４Ｃでは、排気バルブ２０は閉じられており、図４Ｂでは、排気バルブ２０は開いている。

【００３５】

排気バルブ２０は、例えば電気油圧アクチュエータ又はカムによって操作することができる。エンジンには、可変排気バルブタイミング手段を設けることができる。こうして、排気バルブ２０の開閉タイミングを可変とすることができる。

【００３６】

シリンダ１には、シリンダライナの周囲に沿って分散された複数の吸気ポート１９が設けられる。吸気ポート１９は、ピストン１３のＢＤＣ（下死点）位置より上のシリンダ２の下部に配置される。吸気ポート１９は、ピストン１３が吸気ポート１９の上端よりも下にあるときに、燃焼チャンバ２４への新鮮な給気の流れを可能にする。ピストンの頂部が吸気ポート１９の下にあり、排気バルブ２０が開いたときに、シリンダ２内への新鮮な給気の実質的な流れが始まる。燃焼チャンバ２４への新たな給気の制限された流れは、ピストン１３の最上部のピストンリングが吸気ポート１９の上端よりも下にあるときに既に始まっている可能性がある。しかしながら、通常、この流れは、ピストン１３とシリンダ２の壁のとの間の隙間が小さいため、及びピストン１３が吸気ポート１９に近いときのシリンダ圧力と新鮮な給気の圧力との間の差が小さいため重要ではない。「新鮮な給気（fresh charge）」という表現は、吸気ポート１９が開いているときに、シリンダ２に流入するガスを指す。新鮮な給気は、加圧した吸気から構成することができるが、例えば、再循環した排気ガス及び／又は吸気と混合した気体燃料を含むこともできる。

【００３７】

シリンダ２は、シリンダ２の壁に配置された少なくとも１つの燃料噴射ノズル２３をさらに含む。図４Ａ～図４Ｃは、２つの燃料噴射ノズル２３を示す。図の実施形態では、燃料噴射ノズル２３は、互いに反対側に配置される。燃料噴射ノズル２３は、互いに同じ高さにある。燃料噴射ノズル２３は、ＴＤＣ（上死点）後約２７５度、ＴＤＣ前約８５度のクランク角におけるピストン１３の位置に対応する位置に配置される。ここで、「ピストンの位置」という表現は、あるクランク角におけるピストン１３の上端の位置を指す。ここで、燃料噴射ノズル２３の位置とは、燃料噴射ノズル２３の中心軸が位置する高さを指す。燃料噴射ノズル２３の位置は、例えば、ＴＤＣ前１００～３０度の範囲のピストン１３の位置に対応する高さであり得る。燃料噴射ノズル２３を異なる高さに配置することも可能である。

【００３８】

本発明による方法では、気体燃料は液相でシリンダ２内に噴射される。こうして、気体燃料の燃料噴射システムは、燃料を液相で燃料噴射ノズル２３に供給するように構成される。液相での燃料の噴射にはいくつかの利点がある。これは、燃料を燃焼チャンバの表面から遠ざけるのに役立ち、火炎の消滅を防ぎ、燃焼後の未燃焼燃料の漏出を減らす。それはまた、燃焼チャンバ２４の小さな隙間への燃料の流れを減少させ、その隙間内に火炎が容易に侵入しない。さらに、噴射される燃料の質量流量が大きくなると、後での噴射が可能となり、燃焼前の未燃焼燃料の漏出を減らすのに役立つ。さらに、燃焼チャンバ内で燃料が蒸発すると温度が下がり、燃料の自己点火の危険性が減る。これにより圧縮比を高めることができ、エンジン効率が向上する。

【００３９】

気体燃料の温度を十分に低く、圧力を十分に高く保つことによって、燃料を液相に保つことができる。燃料供給ライン３には、燃料を十分に低い温度に保つために適切な断熱材を設けることができる。燃料供給ポンプ５は、燃料タンク４内の圧力よりも燃料を昇圧して燃料の沸点を上昇させるように構成される。

【００４０】

燃料は、１０～５０ｂａｒの圧力で噴射させることができる。燃料噴射圧力は、例えば２０～４０ｂａｒとすることができる。大気圧におけるＬＮＧの沸点は、ガスの組成に応

10

20

30

40

50

じて約 -162°C である。圧力を 40 bar まで上げると、沸点は約 -87°C まで上昇する。こうして、上記範囲の圧力は、噴射まで燃料を液相に保つのに役立つ。また、燃料噴射時間を短く抑えることができる。一方、液体燃料の典型的な噴射圧力と比較して圧力を比較的強く保つことによって、燃焼チャンバ24内への燃料ジェットの過度に深い侵入が回避される。これにより、燃料噴射ノズル23の反対側の燃焼チャンバ壁と燃料との接触が低減される。

【0041】

燃料は、好ましくは、噴射圧力における燃料の沸点より少なくとも 5°C 低い温度で燃料噴射ノズル23に供給される。これにより、沸騰による蒸気泡の形成のリスクが軽減される。しかしながら、噴射前に燃料の温度をある程度まで上昇させることが望ましい場合がある。例えば、燃料は、噴射圧力における燃料の沸点より最大で 50°C 低い温度で燃料噴射ノズル23に供給することができる。沸点から離れ過ぎない（違い過ぎない）温度であれば、燃料は噴射後に確実に急速に蒸発する。

【0042】

燃料噴射の期間は、例えば、クランク角 $5\sim 20$ 度とすることができる。燃料噴射期間は、例えば $7\sim 13$ 度とすることができる。液相での噴射により、気相での噴射よりも大きな燃料の質量流量が可能になる。こうして、燃料噴射期間は、気相中の同量の燃料の燃料噴射期間よりも短くなり得る。これにより、燃料噴射を遅らせることができる。対応する量の気相燃料に必要な噴射時間は、クランク角約 20 度になり得る。

【0043】

上死点前のクランク角 140 度 ~ 40 度の範囲で燃料噴射を開始することができる。有利には、燃料噴射は上死点前の $120\sim 95$ 度で開始される。燃料噴射の開始を遅らせることにより、排気バルブ20を少なくとも略閉じる前に燃料が噴射されないようにすることができる。これにより、燃焼前に排気ダクト21内への未燃焼燃料の流れが減少する。

【0044】

燃料噴射は、ピストン13が燃料噴射ノズル23の高さ（レベル）まで移動する前に終了しなければならない。図のエンジン1では、燃料噴射はTDC（上死点）の 85 度前で終了しなければならない。しかしながら、燃料噴射ノズル23がピストン13のTDC位置に近い位置に位置付けされれば、燃料噴射はより長く継続することができる。

【0045】

燃料は、水平方向からシリンダ2の上端に向けて傾斜した角度でシリンダ2内に噴射することができる。こうして、燃料の噴射方向は水平ではなく、わずかにシリンダ上端に向かう方向となる。これは、燃料ジェットが燃焼チャンバ壁に接触するのを回避するのに役立つ。

【0046】

本発明によるエンジンの作動方法は、エンジンを改造することによりシリンダ内に気相燃料を噴射するように構成された燃料噴射ノズルが設けられた既存のエンジンにも適用することができる。2ストロークピストンエンジンを改造する方法では、エンジン1の各シリンダ2の壁に、気相の燃料をシリンダ2内に導入するための少なくとも1つの孔28が設けられ、各孔28にはプラグ29が設けられ、プラグ29は液相の燃料の噴射ノズル23として機能するように構成される。

【0047】

図2は、エンジンのシリンダライナ27の一部の断面図を示す。シリンダライナ27は孔28を含み、その孔28を通して気相の燃料をエンジン1のシリンダ2内に導入することができる。プラグ29が孔28に挿入される。プラグ29は、液相の気体燃料の噴射ノズル23として機能するように構成される。従って、プラグ29は、燃料をシリンダ2内に噴射することができる少なくとも1つの孔30を含む。燃料の密度が、気相よりも液相の方が遥かに大きいので、プラグ29の孔30は、シリンダライナ27の孔28より遥かに小さい直径を有し得る。図3は、プラグ29の概略正面図を示す。図の実施形態では、プラグ29は、燃料を液相で噴射するための3つの孔30を含む。しかしながら、プラグ

10

20

30

40

50

２９には、１つの孔、２つの孔、又は３つ以上の孔を設けることもできる。プラグ２９の孔３０は、燃料ジェットをピストン１３のＢＤＣ（下死点）位置よりもＴＤＣ（上死点）位置の方に向ける角度で配置することができる。２つの孔３０の場合に、孔３０は、互いに異なる角度で配置することができる。３つ以上の孔３０の場合に、孔３０は少なくとも２つの異なる角度で配置することができる。これにより、シリンダ２内で燃料を好適に分配することができる。

【００４８】

本発明は上述の実施形態に限定されず、添付の特許請求の範囲内で変更できることが当業者には理解されよう。例えば、本発明は、クロスヘッドエンジン以外の他のタイプのエンジンにも適用することができる。

10

20

30

40

50

【図面】

【図 1】

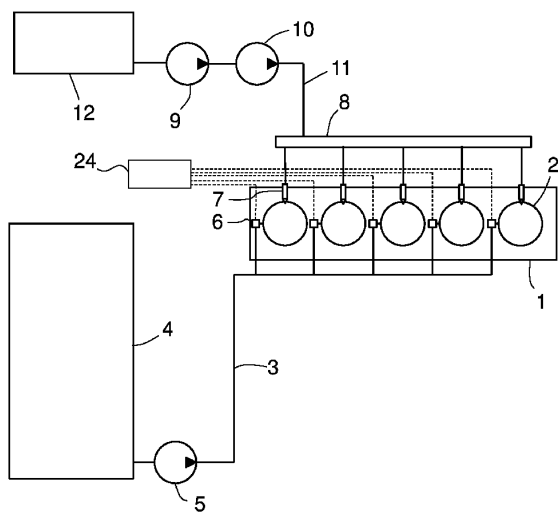


FIG. 1

【図 2】

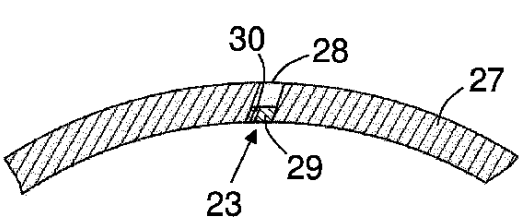


FIG. 2

【図 3】

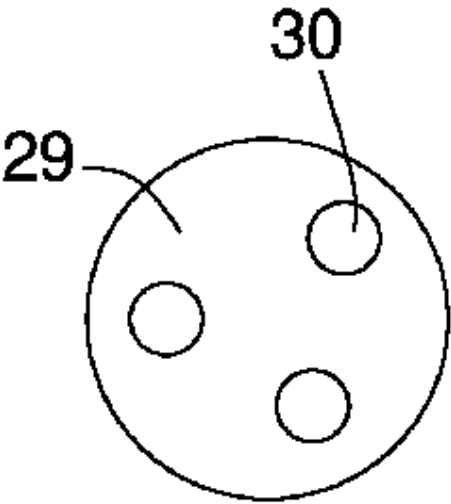


FIG. 3

【図 4 A】

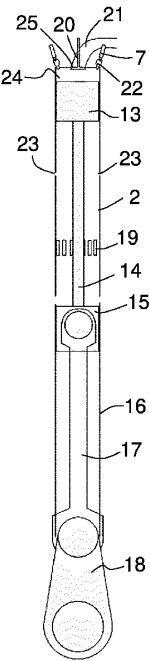


FIG. 4A

10

20

30

40

50

【図 4 B】

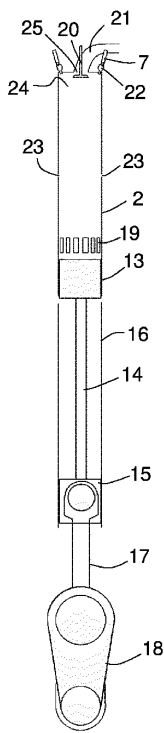


FIG. 4B

【図 4 C】

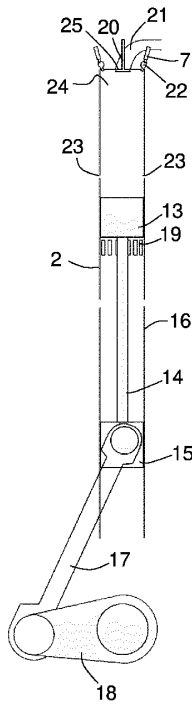


FIG. 4C

10

20

30

40

50

フロントページの続き

(51)国際特許分類

F I

F 0 2 M 37/00 (2006.01)

F 0 2 M 37/00 3 4 1 D

F 0 2 M 43/04 (2006.01)

F 0 2 M 43/04

F 0 2 M 61/14 (2006.01)

F 0 2 M 61/14 3 1 0 A

F 0 2 M 61/14 3 1 0 U

ーランド リミテッド内

(72)発明者 ナンダ, サングラム キショール

スイス連邦, 8 5 0 0 フ라우エンフェルト, シュロスミューレシュトラッセ 9, ワルトシラ サ
ービシズ スウィツァーランド リミテッド内

審査官 戸田 耕太郎

(56)参考文献

特開 2 0 1 3 - 2 5 3 5 2 9 (J P, A)

特開 2 0 1 2 - 0 3 6 7 8 0 (J P, A)

米国特許第 0 2 7 6 7 6 9 1 (U S, A)

特開 2 0 1 2 - 1 2 2 4 2 3 (J P, A)

特開 2 0 0 5 - 0 9 8 1 3 9 (J P, A)

特開 2 0 1 4 - 0 5 8 9 6 2 (J P, A)

特開 2 0 1 7 - 1 5 5 7 3 5 (J P, A)

国際公開第 2 0 2 0 / 2 5 2 5 1 8 (W O, A 1)

特表 2 0 1 9 - 5 2 2 1 3 7 (J P, A)

(58)調査した分野 (Int.Cl., D B名)

F 0 2 D 4 1 / 4 0

F 0 2 D 1 3 / 0 2

F 0 2 D 2 3 / 0 2

F 0 2 D 2 9 / 0 2

F 0 2 M 2 1 / 0 2

F 0 2 M 3 7 / 0 0

F 0 2 M 4 3 / 0 4

F 0 2 M 6 1 / 1 4