(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局

(43) 国際公開日
2020年9月10日(10.09.2020)

WIPO | PCT

(10) 国際公開番号
WO 2020/179141 A1

(51) 国際特許分類:
F02D 19/08 (2006.01) *F02B 29/04* (2006.01)
F02D 23/02 (2006.01) *F02D 41/02* (2006.01)
F02M 21/02 (2006.01) *F02D 41/04* (2006.01)
F02M 25/00 (2006.01)

(21) 国際出願番号： PCT/JP2019/045230

(22) 国際出願日： 2019年11月19日(19.11.2019)

(25) 国際出願の言語： 日本語

(26) 国際公開の言語： 日本語

(30) 優先権データ：
特願 2019-038163 2019年3月4日(04.03.2019) JP

(71) 出願人： 川崎重工業株式会社 (**KAWASAKI JUKOGYO KABUSHIKI KAISHA**) [JP/JP]; 〒6508670 兵庫県神戸市中央区東川崎町３丁目１番１号 Hyogo (JP).

(72) 発明者: 仲井 雅人 (**NAKAI, Masato**). 野中洋輔(**NONAKA, Yosuke**).

(74) 代理人: 特許業務法人 有古特許事務所 (**PATENT CORPORATE BODY ARCO PATENT OFFICE**); 〒6500031 兵庫県神戸市中央区東町１２３番地の１ 貿易ビル３階 Hyogo (JP).

(81) 指定国(表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT,

(54) **Title:** GAS ENGINE WITH TURBOCHARGER, AND COMBUSTION METHOD FOR SAME

(54) 発明の名称： ターボ過給機付きガスエンジン及びその燃焼方法

［図5］

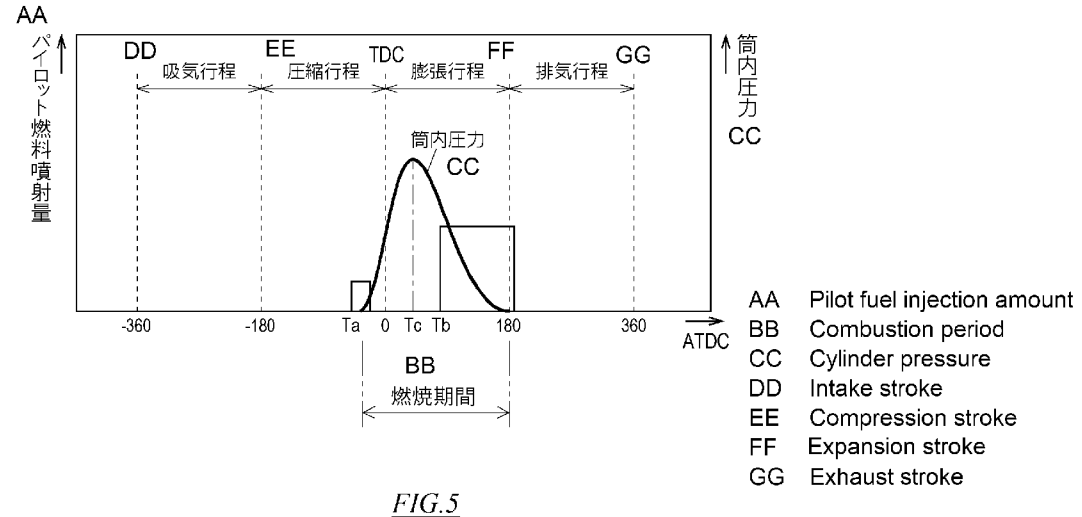


FIG.5

(57) **Abstract:** This pilot ignition type gas engine with a turbocharger repeats a combustion cycle comprising an intake stroke for sucking a lean air-fuel mixture including gaseous fuel and air into a combustion chamber, a compression stroke for compressing the lean air-fuel mixture, an expansion stroke in which combustion gas generated through combustion of the lean air-fuel mixture expands, and an exhaust stroke for exhausting the combustion gas from the combustion chamber, wherein first injection for injecting liquid fuel into the combustion chamber is performed at a first timing in the compres-

WO 2020/179141 A1

［続葉有］

HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) 指定国(表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類:

— 国際調査報告(条約第21条(3))

sion stroke, and second injection for injecting liquid fuel into the combustion chamber begins at a second timing in the expansion stroke, in the second half of a combustion period in which the lean air-fuel mixture in the combustion chamber burns by propagation of a flame generated by the first injection.

(57) 要約:ガス燃料及び空気からなる希薄混合気を燃焼室へ吸い込む吸気行程、希薄混合気を圧縮する圧縮行程、希薄混合気の燃焼により生じた燃焼ガスが膨張する膨張行程、及び、燃焼ガスを燃焼室から排気する排気行程からなる燃焼サイクルを繰り返す、パイロット着火方式のターボ過給機付きガスエンジンにおいて、圧縮行程における第１タイミングで、液体燃料を燃焼室内へ噴射する第１噴射を行い、第１噴射によって生じた火炎の伝播により燃焼室内の希薄混合気が燃焼している燃焼期間の後半であって膨張行程における第２タイミングで、液体燃料を燃焼室内へ噴射する第２噴射を開始する。

明　細　書

発明の名称 ： ターボ過給機付きガスエンジン及びその燃焼方法

技術分野

[0001] 本発明は、ターボ過給機付きガスエンジン及びその燃焼方法に関する。

背景技術

[0002] 従来、ターボ過給機付きガスエンジンが知られている。ターボ過給機は、ガスエンジンからの排気の流れを利用して圧縮機を駆動し、ガスエンジンが吸入する空気の密度を高める。この種のターボ過給機付きガスエンジンが、例えば、特許文献１に開示されている。

[0003] 特許文献１に開示されたターボ過給機付きガスエンジンは、ピストンを内挿したシリンダと、シリンダ内にパイロット燃料を噴射するパイロット燃料噴射弁とを備える。シリンダの吸気口は、吸気管を介して過給機の圧縮機と接続されており、シリンダの排気口は、排気管を介して過給機の排気タービンと接続されている。吸気管には、ガス燃料が供給され、吸気管内でガス燃料と空気の混合気が形成される。パイロット燃料噴射弁は、高圧化されたパイロット燃料を蓄えた高圧燃料管と接続されている。このガスエンジンでは、ピストンの降下の際にシリンダ内に混合気が導入され、吸気口及び排気口が閉止された状態でピストンが上昇して混合気が圧縮される。混合気の圧縮時にパイロット燃料噴射弁からパイロット燃料が噴射され、混合気が着火して燃焼が生じ、シリンダ内圧の上昇に伴ってピストンが降下し、慣性によるピストンの上昇によりシリンダ内から燃焼ガスが排気される。

[0004] 特許文献１のガスエンジンでは、シリンダ内に微量のパイロット燃料（例えば軽油）を直接噴射する直噴マイクロパイロット着火方式が採用されている。そして、混合気の着火タイミングを適切に制御して異常燃焼を回避するために、パイロット燃料の噴射が、混合気の火炎伝播燃焼をアシストするプレ噴射と、混合気の着火タイミングを制御し得るメイン噴射とに分けられている。

[0005] 海洋や河川を航行する船舶において、主機関として上記のようなターボ過給機付きガスエンジンが用いられたものがある。船舶の主機関では、推進用プロペラと連結された推進軸又はそれと直結されたエンジンの回転数が与えられた目標回転数となるように、主機関への燃料供給量が制御される。

[0006] 図７は、一般的なガスエンジンの燃焼特性を示すグラフで、横軸が空燃比（空気過剰率）、縦軸が正味平均有効圧（ＢＭＥＰ）を示す。正味平均有効圧は、ガスエンジンのエンジン出力の指標となり得る。一般的なガスエンジンの燃焼特性では、シリンダの燃焼室内の希薄混合気の空燃比が低く且つエンジン出力の高い領域にノッキング領域が存在し、空燃比の高く且つエンジン出力の高い領域には失火領域が存在する。リーンバーンにおいて高出力を得るには、燃焼室内の希薄混合気の空燃比がノッキング領域と失火領域との間の範囲Ｘ（operating window）内で燃焼特性が最適、即ち、熱効率が高く、ＮＯｘ排出量が最小となるように制御される。つまり、定常運転時のガスエンジンでは、希薄混合気の空燃比がノッキング領域と失火領域の間に収まるように、目標回転数を維持するために調整されたガス燃料供給量に対し給気圧が制御される。

[0007] 船舶の推進用プロペラの回転数は、潮流、波、及び、船舶の舵角などによって短期に変化しやすい。このような急激な負荷の変化に対して、ターボ過給機付きガスエンジンでは、ガス燃料供給量を増やしてもターボラグのために給気圧は直ぐには増加しないので、ガス燃料供給量を迅速に増やすことができない。そこで、特許文献２の推進用内燃機関（ガスエンジン）の燃料供給装置は、船舶の将来の予測船速に基づいて算出された予測トルクに基づいて予測燃料供給量を求め、予測燃料供給量に基づいてエンジンへ供給される混合気の圧力を制御する。

先行技術文献

特許文献

[0008] 特許文献1：特許５９２２８３０号公報

特許文献2：特開２０１６－２０５２７０号公報

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0009] 特許文献２の技術は、ガスエンジンの負荷の急上昇を予測して、それに備えて給気圧を予め上昇させておくものであり、給気圧を迅速に上昇させる技術ではない。また、給気圧を迅速に高めるために、過給機をジェットアシストすることが知られているが、この場合、過給機はジェットアシスト装置を備える必要がある。

[0010] 以上に鑑み、本発明は、ターボ過給機付きガスエンジンにおいて、エンジン負荷の急上昇に対応してガス燃料供給量を迅速に増加できるように、給気圧を迅速に上昇させる技術を提供することを目的とする。

課題を解決するための手段

[0011] 本発明の一態様に係るガスエンジンの燃焼方法は、ガス燃料及び空気からなる希薄混合気を燃焼室へ吸い込む吸気行程、前記希薄混合気を圧縮する圧縮行程、前記希薄混合気の燃焼により生じた燃焼ガスが膨張する膨張行程、及び、前記燃焼ガスを前記燃焼室から排気する排気行程からなる燃焼サイクルを繰り返す、パイロット着火方式のターボ過給機付きガスエンジンの燃焼方法であって、

前記圧縮行程における第１タイミングで、液体燃料を前記燃焼室内へ噴射する第１噴射を行い、

前記第１噴射によって生じた火炎の伝播により前記燃焼室内の前記希薄混合気が燃焼している燃焼期間の後半であって前記膨張行程における第２タイミングで、前記液体燃料を前記燃焼室内へ噴射する第２噴射を開始するものである。

[0012] また、本発明の一態様に係るターボ過給機付きガスエンジンは、

燃焼室を形成するシリンダ及びピストンと、前記燃焼室内に液体燃料を噴射するインジェクタとを備え、前記シリンダ内で前記ピストンが往復動することにより、空気及びガス燃料からなる希薄混合気を前記燃焼室へ吸い込む吸気行程、前記希薄混合気を圧縮する圧縮行程、前記希薄混合気の燃焼により

生じた燃焼ガスが膨張する膨張行程、及び、前記燃焼ガスを前記燃焼室から排気する排気行程からなる燃焼サイクルが繰り返される、パイロット着火方式のターボ過給機付きガスエンジンであって、

前記インジェクタは、前記圧縮行程における第１タイミングで第１噴射を行い、前記第１噴射によって生じた火炎の伝播により前記燃焼室内の前記希薄混合気が燃焼している燃焼期間の後半であって前記膨張行程における第２タイミングで第２噴射を開始するものである。

[0013] 上記ターボ過給機付きガスエンジン及びその燃焼方法によれば、第２噴射で噴射された液体燃料は、ピストンを押し下げる仕事には実質的に利用されずに、燃焼によって排気温度を上昇させる。これにより、過給機のタービンへ送られる燃焼ガスの温度が、第２噴射が行われない場合と比較して高くなり、タービンに対してより大きなエネルギーを与えることができる。その結果、第２噴射が行われない運転から第２噴射が行われる運転に切り替えたときに、給気圧を迅速に高めることができ、ガス燃料の供給量を迅速に増加させることが可能となる。このような燃焼方法は、ターボ過給機付きガスエンジンの負荷急上昇時の燃焼方法として好適であり、ガスエンジンの負荷応答性（即ち、要求出力に対する実出力の追従性）を向上させることができる。

[0014] 上記ターボ過給機付きガスエンジン及びその燃焼方法において、前記ガスエンジンは４ストロークエンジンであり、前記第２タイミングが６０°～１８０°ＡＴＤＣの範囲内にあってよい。

[0015] これにより、燃焼室内の希薄混合気の正常な燃焼を阻害することなく、第２噴射による追加のパイロット燃料によって燃焼室から排出される燃焼ガスの温度を高めることができる。

[0016] 上記ターボ過給機付きガスエンジン及びその燃焼方法において、エンジン出力を第１出力値から第２出力値を経て第３出力値まで上昇させる際に、前記第１出力値から前記第２出力値までの出力増加率が、前記第２出力値から前記第３出力値までの出力増加率と比較して大きくなるように、前記第１噴射における前記液体燃料の噴射量を変化させてよい。

[0017] このように、比較的低負荷において空燃比を低下させて燃料リッチとすることで、異常燃焼を回避しつつ、速やかに回転数を増加させることができる。そして、この回転数増加の勢いを保持したまま、比較的高負荷において希薄混合気の空燃比を低下させることによって、異常燃焼を回避しつつ、速やかにエンジン出力を高めることができる。よって、ターボ過給機付きガスエンジンの負荷応答性を向上させることができる。

発明の効果

[0018] 本発明によれば、ターボ過給機付きガスエンジンにおいて、エンジン負荷の急上昇に対応してガス燃料供給量を迅速に増加できるように、給気圧を迅速に上昇させる技術を提供することができる。

図面の簡単な説明

[0019] [図1]図１は、本発明の一実施形態に係るターボ過給機付きガスエンジンの概略構成図である。

[図2]図２は、エンジンが備える複数のシリンダのうちの１つの構造を示す断面図である。

[図3]図３は、エアクーラの概略構成図である。

[図4]図４は、ターボ過給機付きガスエンジンの制御系統の構成を示す図である。

[図5]図５は、負荷急上昇運転におけるパイロット燃料噴射のタイミングチャートである。

[図6]図６は、エンジン負荷の急上昇に応答してエンジン出力を上昇させる際の、目標エンジン出力とパイロット燃料噴射量の時系列変化を表す図表である。

[図7]図７は、一般的なガスエンジンの燃焼特性を示すグラフである。

発明を実施するための形態

[0020] 次に、図面を参照して本発明の実施の形態を説明する。本実施形態に係るターボ過給機付きガスエンジン１は、船舶に主機関として搭載されたものである。但し、本発明に係るターボ過給機付きガスエンジン１は、船舶に搭載

されるものに限定されない。

[0021] 〔ターボ過給機付きガスエンジン１の構成〕

図１は、本発明の一実施形態に係るターボ過給機付きガスエンジン１の概略構成図である。図１に示すターボ過給機付きガスエンジン１は、エンジン（エンジン本体）２、過給機３、エアクーラ４３、及び、制御装置７（図２参照）を備える。本実施形態では、ターボ過給機付きガスエンジン１によって、推進翼８３が取り付けられた推進軸９３が駆動される。

[0022] 本実施形態に係るエンジン２は、４ストロークの多気筒ガス専焼エンジンである。但し、エンジン２は、ガス専焼エンジンに限られず、状況に応じてガス燃料と液体燃料の一方又は双方を燃焼させる二元燃料エンジンであってもよい。

[0023] 図２は、エンジン２が備える複数のシリンダ２１のうちの１つの構造を示す断面図である。シリンダ２１内にはピストン２２が往復動自在に配設されており、シリンダ２１及びピストン２２によって燃焼室２０が形成されている。

[0024] シリンダ２１の吸気ポートは、給気管４１と接続されている。吸気ポートには、吸気ポートを開閉する吸気弁２３が設けられている。シリンダ２１の排気ポートは、排気管４２と接続されている。排気ポートには、当該排気ポートを開閉する排気弁２４が設けられている。燃焼室２０には、当該燃焼室２０内の圧力である筒内圧を検出する筒内圧力センサ６２が設けられている。

[0025] ピストン２２は、図略の連接棒により図略のクランク軸と連結されている。シリンダ２１内でピストン２２が２往復することにより、吸気、圧縮、膨張、及び、排気からなる１燃焼サイクルが行われる。各シリンダ２１における１燃焼サイクルの間のエンジン２の位相角は、位相角検出器６３により検出される。位相角としては、クランク軸の回転角（クランク角）やピストン２２の位置などが用いられてよく、位相角検出器６３は、例えば、電磁ピックアップ、近接スイッチ、又はロータリーエンコーダであってよい。また、

位相角検出器６３では、エンジン２の実回転数を検出する実回転数検出器としても機能する。

[0026] 図１に戻って、過給機３は、圧縮機３１とタービン３２とを含み、これらが軸で接続されてなる。シリンダ２１内の燃焼室２０は、給気管４１を介して圧縮機３１と接続されているとともに、排気管４２を介してタービン３２と接続されている。給気管４１は、圧縮機３１で圧縮された空気を各シリンダ２１の燃焼室２０へ導く。給気管４１には、給気管４１から気体を逃がして給気管４１の圧力を開放する給気ブローオフ弁４８が設けられている。排気管４２は、各シリンダ２１の燃焼室２０からの排気（燃焼ガス）をタービン３２に導く。排気管４２には、排気管４２から気体の一部を分流させることによりタービン３２への流入量を調節する排気ウエストゲート弁４９が設けられている。なお、給気管４１の下流側部分及び排気管４２の上流側部分はシリンダ２１と同数の分岐路にマニホールドから分岐しているが、図１では図面の簡略化のために給気管４１及び排気管４２が１本の流路で描かれている。

[0027] 給気管４１には、圧縮機３１で圧縮されて高温となった空気（給気）を冷却するためのエアクーラ４３が設けられている。図３に示すように、エアクーラ４３は、冷媒流路４４を流れる水などの冷媒と給気管４１を流れる空気とを熱交換させる熱交換器である。冷媒流路４４には、エアクーラ４３を通らずに（即ち、エアクーラ４３で熱交換に利用されずに）冷媒をエアクーラ４３より下流側へ流す、バイパス路４６が接続されている。また、冷媒流路４４には、バイパス路４６を流れる冷媒の流量、換言すれば、エアクーラ４３での熱交換に使われる冷媒の流量を調整する流量調整装置４５が設けられている。流量調整装置４５は、エアクーラ４３から出る冷却された空気が所定温度となるように、エアクーラ４３で熱交換に利用される冷媒の流量を調整する。

[0028] 給気管４１のエアクーラ４３より下流側には、給気圧力センサ６１及び給気温度センサ６５が設けられている。給気圧力センサ６１は、圧縮機３１の

吐出圧である給気圧を検出する。給気圧力センサ６１は、給気管４１の下流側の上述した各分岐路に設けられていてもよいし、上述したマニホールドに１つだけ設けられていてもよい。給気温度センサ６５は、給気管４１を通じて燃焼室２０に導入される空気の温度である給気温度を検出する。同様に、給気温度センサ６５は、給気管４１の下流側の上述した各分岐路に設けられていてもよいし、上述したマニホールドに１つだけ設けられていてもよい。

[0029] 更に、給気管４１には、シリンダ２１ごとのガス燃料供給弁５１が設けられている。ガス燃料供給弁５１は、圧縮機３１から吐出される空気中にガス燃料を供給する。ガス燃料供給弁５１の開度（又は、開放時間）は、ガス燃料供給弁ドライバ５０によって操作される。ガス燃料供給弁５１の開度（又は、開放時間）により、図示されないガス燃料室からガス燃料供給弁５１を通じて給気管４１へ供給されるガス燃料の供給量が変化する。ガス燃料供給弁ドライバ５０及びガス燃料供給弁５１により、ガス燃料供給量調整装置が構成される。

[0030] 本実施形態に係るエンジン２は、直噴パイロット燃料着火方式を採用し、燃焼室２０へパイロット燃料を噴出するパイロット燃料インジェクタ５２を備える。パイロット燃料は、例えば、軽油などの液体燃料である。パイロット燃料インジェクタ５２は、燃料管を介してコモンレール５３に接続されている。コモンレール５３には高圧のパイロット燃料が溜められており、各シリンダ２１のパイロット燃料インジェクタ５２からはこのパイロット燃料を任意のタイミング且つ任意の噴射圧力で噴射することができる。パイロット燃料インジェクタ５２からの噴射は、インジェクタドライバ５４によって操作される。インジェクタドライバ５４及びパイロット燃料インジェクタ５２により、パイロット燃料噴射量調整装置が構成される。

[0031] 〔ターボ過給機付きガスエンジン１の制御系統の構成〕

以下、ターボ過給機付きガスエンジン１の制御系統の構成について説明する。図４は、ターボ過給機付きガスエンジン１の制御系統の構成を示す図である。制御装置７は、いわゆるコンピュータであって、ＣＰＵ等の演算処理

部７ａ、ＲＯＭ、ＲＡＭ等の記憶部７ｂを有する。記憶部７ｂには、演算処理部７ａが実行するプログラム、各種固定データ等が記憶されている。演算処理部７ａは、外部装置とのデータ送受信を行う。また、演算処理部７ａは、各種センサからの検出信号の入力や各制御対象への制御信号の出力を行う。制御装置７は、記憶部７ｂに記憶されたプログラム等のソフトウェアを演算処理部７ａが読み出して実行することにより、各機能部としての処理を行う。なお、制御装置７は単一のコンピュータによる集中制御により各処理を実行してもよいし、複数のコンピュータの協働による分散制御により各処理を実行してもよい。また、制御装置７は、マイクロコントローラ、プログラマブルロジックコントローラ（ＰＬＣ）等から構成されていてもよい。

[0032] 制御装置７は、舵角操作具７３、操船操作具７４、旋回角センサ６６、及び、船速計６７と電気的に接続されている。

[0033] 船体に設けられた図示しない操縦室には、舵角を操作入力するための舵角操作具７３と、エンジン２の回転数や前進／後進を操作入力する操船操作具７４とが設けられている。舵角操作具７３を介して、操縦者が入力した舵角操作情報が制御装置７へ入力される。操船操作具７４を介して、操縦者が入力した操船操作情報が制御装置７へ入力される。これらの操作具７３，７４は、例えば、ハンドルやレバーであってよい。また、船体には、船体の旋回角を検出する旋回角センサ６６、及び、船速を検出する船速計６７が設けられている。

[0034] 制御装置７は、エンジン負荷の急上昇の判定、又は、エンジン負荷の急上昇の予測をする。エンジン負荷の急上昇とは、ターボラグが生じるような（即ち、過給機３で十分な過給が行われず、要求される過給圧に到達するまでに遅延時間が生じるような）、負荷の上昇をいう。負荷急上昇の原因は、例えば、船速アップ、舵角の変更、船体が受ける強い風波、プロペラピッチの変更、船舶がアジマススラスタを搭載している場合には旋回角変更などがある。

[0035] 制御装置７は、以下の方法によりエンジン２の負荷が急激に上昇したと判

定することができる。例えば、ガス燃料供給量の上昇速度を算出し、ガス燃料供給量の上昇速度が閾値を上回れば負荷が急激に上昇したと判定し、ガス燃料供給量の上昇速度が閾値を下回れば負荷が急激に上昇していないと判定する。例えば、実回転数と目標回転数との偏差を算出し、実回転数と目標回転数との偏差が閾値を上回れば負荷が急激に上昇したと判定し、実回転数と目標回転数との偏差が閾値を下回れば負荷が急激に上昇していないと判定する。また、例えば、エンジン２の出力トルクを図示されないトルク計で検出するとともに出力トルクの上昇速度を算出し、出力トルクの上昇速度が閾値を上回れば負荷が急激に上昇したと判定し、出力トルクの上昇速度が閾値を下回れば負荷が急激に上昇していないと判定する。

[0036] また、制御装置７は、舵角操作情報、操船操作情報、船体の旋回角、ガスエンジン１の回転数、及び船速と、記憶部７ｂに予め記憶された船体性能モデルなどとに基づいて、エンジン負荷の急上昇を事前に予測することができる。例えば、舵角操作具７３によって船体の舵角が操作されたときには、近い将来にエンジン負荷の急上昇が見込まれる。例えば、操船操作具７４が前進から後進に切り替えられたときには、近い将来にエンジン負荷の急上昇が見込まれる。

[0037] 制御装置７は、ガス燃料供給弁ドライバ５０、インジェクタドライバ５４、給気圧力センサ６１、筒内圧力センサ６２、位相角検出器６３、給気温度センサ６５、給気ブローオフ弁４８、及び、排気ウエストゲート弁４９と電気的に接続されている。制御装置７は、位相角検出器６３で検出される位相角に基づいて、各シリンダ２１についてガス燃料供給弁ドライバ５０及びインジェクタドライバ５４を動作させて、実回転数が目標回転数となるように、ガス燃料及びパイロット燃料の供給量及び供給タイミングを制御する。また、制御装置７は、給気圧力センサ６１で検出される給気圧に基づいて、給気ブローオフ弁４８及び排気ウエストゲート弁４９を動作させて、ガス燃料の供給量に対して燃焼室２０内の希薄混合気の空燃比が図７に示す範囲Ｘ内において燃焼特性が最適、即ち、熱効率が高く、ＮＯｘ排出量が最小となる

ように給気圧を制御する。

[0038] 制御装置７は、エンジン負荷が殆ど変化しない間は定常運転を行い、定常運転中にエンジン負荷の急上昇が予測される又はエンジン負荷の急上昇が検出されると、負荷急上昇運転に移行する。以下、負荷急上昇運転時のガスエンジン１の燃焼方法を説明する。

[0039] 燃焼サイクルの吸気行程では、排気弁２４が閉止され吸気弁２３が開放された状態でピストン２２が下がり、ガス燃料供給弁５１から噴射したガス燃料と過給機３からの給気とを含む希薄混合気が、吸気ポートを通じて燃焼室２０に吸い込まれる。圧縮行程では、吸気弁２３及び排気弁２４が閉止された状態でピストン２２が上死点まで上がり、燃焼室２０内の希薄混合気が圧縮される。ピストン２２が上死点に到る前のタイミングで、燃焼室２０の圧縮された希薄混合気にパイロット燃料が直接に噴射され、パイロット燃料が自己発火する。この火炎は燃焼室２０内の希薄混合気に伝播し、混合気が燃焼する。膨張行程（燃焼行程）では、着火した希薄混合気が燃焼し、燃焼ガスが膨張してピストン２２が下死点まで押し下げられる。排気行程では、吸気弁２３が閉止され排気弁２４が開放された状態で慣性によりピストン２２が上がり、燃焼ガスが排気ポートを通じて排気管４２へ押し出される。燃焼ガスは、排気管４２を通じてタービン３２に導入されて、圧縮機３１を駆動する動力として使用される。

[0040] 制御装置７は、負荷急上昇運転を開始すると、図３を参照して、冷媒流路４４を流れる冷媒の全てがエアクーラ４３を通過するように、流量調整装置４５を動作させる。つまり、流量調整装置４５は、バイパス路４６の冷媒の流れを遮断する。これにより、エアクーラ４３の全冷却能力で給気温度を急速に下げることができる。

[0041] 予混合燃焼方式のエンジン２の正常な燃焼では、着火した火炎が順次未燃混合気中を伝播して燃焼を完了する。しかし、負荷上昇などで燃焼室２０内の熱負荷と燃焼圧力が上昇すると未燃部分の混合気が火炎伝播を待たずに自己着火を起こす。この自己着火が連鎖的に発生すると、強烈な圧力上昇や温

度上昇が発生する。これが「ノッキング」現象である。上記のように、給気温度を下げることにより、燃焼室２０内の熱負荷が抑えられ、ノッキング（異常燃焼）の発生を抑制することができる。

[0042] 図５は、負荷急上昇運転におけるパイロット燃料噴射のタイミングチャートである。このタイミングチャートにおいて、縦軸はパイロット燃料噴射量と筒内圧力とを表し、横軸はピストン２２の位相角[ＡＴＤＣ：After Top Dead Center]を表す。このタイミングチャートに示されるように、制御装置７に制御されたパイロット燃料インジェクタ５２は、１燃焼サイクルにおいて、少なくとも１回の第１噴射（メイン噴射）と、少なくとも１回の第２噴射（ポスト噴射）とを行う。制御装置７は、位相角検出器６３で検出された位相角に基づいて噴射のタイミングを計る。

[0043] 第１噴射は、圧縮行程における上死点（ＴＤＣ）前の所定の第１タイミングＴａで行われる。より詳細には、第１タイミングＴａにインジェクタドライバ５４によってパイロット燃料インジェクタ５２が開かれて、微量（定格負荷時の投入総熱量の１％前後）のパイロット燃料が燃焼室２０内の希薄混合気中に噴出する。第１タイミングＴａは、－３０°～０°ＡＴＤＣの範囲内にあってよい。

[0044] 第１噴射で燃焼室２０内に噴出した高圧のパイロット燃料により、燃焼室２０内の希薄混合気が着火する。つまり、第１噴射は、燃焼期間の開始タイミングを決定する。燃焼室２０における希薄混合気の燃焼圧力により、エンジン２の出力が得られる。

[0045] ピストン２２が上死点（ＴＤＣ）を超えると、圧縮行程から膨張行程に移行する。第２噴射は、膨張行程における燃焼期間の後半の所定の第２タイミングＴｂで行われる。より詳細には、第２タイミングＴｂにインジェクタドライバ５４によってパイロット燃料インジェクタ５２が開かれて、パイロット燃料が燃焼室２０内に噴出する。なお、燃焼期間の後半とは、燃焼室２０内の希薄混合気が燃焼している間であって、筒内圧力が最大筒内圧力に到達する時点Ｔｃよりも後を意味する。

[0046] 第２噴射で噴射されたパイロット燃料の燃焼によって、筒内の燃焼ガスの温度が上昇する。また、第２噴射で噴射されたパイロット燃料によって、膨張行程及びそれに続く排気行程において、燃焼室２０内や排気管４２内の燃焼ガス中の燃え残りのガス燃料が燃焼する。これにより、過給機３のタービン３２へ送られる燃焼ガスの温度が、第２噴射が行われない場合と比較して高くなり、タービン３２に対してより大きなエネルギーを与えることができる。よって、タービン３２の回転数を、第２噴射が行われない場合と比較して増加させることができ、過給機３による過給圧を迅速に上昇させることができる。その結果、エンジン負荷の急上昇時のターボラグを解消又は短縮することができる。

[0047] 第１タイミングＴａ、即ち、燃焼期間の開始タイミングが、－３０°～０°ＡＴＤＣの範囲内であるとき、筒内圧力が最大筒内圧力に到達する時点Ｔｃよりも前に第２噴射を開始すると、最大筒内圧力が上昇して異常燃焼が生じるおそれがある。一方で、１８０°ＡＴＤＣよりも後に第２噴射を開始すると、第２噴射で供給された燃料が燃焼できないおそれがある。このような観点から、第２タイミングＴｂ、即ち、第２噴射の開始タイミングは、６０°～１８０°ＡＴＤＣの範囲内であってよい。第２噴射の終了タイミングは、パイロット燃料インジェクタ５２の噴射能力により定められてよい。

[0048] また、第２噴射の噴射量は、第１噴射の噴射量よりも多い。第１噴射の噴射量に対する第２噴射の噴射量の比は、１より大きく１５以下、望ましくは、８以上１２以下である。比が１以下では、排気温度の上昇が不十分となり、タービン３２の回転数を迅速に高めるという効果が得られない。一方、比が１５以上では、排気温度の上昇が過剰となり、排気温度が部材の許容温度を超えるおそれがある。

[0049] エンジン負荷が比較的低負荷の範囲ではノッキングなどの異常燃焼が生じにくく、エンジン負荷が比較的高負荷の範囲で異常燃焼が生じやすいことが分かっている。そこで、エンジン負荷を比較的低負荷から急上昇させる際には、エンジン出力の変化率を二段階とすることが望ましい。

[0050] 図６は、エンジン負荷の急上昇に応答して、エンジン出力を比較的低出力の第１出力値Ｄａから、第２出力値Ｄｂを経て、比較的高出力の第３出力値Ｄｃまで上昇させる際の、目標エンジン出力とパイロット燃料噴射量の時系列変化を表す図表である。第２出力値Ｄｂは、異常燃焼が生じにくい比較的低負荷の範囲と、異常燃焼が生じやすい比較的高負荷との境界値に対応するエンジン出力値である。同図において、エンジン負荷の上昇に対応してエンジン出力を一定の変化率で上昇させる場合の、エンジン出力の変化を固定変化率出力ラインＬ０で示す。ここで、固定変化率出力ラインＬ０の出力変化率は、高負荷においてもノッキングが発生しない最大の出力変化率とする。

[0051] 本願発明の目標出力ラインＬでは、エンジン出力を第１出力値Ｄａから第２出力値Ｄｂまで増加させる際の出力変化率は、固定変化率出力ラインＬ０の出力変化率よりも大きい（即ち、接線の傾きが大きい）。また、目標出力ラインＬでは、エンジン出力を第２出力値Ｄｂから第３出力値Ｄｃまで増加させる際の出力変化率は、固定変化率出力ラインＬ０の出力変化率よりも小さい（即ち、接線の傾きが小さい）、又は、同じである。その結果、目標出力ラインＬでは、固定変化率出力ラインＬ０と比較して、出力を第３出力値Ｄｃまで早く上昇させることができる。

[0052] 目標出力ラインＬは、予め制御装置７に記憶されている。制御装置７は、エンジン出力を第１出力値Ｄａから第３出力値Ｄｃまで急上昇させる際に、目標出力ラインＬに沿って、ガス燃料供給弁５１から供給されるガス燃料の供給量と、パイロット燃料インジェクタ５２から第１噴射において噴出するパイロット燃料の噴射量とを変化させる。

[0053] 制御装置７は、エンジン出力を第１出力値Ｄａから第２出力値Ｄｂまで増加させる際には、目標出力ラインＬに沿ってエンジン出力を増加させるように、ガス燃料の供給量を増加させるとともに、パイロット燃料の噴射量を噴射量Ｆａから噴射量Ｆｂまで漸次増加させる。なお、従来の燃焼方法でエンジン出力を上昇させる際は、ガス燃料の供給量を増加させるがパイロット燃料の噴射量は噴射量Ｆａで一定である。噴射量Ｆａと噴射量Ｆｂはガスエン

ジン１に応じて設定され、予め制御装置７に記憶されている。

[0054] 制御装置７は、エンジン出力を第２出力値Ｄｂから第３出力値Ｄｃまで増加させる際には、目標出力ラインＬに沿ってエンジン出力を増加させるように、ガス燃料の供給量を増加させるとともに、パイロット燃料の噴射量を噴射量Ｆｂに維持する。つまり、パイロット燃料の噴射量は、増加した状態で維持される。制御装置７は、エンジン出力が第３出力値Ｄｃに到達すると、パイロット燃料の噴射量を噴射量Ｆｂから噴射量Ｆａまで徐々に減少させる。

[0055] 上記の様にエンジン負荷を比較的低負荷から急上昇する際に、目標出力ラインＬに沿って第１噴射におけるパイロット燃料の噴射量を増加させることによって、エンジン出力の変化に対して、燃焼室２０内の空燃比は図７中の曲線Ｙ上を変化する。具体的には、エンジン出力が低い範囲（即ち、エンジン負荷が小さい範囲）ではノッキングが生じない範囲まで空燃比が低減し、燃料リッチな状態となる。エンジン出力が高い範囲（即ち、エンジン負荷が大きい範囲）では失火しない範囲まで空燃比が増加する。

[0056] 以上に説明したように、本実施形態のターボ過給機付きガスエンジン１は、パイロット着火方式のターボ過給機付きガスエンジンであって、燃焼室２０を形成するシリンダ２１及びピストン２２と、燃焼室２０内に液体燃料（パイロット燃料）を噴射するインジェクタ５２とを備え、シリンダ２１内でピストン２２が往復動することにより、空気及びガス燃料からなる希薄混合気を燃焼室２０へ吸い込む吸気行程、希薄混合気を圧縮する圧縮行程、希薄混合気の燃焼により生じた燃焼ガスが膨張する膨張行程、及び、燃焼ガスを燃焼室から排気する排気行程からなる燃焼サイクルが繰り返される。そして、インジェクタ５２が、圧縮行程における第１タイミングＴａで第１噴射を行い、第１噴射によって生じた火炎の伝播により燃焼室２０内の希薄混合気が燃焼している燃焼期間の後半であって膨張行程における第２タイミングＴｂで第２噴射を開始することを特徴としている。

[0057] 同様に、本実施形態に係るターボ過給機付きガスエンジン１の燃焼方法は

、圧縮行程における第１タイミングＴａで、液体燃料を燃焼室２０内へ噴射する第１噴射を行い、第１噴射によって生じた火炎の伝播により燃焼室２０内の希薄混合気が燃焼している燃焼期間の後半であって膨張行程における第２タイミングＴｂで、液体燃料を燃焼室２０内へ噴射する第２噴射を開始することを特徴としている。

[0058] 上記ターボ過給機付きガスエンジン１及びその燃焼方法によれば、第２噴射で噴射されたパイロット燃料（液体燃料）は、ピストン２２を押し下げる仕事には実質的に利用されずに、燃焼によって排気温度を上昇させる。これにより、過給機３のタービン３２へ送られる燃焼ガスの温度が、第２噴射が行われない場合と比較して高くなり、タービン３２に対してより大きなエネルギーを与えることができる。その結果、第２噴射が行われない運転から第２噴射が行われる運転に切り替えたときに、給気圧力センサ６１を迅速に高めることができ、ガス燃料の供給量を迅速に増加させることができる。このような燃焼方法は、ターボ過給機付きガスエンジン１の負荷急上昇時の燃焼方法として好適であり、ガスエンジン１の負荷応答性（即ち、要求出力に対する実出力の追従性）を向上させることができる。

[0059] また、本実施形態に係るターボ過給機付きガスエンジン１及びその燃焼方法において、ガスエンジン１は４ストロークエンジンであり、第２タイミングＴｂが６０°～１８０°ＡＴＤＣの範囲内にある。

[0060] これにより、燃焼室２０内の希薄混合気の正常な燃焼を阻害することなく、第２噴射による追加のパイロット燃料によって燃焼室２０から排出される燃焼ガスの温度を高めることができる。

[0061] また、本実施形態に係るターボ過給機付きガスエンジン１及びその燃焼方法において、第１噴射の噴射量に対し第２噴射の噴射量が多い。

[0062] これにより、燃焼室２０内の希薄混合気の正常な燃焼を阻害することなく、第２噴射による追加のパイロット燃料によって燃焼室２０から排出される燃焼ガスの温度を高めることができる。

[0063] また、本実施形態に係るターボ過給機付きガスエンジン１及びその燃焼方

法においては、エンジン出力を第１出力値Ｄａから第２出力値Ｄｂを経て第３出力値Ｄｃまで上昇させる際に、第１出力値Ｄａから第２出力値Ｄｂまでの出力増加率が、第２出力値Ｄｂから第３出力値Ｄｃまでの出力増加率と比較して大きくなるように、第１噴射における液体燃料の噴射量を変化させる。

[0064] 即ち、パイロット着火方式のターボ過給機付きガスエンジン１は、燃焼室２０を形成するシリンダ２１及びピストン２２と、燃焼室２０内にパイロット燃料（液体燃料）を噴射するインジェクタ５２とを備え、インジェクタ５２は、エンジン出力を第１出力値Ｄａから第２出力値Ｄｂを経て第３出力値Ｄｃまで上昇させる際に、燃焼室２０へ吸い込んだ希薄混合気を圧縮する圧縮行程においてメイン噴射を行い、第１出力値Ｄａから第２出力値Ｄｂまでの出力増加率が、第２出力値Ｄｂから第３出力値Ｄｃまでの出力増加率と比較して大きくなるように、メイン噴射におけるパイロット燃料の噴射量を変化させる。

[0065] このように、比較的低負荷において空燃比を低下させて燃料リッチとすることで、異常燃焼を回避しつつ、速やかに回転数を増加させることができる。そして、この回転数増加の勢いを保持したまま、比較的高負荷において希薄混合気の空燃比を低下させることによって、異常燃焼を回避しつつ、速やかにエンジン出力を高めることができる。よって、ターボ過給機付きガスエンジン１の負荷応答性を向上させることができる。

[0066] また、本実施形態に係るターボ過給機付きガスエンジン１は、燃焼室２０へ吸い込まれる空気を冷却するエアクーラ４３を更に備える。エアクーラ４３は、冷媒が流れる冷媒流路４４と、冷媒流路４４と接続され、冷媒を空気と熱交換させることなく当該冷媒流路４４の下流側へ流すバイパス路４６と、冷媒流路４４を流れる冷媒のうちバイパス路４６へ流入する冷媒の流量を調整する流量調整装置４５とを有し、流量調整装置４５は、エンジン負荷の上昇時に冷媒流路４４からバイパス路への冷媒の流れを遮断する。

[0067] 即ち、ターボ過給機付きガスエンジン１は、ガス燃料及び空気からなる希

薄混合気を燃焼させて動力を得るエンジン２と、給気管４１によりエンジン２と接続された圧縮機３１、及び、排気管４２によりエンジン２と接続されたタービン３２を有する過給機３と、ガス燃料を給気管４１へ供給するガス燃料供給装置（ガス燃料供給弁５１及びガス燃料供給弁ドライバ５０）と、給気管４１を通る空気を冷却するエアクーラ４３と、を備える。エアクーラ４３は、冷媒が流れる冷媒流路４４、冷媒流路４４と接続され、冷媒を空気と熱交換させることなく当該冷媒流路４４の下流側へ流すバイパス路４６、及び、冷媒流路４４を流れる冷媒のうちバイパス路４６へ流入する冷媒の流量を調整する流量調整装置４５を有し、流量調整装置４５は、エンジン負荷の上昇時に冷媒流路４４からバイパス路４６への冷媒の流れを遮断する。

[0068] このように、エンジン負荷の上昇時に、エアクーラ４３の全冷却能力でエンジン２への給気を冷却することにより、燃焼室２０内の熱負荷が抑えられ、ノッキング（異常燃焼）の発生を抑制することができる。

[0069] 以上に本発明の好適な実施の形態を説明したが、本発明の思想を逸脱しない範囲で、上記実施形態の具体的な構造及び／又は機能の詳細を変更したものも本発明に含まれ得る。

[0070] 例えば、上記実施形態に係るターボ過給機付きガスエンジンのエンジン２は、４ストロークエンジンであるが、２ストロークエンジンであってもよい。２ストロークエンジンでは、ピストン２２の上昇行程で排気、吸気、及び圧縮が行われ、ピストン２２の降下行程で燃焼及び排気が行われる。

符号の説明

[0071] １ ：ターボ過給機付きガスエンジン
２ ：エンジン（エンジン本体）
３ ：過給機
７ ：制御装置
７ａ ：演算処理部
７ｂ ：記憶部
２０ ：燃焼室

２１　：シリンダ

２２　：ピストン

２３　：吸気弁

２４　：排気弁

３１　：圧縮機

３２　：タービン

４１　：給気管

４２　：排気管

４３　：エアクーラ

４４　：冷媒流路

４５　：流量調整装置

４６　：バイパス路

４８　：給気ブローオフ弁

４９　：排気ウエストゲート弁

５０　：ガス燃料供給弁ドライバ

５１　：ガス燃料供給弁

５２　：パイロット燃料インジェクタ

５３　：コモンレール

５４　：インジェクタドライバ

６１　：給気圧力センサ

６２　：筒内圧力センサ

６３　：位相角検出器

６５　：給気温度センサ

６６　：旋回角センサ

６７　：船速計

７３　：舵角操作具

７４　：操船操作具

８３　：推進翼

９３　：推進軸

請求の範囲

[請求項1] ガス燃料及び空気からなる希薄混合気を燃焼室へ吸い込む吸気行程、前記希薄混合気を圧縮する圧縮行程、前記希薄混合気の燃焼により生じた燃焼ガスが膨張する膨張行程、及び、前記燃焼ガスを前記燃焼室から排気する排気行程からなる燃焼サイクルを繰り返す、パイロット着火方式のターボ過給機付きガスエンジンの燃焼方法であって、

前記圧縮行程における第１タイミングで、液体燃料を前記燃焼室内へ噴射する第１噴射を行い、

前記第１噴射によって生じた火炎の伝播により前記燃焼室内の前記希薄混合気が燃焼している燃焼期間の後半であって前記膨張行程における第２タイミングで、前記液体燃料を前記燃焼室内へ噴射する第２噴射を開始する、

ガスエンジンの燃焼方法。

[請求項2] 前記ガスエンジンは４ストロークエンジンであり、前記第２タイミングが６０°～１８０°ＡＴＤＣの範囲内にある、

請求項１に記載のガスエンジンの燃焼方法。

[請求項3] 前記第１噴射の噴射量に対し前記第２噴射の噴射量が多い、

請求項１又は２に記載のガスエンジンの燃焼方法。

[請求項4] エンジン出力を第１出力値から第２出力値を経て第３出力値まで上昇させる際に、前記第１出力値から前記第２出力値までの出力増加率が、前記第２出力値から前記第３出力値までの出力増加率と比較して大きくなるように、前記第１噴射における前記液体燃料の噴射量を変化させる、

請求項１～３のいずれか一項に記載のガスエンジンの燃焼方法。

[請求項5] 燃焼室を形成するシリンダ及びピストンと、前記燃焼室内に液体燃料を噴射するインジェクタとを備え、前記シリンダ内で前記ピストンが往復動することにより、空気及びガス燃料からなる希薄混合気を前記燃焼室へ吸い込む吸気行程、前記希薄混合気を圧縮する圧縮行程、

前記希薄混合気の燃焼により生じた燃焼ガスが膨張する膨張行程、及び、前記燃焼ガスを前記燃焼室から排気する排気行程からなる燃焼サイクルが繰り返される、パイロット着火方式のターボ過給機付きガスエンジンであって、

前記インジェクタは、前記圧縮行程における第１タイミングで第１噴射を行い、前記第１噴射によって生じた火炎の伝播により前記燃焼室内の前記希薄混合気が燃焼している燃焼期間の後半であって前記膨張行程における第２タイミングで第２噴射を開始する、

ターボ過給機付きガスエンジン。

[請求項6] ４ストロークエンジンであり、前記第２タイミングが６０°～１８０°ＡＴＤＣの範囲内にある、

請求項５に記載のターボ過給機付きガスエンジン。

[請求項7] 前記第１噴射の噴射量に対し前記第２噴射の噴射量が多い、

請求項５又は６に記載のターボ過給機付きガスエンジン。

[請求項8] 前記インジェクタは、エンジン出力を第１出力値から第２出力値を経て第３出力値まで上昇させる際に、前記第１出力値から前記第２出力値までの出力増加率が、前記第２出力値から前記第３出力値までの出力増加率と比較して大きくなるように、前記第１噴射における前記液体燃料の噴射量を変化させる、

請求項５～７のいずれか一項に記載のターボ過給機付きガスエンジン。

[請求項9] 前記燃焼室へ吸い込まれる前記空気を冷却するエアクーラを更に備え、

前記エアクーラは、冷媒が流れる冷媒流路と、前記冷媒流路と接続され、前記冷媒を前記空気と熱交換させることなく当該冷媒流路の下流側へ流すバイパス路と、前記冷媒流路を流れる前記冷媒のうち前記バイパス路へ流入する前記冷媒の流量を調整する流量調整装置とを有し、

前記流量調整装置は、エンジン負荷の上昇時に前記冷媒流路から前記バイパス路への前記冷媒の流れを遮断する、

請求項５～８のいずれか一項に記載のターボ過給機付きガスエンジン。

[請求項10] 燃焼室を形成するシリンダ及びピストンと、前記燃焼室内に液体燃料を噴射するインジェクタとを備え、前記シリンダ内で前記ピストンが往復動することにより、空気及びガス燃料からなる希薄混合気を前記燃焼室へ吸い込む吸気行程、前記希薄混合気を圧縮する圧縮行程、前記希薄混合気の燃焼により生じた燃焼ガスが膨張する膨張行程、及び、前記燃焼ガスを前記燃焼室から排気する排気行程からなる燃焼サイクルが繰り返される、パイロット着火方式のターボ過給機付きガスエンジンであって、

前記インジェクタは、エンジン出力を第１出力値から第２出力値を経て第３出力値まで上昇させる際に、前記圧縮行程においてメイン噴射を行い、前記第１出力値から前記第２出力値までの出力増加率が、前記第２出力値から前記第３出力値までの出力増加率と比較して大きくなるように、前記メイン噴射における前記液体燃料の噴射量を変化させる、

ターボ過給機付きガスエンジン。

[請求項11] ガス燃料及び空気からなる希薄混合気を燃焼させて動力を得るエンジンと、

給気管により前記エンジンと接続された圧縮機、及び、排気管により前記エンジンと接続されたタービンを有する過給機と、

前記ガス燃料を前記給気管へ供給するガス燃料供給装置と、

前記給気管を通る前記空気を冷却するエアクーラと、を備え、

前記エアクーラは、冷媒が流れる冷媒流路、前記冷媒流路と接続され、前記冷媒を前記空気と熱交換させることなく当該冷媒流路の下流側へ流すバイパス路、及び、前記冷媒流路を流れる前記冷媒のうち前

記バイパス路へ流入する前記冷媒の流量を調整する流量調整装置を有し、前記流量調整装置は、エンジン負荷の上昇時に前記冷媒流路から前記バイパス路への前記冷媒の流れを遮断する、
ターボ過給機付きガスエンジン。

[図1]

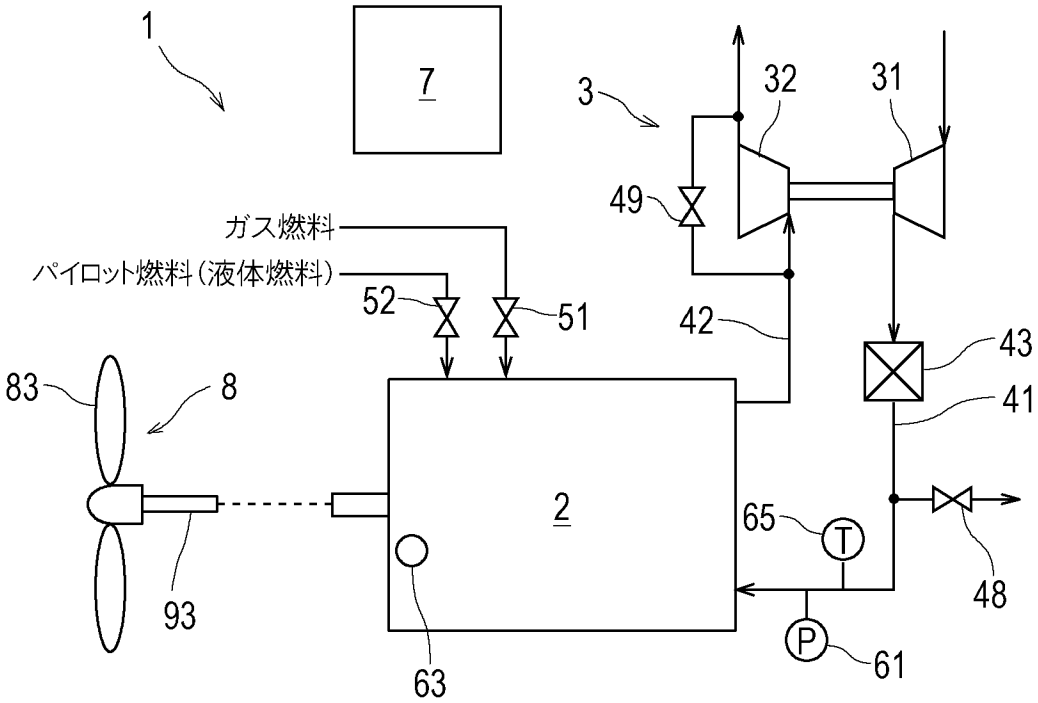

1
7
3
32
31
49
ガス燃料
パイロット燃料（液体燃料）
52
51
42
43
41
83
8
2
65
T
48
93
63
P
61

FIG.1

[図2]

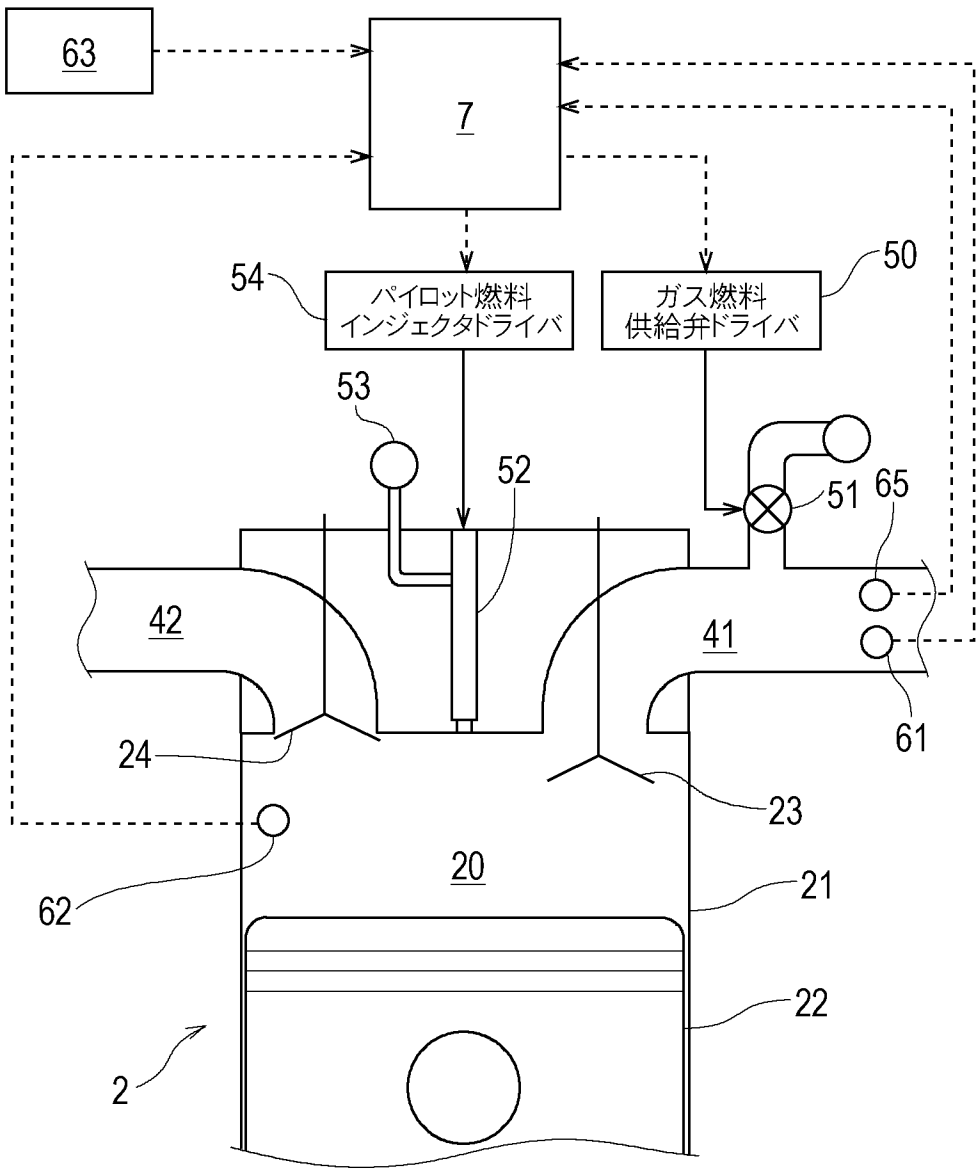

63
7
54
パイロット燃料
インジェクタドライバ
ガス燃料
供給弁ドライバ
50
53
52
51
65
42
41
24
23
61
62
20
21
22
2

FIG.2

[図3]

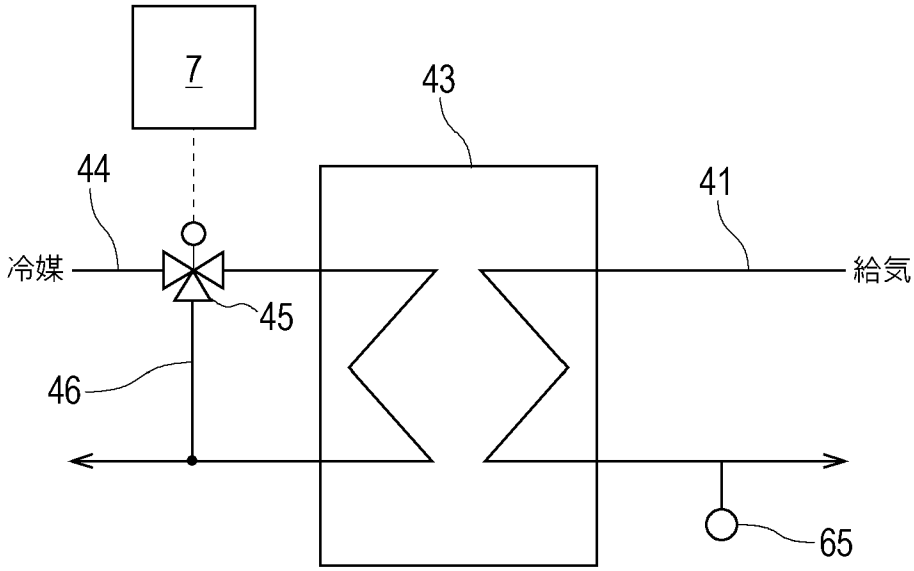


FIG.3

[図4]

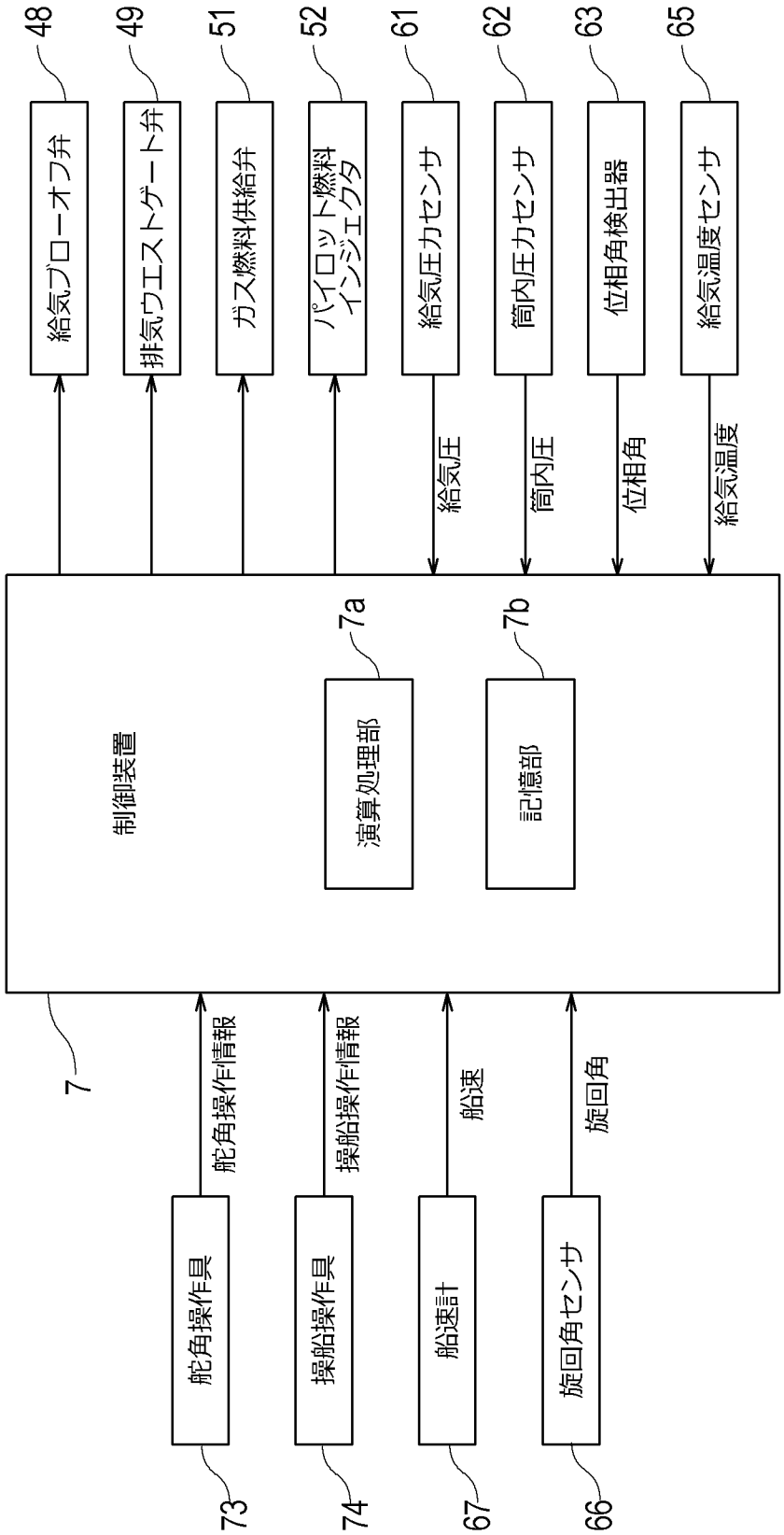

48
給気ブローオフ弁
49
排気ウエストゲート弁
51
ガス燃料供給弁
52
パイロット燃料インジェクタ
61
給気圧力センサ
62
筒内圧力センサ
63
位相角検出器
65
給気温度センサ
給気圧
筒内圧
位相角
給気温度
制御装置
7a
演算処理部
7b
記憶部
7
舵角操作情報
操船操作情報
船速
旋回角
舵角操作具
操船操作具
船速計
旋回角センサ
73
74
67
66

FIG.4

[図5]

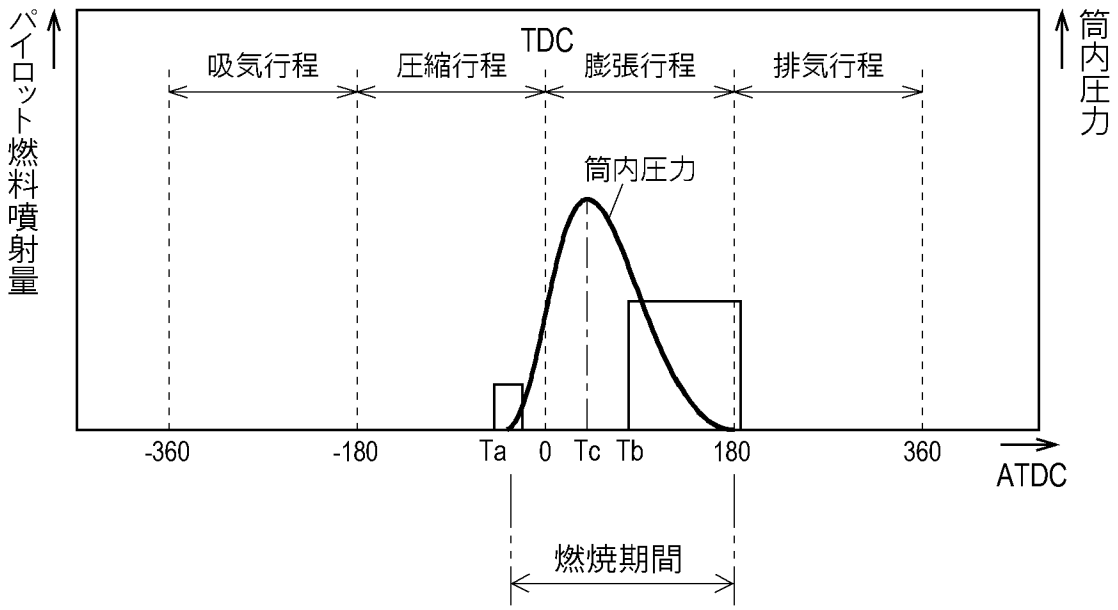


FIG.5

[図6]

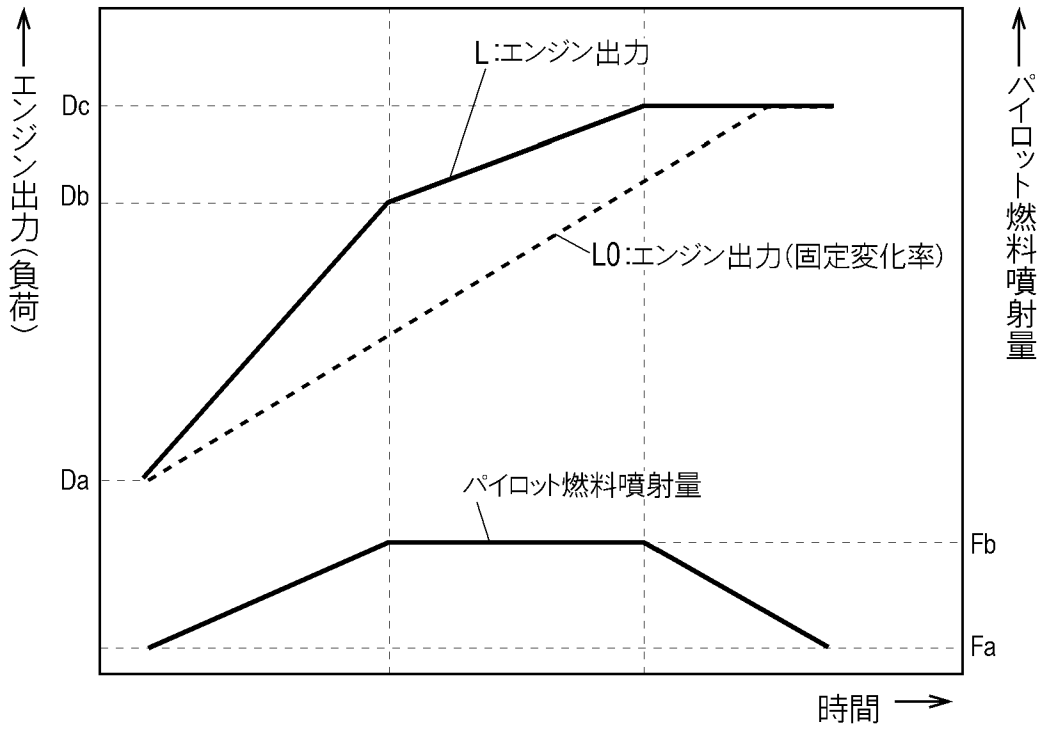


FIG.6

[図7]

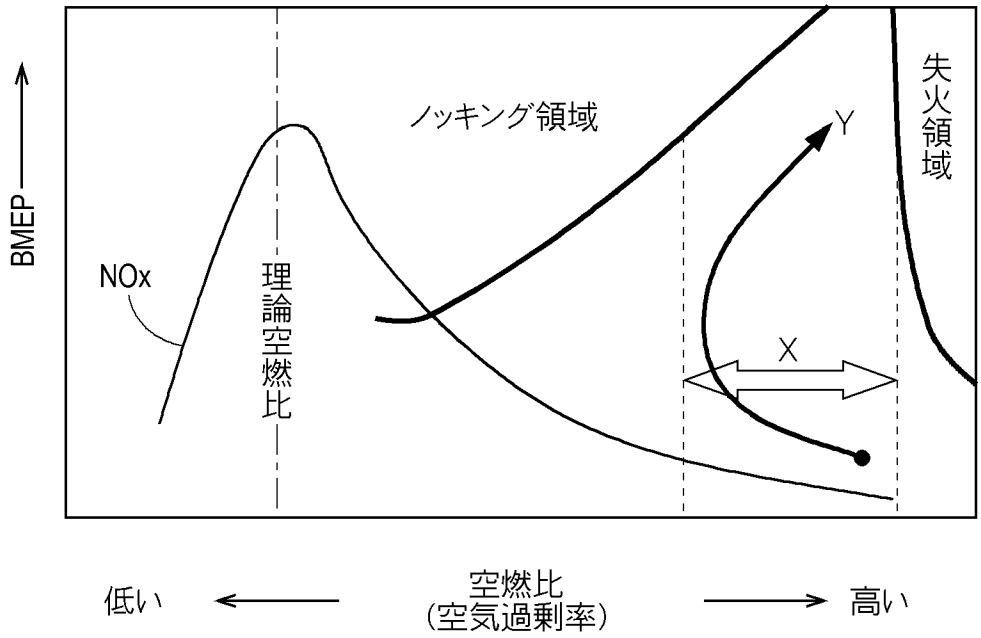


FIG.7

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2019/045230

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
Int.Cl. F02D19/08(2006.01)i, F02D23/02(2006.01)i, F02M21/02(2006.01)i, F02M25/00(2006.01)i, F02B29/04(2006.01)i, F02D41/02(2006.01)i, F02D41/04(2006.01)i
FI: F02D19/08C, F02D23/02C, F02D23/02H, F02M21/02301P, F02M25/00L, F02M25/00S, F02D41/02, F02D41/04, F02B29/04R
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
Int.Cl. F02D19/08, F02D23/02, F02M21/02, F02M25/00, F02B29/04, F02D41/02, F02D41/04

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched
Published examined utility model applications of Japan 1922-1996
Published unexamined utility model applications of Japan 1971-2020
Registered utility model specifications of Japan 1996-2020
Published registered utility model applications of Japan 1994-2020

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y X	JP 5922830 B1 (MITSUI ENG & SHIPBUILD CO., LTD.) 24.05.2016 (2016-05-24), paragraphs [0009]-[0017], [0023]-[0037], fig. 1-8	1-9, 11 10
Y	JP 2002-106376 A (MAZDA MOTOR CORP.) 10.04.2002 (2002-04-10), paragraph [0016]	1-9
Y	JP 2001-207894 A (NIPPON SOKEN INC.) 03.08.2001 (2001-08-03), paragraphs [0028], [0029]	1-9
Y	JP 2003-148153 A (SUMITOMO (S.H.I.) CONSTRUCTION MACHINERY MANUFACTURING CO., LTD.) 21.05.2003 (2003-05-21), claim 1, fig. 1	9, 11
Y	JP 2009-530544 A (BORG WARNER INC.) 27.08.2009 (2009-08-27), claim 1, paragraph [0024], fig. 1-3	9, 11

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C.
☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed
"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
27.01.2020	04.02.2020
Name and mailing address of the ISA/ Japan Patent Office 3-4-3, Kasumigaseki, Chiyoda-ku, Tokyo 100-8915, Japan	Authorized officer Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/JP2019/045230

JP 5922830 B1	24.05.2016	CN 106257027 A
JP 2002-106376 A	10.04.2002	(Family: none)
JP 2001-207894 A	03.08.2001	(Family: none)
JP 2003-148153 A	21.05.2003	(Family: none)
JP 2009-530544 A	27.08.2009	US 2009/0013978 A1 WO 2007/111926 A2 claim 1, column 9, lines 16-28, fig. 1-3 KR 10-2008-0113208 A CN 101415933 A

国際調査報告

国際出願番号
PCT/JP2019/045230

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（ＩＰＣ））

F02D 19/08(2006.01)i; F02D 23/02(2006.01)i; F02M 21/02(2006.01)i; F02M 25/00(2006.01)i; F02B 29/04(2006.01)i; F02D 41/02(2006.01)i; F02D 41/04(2006.01)i
FI: F02D19/08 C; F02D23/02 C; F02D23/02 H; F02M21/02 301P; F02M25/00 L; F02M25/00 S; F02D41/02; F02D41/04; F02B29/04 R

B. 調査を行った分野

調査を行った最小限資料（国際特許分類（ＩＰＣ））

F02D19/08; F02D23/02; F02M21/02; F02M25/00; F02B29/04; F02D41/02; F02D41/04

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの

日本国実用新案公報	１９２２－１９９６年
日本国公開実用新案公報	１９７１－２０２０年
日本国実用新案登録公報	１９９６－２０２０年
日本国登録実用新案公報	１９９４－２０２０年

国際調査で使用した電子データベース（データベースの名称、調査に使用した用語）

C. 関連すると認められる文献

引用文献のカテゴリー*	引用文献名　及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する請求項の番号
Y	JP 5922830 B1 (三井造船株式会社) 24.05.2016 (2016-05-24) 段落0009-0017,0023-0037,図1-8	1-9,11
X		10
Y	JP 2002-106376 A (マツダ株式会社) 10.04.2002 (2002-04-10) 段落0016	1-9
Y	JP 2001-207894 A (株式会社日本自動車部品総合研究所) 03.08.2001 (2001-08-03) 段落0028-0029	1-9
Y	JP 2003-148153 A (住友建機製造株式会社) 21.05.2003 (2003-05-21) 請求項1,図1	9,11
Y	JP 2009-530544 A (ボーグワーナー・インコーポレーテッド) 27.08.2009 (2009-08-27) 請求項1,段落0024,図1-3	9,11

☐ Ｃ欄の続きにも文献が列挙されている。

☑ パテントファミリーに関する別紙を参照。

* 引用文献のカテゴリー
"A" 特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの
"E" 国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの
"L" 優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献（理由を付す）
"O" 口頭による開示、使用、展示等に言及する文献
"P" 国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願の日の後に公表された文献
"T" 国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と抵触するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの
"X" 特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの
"Y" 特に関連のある文献であって、当該文献と他の１以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの
"&" 同一パテントファミリー文献

国際調査を完了した日	国際調査報告の発送日
27.01.2020	04.02.2020

名称及びあて先
日本国特許庁(ISA/JP)
〒100-8915
日本国
東京都千代田区霞が関三丁目４番３号

権限のある職員（特許庁審査官）
佐々木　淳 3Z 4477

電話番号 03-3581-1101 内線 3395

国際調査報告
パテントファミリーに関する情報

国際出願番号
PCT/JP2019/045230

引用文献	公表日	パテントファミリー文献	公表日
JP 5922830 B1	24.05.2016	CN 106257027 A	
JP 2002-106376 A	10.04.2002	（ファミリーなし）	
JP 2001-207894 A	03.08.2001	（ファミリーなし）	
JP 2003-148153 A	21.05.2003	（ファミリーなし）	
JP 2009-530544 A	27.08.2009	US 2009/0013978 A1 WO 2007/111926 A2 請求項1,第9欄第16-28行,図1-3 KR 10-2008-0113208 A CN 101415933 A	