

令和 3 年 6 月 14 日現在

機関番号：82627

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2018～2020

課題番号：18K04591

研究課題名(和文)低環境負荷型天然ガス機関開発のためのパイロット着火制御の高度化に関する研究

研究課題名(英文) Study of improvement technology for a natural gas fueled engine with ignition of micro pilot fuel

研究代表者

今井 康雄 (IMAI, Yasuo)

国立研究開発法人海上・港湾・航空技術研究所・その他部局等・研究員

研究者番号：40426218

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,400,000円

研究成果の概要(和文)：パイロット燃料着火方式におけるメタン-空気予混合気中の着火遅れ時間の遅延の原因を調べるために、パイロット燃料と霧囲気中のメタンの化学反応における相互作用を考慮し、さらにメタン-空気予混合気とパイロット燃料の混合作用を組み合わせた数値解析手法を考案した。その結果、着火遅れが遅延する条件ではパイロット燃料噴射開始後に生成したOHラジカルのモル濃度が低下する様子が確認された。さらにパイロット燃料着火の着火遅れ時間の短縮化のために、分割噴射の効果について検証した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

エンジン負荷の変動に応じて天然ガス濃度を变化させる必要があるが、メタン濃度によって着火遅れ時間が極端に変化してしまうパイロット燃料着火方式では、負荷変動に対するエンジン制御の追従性、ロバスト性の確保が難しい。そこで、まず着火遅れの変動が起こる原因を明らかにし、得られた知見からできるだけ着火遅れの変動を抑える制御手法を示すことが大切である。本研究では数値解析により、パイロット燃料噴射の着火遅れ時間増大の原因について示した。また分割噴射による着火遅れ時間の短縮化について検証した。これらの結果は、環境負荷が低く、温暖化防止に貢献するための天然ガス機関開発に資するものとなると考える。

研究成果の概要(英文)：In order to clarify the reason of the increase of ignition delay on natural gas fueled engine with ignition of micro pilot fuel, a numerical simulation about ignition delay in the methane-air mixture condition was carried out. The numerical simulation included a model which considered the effect of mixture formation of a pilot fuel injection in methane-air mixture. Moreover, in order to consider the interaction of chemical reaction between pilot fuel and methane-air mixture, a chemical reaction spray model was also employed. The results shows that mole fraction of OH radical in the pilot spray decreased after pilot fuel injection under high methane concentration conditions

And moreover, the effects of split pilot injection were verified in order to shorten ignition delay under high methane concentration conditions.

研究分野：内燃機関

キーワード：天然ガス パイロット燃料着火 着火遅れ 数値解析

### 1. 研究開始当初の背景

天然ガスは、単位発熱量当りの二酸化炭素(CO<sub>2</sub>)排出量が重油等に比べて少ないことから、地球温暖化の原因とされるCO<sub>2</sub>の排出量削減のため、重油の代替燃料として期待されている。天然ガス機関では、異常燃焼回避や窒素酸化物(NO<sub>x</sub>)排出量低減の観点から、燃料混合気を希薄化してエンジン筒内へ供給される。供給方法は、吸気ポートから供給する場合(予混合燃焼方式)と、ガスを直接エンジン筒内へ噴射する場合(拡散燃焼方式)の2つに大別される。着火方法については、いずれの燃料供給方法も希薄燃料混合気の着火安定性の確保から、着火性の良い液体燃料(パイロット燃料)を噴射し、そのパイロット燃料を着火源とするパイロット燃料着火方式が有用とされている。

予混合燃焼は主に中速船用エンジンに用いられている。吸気ポートから天然ガスを供給し、予め空気と天然ガスが混合された状態でエンジン筒内へと供給される。パイロット燃料を噴射して天然ガス混合気を着火させると、天然ガスの主成分であるメタン濃度の変動に伴い、パイロット燃料の着火遅れ時間が変化することが知られている。そのため運転条件により、メタン濃度に応じてパイロット燃料の着火遅れの変化を考慮したパイロット燃料噴射制御を行う必要があるため、負荷変動が大きい場合には、ノッキングや燃料消費率の悪化などが懸念される。

一方、主に大型低速船用エンジンに利用されている拡散燃焼方式では、吸気は空気のみであり、圧縮行程後半にパイロット燃料とガス燃料を噴射する。パイロット燃料が着火した後ガス噴流がパイロット燃料火炎に到達するため、あらゆる運転条件でパイロット燃料の着火遅れ時間は一定になり、運転条件に応じてパイロット燃料の着火遅れ時間の変化を考慮する必要はない。しかしながら、天然ガス噴流と空気の混合時間が短いため、局所当量比が高い状態で燃焼し、局所の燃焼温度が上昇してNO<sub>x</sub>排出量の増加は避けられない。

このようにいずれの燃焼方式においても、パイロット燃料の着火遅れ時間を正確に把握し、制御することは、機関の損傷や有害排出物質の低減から必要不可欠であるが、過去の研究では、天然ガスエンジンにおけるパイロット燃料の着火遅れ変動について、明確な要因を記述した事例が無く、経験則に基づいた機関開発が行われているのが現状である。

### 2. 研究の目的

本研究は、雰囲気メタン濃度の影響によって、パイロット燃料の着火遅れ時間が増加することについて、数値解析および実験解析によって原因を明らかにする。さらに、パイロット燃料の噴射特性(噴射圧力、噴射期間、分割噴射等)によって、パイロット燃料の着火遅れ時間の短縮化や安定化等に対する効果を検証し、環境負荷の低減や地球温暖化防止に貢献するための天然ガス機関開発に資するパイロット燃料着火方式を示すことを目的とする。

### 3. 研究の方法

#### (1)数値解析によるメタン - 空気予混合気中のパイロット燃料の着火遅れ時間増加の検証

従来の混合燃料の燃焼化学反応計算では、各燃料について独立した燃焼化学反応計算を行っているため、各燃料の化学反応における相互作用は考慮されていない。特に本研究のような雰囲気メタン濃度によってパイロット燃料の着火遅れが変動する場合には、各燃料の化学反応における相互作用を考慮する必要があると考える。そのため本研究では、雰囲気中のメタンとパイロット燃料の2つの燃料が共存した時の燃焼化学反応機構を推定することを試みた。その推定には三好によって開発された、燃焼詳細反応機構を自動生成するソフトウェアであるKUCRS<sup>[1]</sup>を使用した。このソフトウェアは、炭化水素系燃料の燃焼反応に関する反応機構の推定・構築を行うものであり、混合燃料についても対応している。ここで得られた燃焼反応機構を燃焼反応計算に組み込んだ。化学反応計算にはCanteraを使用した。

一方着火遅れは、パイロット燃料噴射から化学反応が開始されるまでの時間に影響されるだけでなく、着火可能な混合気濃度に達するまでの時間も影響するため、パイロット燃料が雰囲気であるメタン - 空気予混合気との混合過程についても考慮する必要がある。そこで本研究では、MusculusおよびKattkeの次元噴霧モデル<sup>[2]</sup>に、化学反応計算を連成したKnoxらの解析手法<sup>[3]</sup>を採用した。Musculus-Kattkeのモデルでは、燃料質量( $m_f$ )と噴霧の運動量 $M$ の輸送方程式を、風上法で離散化した方程式(1.1)、(1.2)を解くことで、噴霧軸方向における燃料濃度分布および断面平均速度の時間進展を計算することができる。

表1 数値解析におけるパイロット燃料噴射条件

	$d_N=0.1$ [mm]	$d_N=0.3$ [mm]
$P_{inj}$ [MPa]	$\Delta t_{inj}$ [ms]	$\Delta t_{inj}$ [ms]
30	3.68	0.54
60	2.54	0.42
90	2.08	0.36
120	1.81	0.33

$$m_{f,i}^{t+1} = m_{f,i}^t + \rho_f [(X_f u A)_{i-1}^t - (X_f u A)_i^t] \Delta t \quad (1.1)$$

$$M_i^{t+1} = M_i^t + [(\rho u^2 A)_{i-1}^t - (\rho u^2 A)_i^t] \Delta t \quad (1.2)$$

ここで $u$ は断面平均速度,  $X_f$ は燃料の体積分率,  $\rho$ は流体の密度,  $\rho_f$ は燃料密度,  $A$ はコントロール・ボリュームの断面積,  $\Delta t$ は時間刻み, 下添字 $i$ はコントロール・ボリュームの位置を, 上添字 $t$ は時刻を表す.

表 1 に数値解析におけるパイロット燃料噴射条件を示す. パイロット燃料噴射圧力( $P_{inj}$ )は, 30 から 120MPa まで 30MPa 刻みで設定し, 噴孔径( $d_{inj}$ )は 0.1mm, 0.3mm とした. 噴射期間はいずれのパイロット燃料噴射圧力と噴孔径の組合せにおいて, 燃料噴射量が 3.0mg となるように設定している. また雰囲気条件として空気のみの場合と, 希薄ガスエンジンの運転条件を想定したメタン当量比( $\phi_{CH_4}$ )を 0.55 の 2 条件とし, 初期条件として雰囲気温度および圧力は, それぞれ 820K, 4.6MPa とした. なお, 数値解析ではパイロット燃料をヘプタン( $C_7H_{16}$ )とした.

以上, メタン-空気混合気におけるパイロット燃料の燃焼化学反応および一次元噴霧モデルによるパイロット燃料の混合過程を考慮した数値解析手法を考案し, パイロット燃料の着火遅れに関する数値解析を行った.

## (2)実験によるメタン - 空気予混合気中のパイロット燃料の着火遅れ時間増加の検証

図 1 に本研究で使用した実験装置の概略図を示す. 本研究では, 船用機関の 1 サイクルの燃焼過程を模擬できる急速圧縮装置を使用した. 天然ガスの利用を想定し, 吸気には乾燥した空気及びメタンを用いて混合タンク内で混合し, メタン濃度を分圧法により調整した. メタン - 空気混合気は電気ヒータによって温度調整した後, 急速圧縮装置のシリンダ内へ吸入され, 油圧ピストンにより圧縮し, ピストンは圧縮上死点の位置で固定される. そして着火用のパイロット燃料がインジェクタより噴射され, パイロット燃料の自着火によりメタン - 空気混合気の燃焼が開始される. インジェクタにはディーゼルエンジン用ソレノイド式インジェクタを使用した. またパイロット燃料噴射から燃焼終了までの様子を観察するために, 燃焼室正面には石英ガラス製の観察窓が設けられている. ピストン形状はパイロット噴霧に影響せずに圧縮比を考慮した形状となっており, ピストン直径は 100mm, 深さは 30mm とした.

雰囲気のメタン濃度を变化させた場合にパイロット燃料の着火遅れが増加するのは, パイロット燃料の熱分解反応が遅延するか, あるいは熱分解から着火に至る化学反応過程においてメタンがインヒビター的な役割を果たしていることも, 一つの要因として考えられる. そこで燃焼中間生成物の中で比較的計測しやすい CH, OH,  $C_2$  ラジカルの 3 種類について発光開始時間を計測し, 雰囲気のメタン濃度を变化させた場合に, 各ラジカルの発光開始時間に対してどのような影響を及ぼしているかを検証した. 計測には図 2 に示す通り, インジェクタの対向壁面に各ラジカルの自発光を捉えるための光ファイバを設置し, その先にはダイクロミックミラー, 光学フィルタを介し, 光電子増倍管により各ラジカルの発光開始時間を計測した.

さらに実験では, パイロット燃料噴射圧力, 噴射期間, 分割噴射の効果について検証した. 表 2 に実験条件を示す. 雰囲気の圧力および温度条件はそれぞれ 4.5MPa, 760±15 である. このため, 実験で使用したパイロット燃料には着火性の観点からトリデカン( $C_{13}H_{28}$ )を使用した. パイロット燃料噴射圧力は 40, 60MPa の 2 種類とし, 噴射期間は本研究

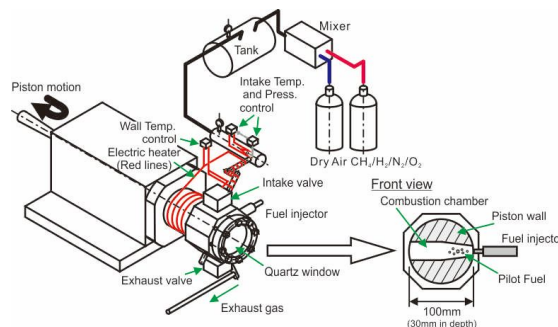


図 1 実験装置の概略図

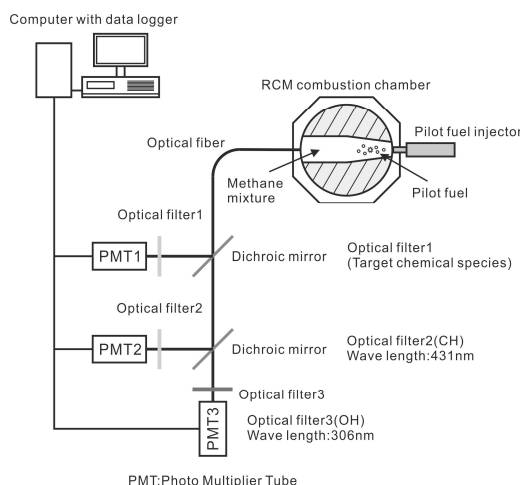


図 2 実験装置の概略図

表 2 実験条件

Injection Pressure $P_{inj}$	[MPa]	40, 60
Ambient Pressure	[MPa]	4.6
Ambient Temperature	[K]	760 ± 15
Equivalence Ratio	[-]	Air, 0.33~0.35, 0.52~0.55
Injector Hole Diameter	[mm]	0.36
Injection Duration	[ms]	0.5, 1.0
Injection Interval	[ms]	1.0, 3.0, 5.0

で使用したインジェクタの最小噴射期間である 0.5ms と 1.0ms とした。また、分割噴射は噴射期間 1.0ms を 0.5ms ずつに 2 分割し、噴射間隔をパラメータとして試験した。なお噴射間隔は 1.0, 3.0, 5.0ms の 3 種類に設定した。

#### 4. 研究成果

##### (1) 数値解析によるパイロット燃料着火遅れ検証結果

図 3 に、数値解析によって得られたパイロット燃料噴射圧力に対する着火遅れ時間( $\tau_{ign}$ )の関係を示す。結果はインジェクタの噴孔径( $d_N$ )の影響についても示している。空气中にパイロット燃料を噴射した場合、パイロット燃料噴射圧力の増加に対して着火遅れ時間は、噴孔径によって大きな差は無く、ほぼ横ばいとなっている。この結果に対しメタン-空気予混合気中では、パイロット燃料噴射圧力の増加に対し着火遅れ時間は増加し、さらに噴孔径が小さいほうが着火遅れはより増加する。微小燃料のパイロット燃料噴射において、微粒化過程を無視して周囲気体の導入過程の影響のみに着目した場合、低噴射圧力や噴孔径の増加がパイロット燃料噴霧の着火遅れの短縮に有効であることが示された。

図 4 に、メタン-空気予混合気中にパイロット燃料を噴射した時の温度と OH ラジカルのモル分率の噴霧軸方向における分布を示す。結果は Case A ( $d_N=0.3\text{mm}$ ,  $P_{inj}=120\text{MPa}$ ), Case B ( $d_N=0.3\text{mm}$ ,  $P_{inj}=30\text{MPa}$ ), Case C ( $d_N=0.1\text{mm}$ ,  $P_{inj}=120\text{MPa}$ ) の 3 種類について示し、図 3 において Case A, Case C は噴射圧力が大きい条件で着火遅れが長くなった結果であり、Case B は噴孔径が大きく噴射圧が低い条件で着火遅れが短くなった結果である。着火遅れが長くなった Case A, Case C では、パイロット燃料噴射終了後から雰囲気温度である 820K から 100K 程度上昇し、数 ms 程度経過後、大幅な温度上昇に至る熱炎が確認される。Case A では  $t=1.5\text{ms}$ , Case C では  $t=3.2\text{ms}$  において、OH ラジカルの増加を確認できるが、その後減少に転じてから再度上昇し、熱炎が発生する時期に急上昇する。このような OH ラジカルの時間推移は着火遅れ時間の短い Case B では見られなかった。したがって OH ラジカルが減少に転じたことが着火遅れ時間が長期化したことと関係していることが考えられる。

##### (2) 実験によるパイロット燃料着火遅れ検証結果

図 5 にメタン当量比に対する燃焼中間生成物である  $C_2$ , CH, OH ラジカルの発光開始時間の関係を示す。プロットは試行 5 回の平均値であり、エラーバーは試行 5 回の最大値、最小値を示している。メタン濃度の増加に伴って各ラジカルの発光開始時間は長期化している。数値解析結果では、パイロット燃料噴射後から OH ラジカルの存在が示されているが、実験では熱炎が発生していると考えられる時間で各ラジカルの発光が観測されている。したがって得られた結果は熱炎が発生したことによって強く発光したものを観測したものとする。このことを踏まえて結果を見ると、雰囲気メタン当量比が  $\phi_{CH_4}=0$ (空気)および 0.36 の条件ではラジカルの発光間隔に違いは見られなかったが、

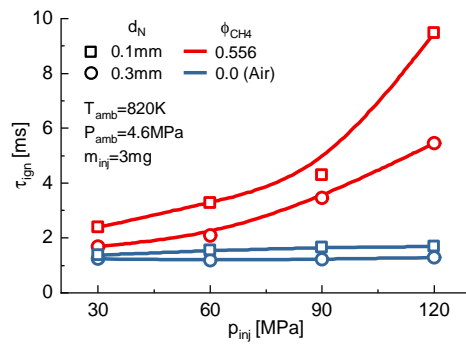


図 3 パイロット燃料噴射圧力に対する着火遅れ

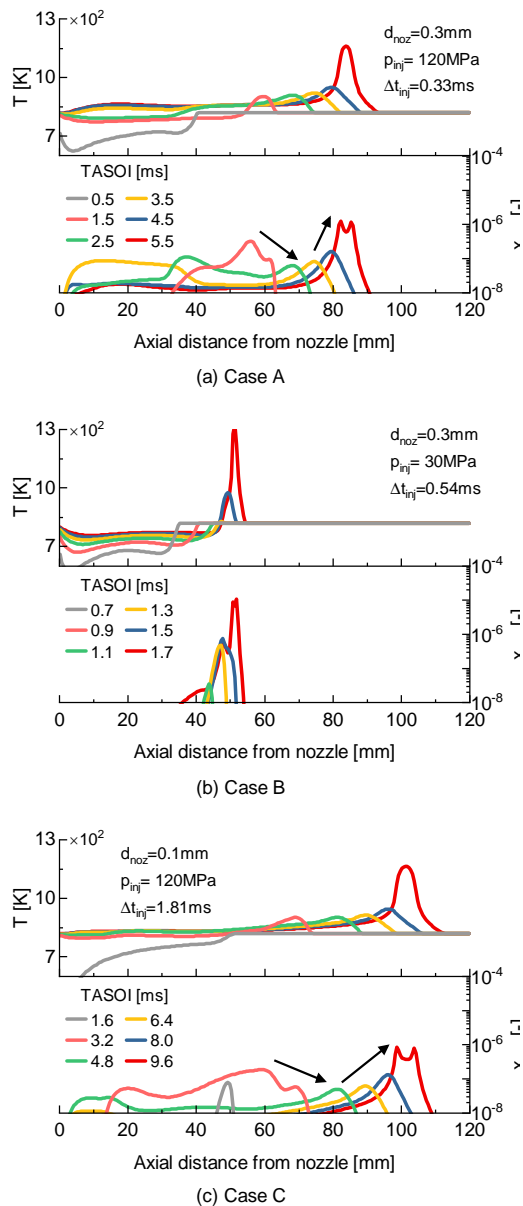


図 4 実験装置の概略図

$\phi_{CH_4}=0.52$  の条件では  $C_2$ , CH ラジカルの発光開始時間と OH ラジカルの発光開始時間の差が大きくなっていることがわかる。数値解析結果から OH ラジカルのモル濃度の変化が着火遅れ時間の遅延に関係していることが示されていることから, OH ラジカルのモル濃度の変化が, 実験結果にも現れている可能性があると考えられる。

次に分割噴射の噴射間隔に対する着火遅れ時間の関係を図 6 に示す。図(a)はパイロット燃料噴射圧力を 60MPa, 図(b)は 40MPa に設定した結果である。いずれのパイロット燃料噴射圧力においても, メタン当量比  $\phi_{CH_4}=0.55$  の条件では若干着火遅れ時間は短縮しているが, その他の条件ではほぼ横ばいであった。数値解析結果では, 燃料噴射終了後に OH ラジカルの発生とともに 100K 程度の温度上昇も見られたことから, 1 段目のパイロット燃料噴射で雰囲気温度を上昇させ, そこに 2 段目のパイロット燃料噴射をすれば着火遅れ時間の短縮化につながることを期待したが, 大幅な着火遅れ時間の短縮とはならなかった。これは数値解析では雰囲気温度を 820K としたのに対し, 実験では装置の制約上 760K 程度までとなった。これにより, 実験では 1 段目のパイロット燃料噴射による温度上昇が期待したほど大きくなかったために, 2 段目のパイロット燃料の着火が早期化しなかったことが考えられる。本研究の範囲では分割噴射については期待した効果が得られなかったが, 実機のディーゼルエンジンにおける燃料噴射開始時の筒内温度は, 本実験の環境下よりは高いと考えられており, 1 段目のパイロット燃料噴射による雰囲気温度の上昇を利用し, OH ラジカルの濃度低下を補う形で 2 段目のパイロット燃料噴射を行えば, パイロット燃料噴射の着火遅れの短縮化に繋がるものと考えられる。

### (3)まとめ

1)パイロット燃料着火方式におけるメタン - 空気予混合気中の着火遅れ時間の遅延の原因を調べるために, パイロット燃料と雰囲気メタンの化学反応における相互作用を考慮し, さらにメタン - 空気予混合気とパイロット燃料の混合作用を組み合わせた数値解析手法を考案した。数値解析を行った結果, 着火遅れが遅延する条件ではパイロット燃料噴射開始後に生成した OH ラジカルのモル濃度が低下する様子が確認された。

2)燃焼中間生成物である  $C_2$ , CH, OH ラジカルの発光開始時間の計測を行った。その結果, 雰囲気メタンの濃度の高い条件において, OH ラジカルの発光開始時間に遅れが見られた。

3)分割噴射によるパイロット燃料着火の着火遅れ短縮化を試みたが, 本研究の範囲では, 期待した短縮効果は得られなかった。本研究の実験装置の制約上, 燃料噴射開始時の雰囲気温度が低いために, 1 段目のパイロット燃料噴射における温度上昇の効果が十分ではなかったため, 2 段目のパイロット燃料噴射による着火遅れの短縮効果が得られなかった。数値解析結果から, 実機ディーゼル機関程度の雰囲気温度が得られれば, 分割噴射による着火遅れ短縮効果は期待できると考える。

### 参考文献

- [1]Akira Miyoshi : KUCRS software library, revision 20110107m6, available from the author. See the web : <http://www.frad.t.u-tokyo.ac.jp/~miyoshi/KUCRS>
- [2]Mark P. B. Masculus, et al. : Entrainment Waves in Diesel Jets, SAE Int. J. Engines, Vol.2, No.1, pp.1170-1193(2009)
- [3]Benjamin W Knox, et al. : Reduced-order numerical model for transient reacting diesel sprays detailed kinetics, Int. J. Engine Research, Vol.17, No.3, pp.261-279(2016)

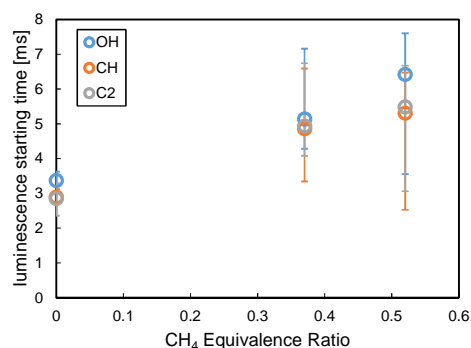
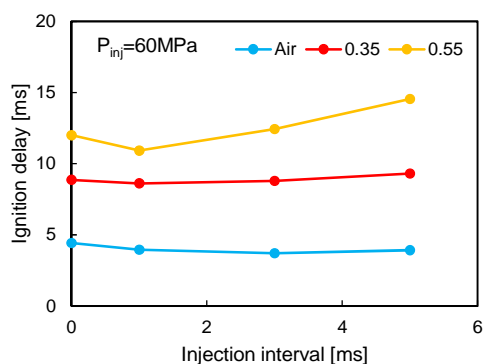
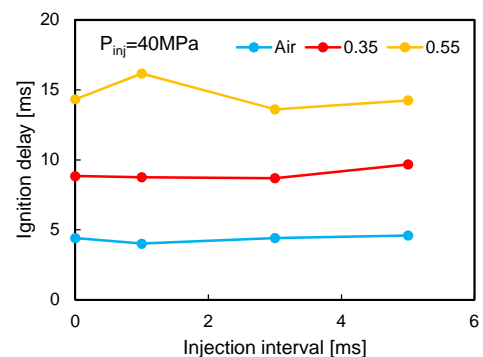


図 5 メタン当量比に対する各ラジカルの発光開始時間



(a)  $P_{inj}=60\text{MPa}$



(b)  $P_{inj}=40\text{MPa}$

図 6 パイロット燃料噴射圧力に対する着火遅れ

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計1件（うち査読付論文 1件/うち国際共著 0件/うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 川内 智詞、今井 康雄、高木 正英	4. 巻 51
2. 論文標題 一次元噴霧モデルによるメタン-空気予混合気中における微小燃料噴霧の着火過程の数値解析	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 自動車技術会論文集	6. 最初と最後の頁 767 ~ 772
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.11351/jsaeronbun.51.767	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 -

〔学会発表〕 計1件（うち招待講演 0件/うち国際学会 0件）

1. 発表者名 川内智詞，今井康雄，高木正英
2. 発表標題 一次元噴霧モデルによるメタン-空気予混合気中における微小燃料噴霧の着火過程の数値解析
3. 学会等名 2020年自動車技術会春季学術講演会
4. 発表年 2020年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究分担者	川内 智詞  (KAWAUCHI Satoshi)  (20549993)	国立研究開発法人海上・港湾・航空技術研究所・その他部局等・研究員   (82627)	
研究分担者	高木 正英  (TAKAGI Masahide)  (50371092)	国立研究開発法人海上・港湾・航空技術研究所・その他部局等・研究員   (82627)	

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8 . 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------