

航空用同軸型希薄ステージバーナのパイロットカップ内 火炎可視化実験におけるガラス表面付着すす除去用 レーザワイプクリーニングの適用

Application of laser-wipe cleaning for removal of soot deposition on glass surface to
visualization of flame inside the pilot cup of a coaxially-staged aero-engine fuel injector

松浦 一哲^{*1}
MATSUURA Kazuaki

上坂 峻也^{*2}
UESAKA Syunya

篠原 竜汰^{*2}
SHINOHARA Ryuta

加藤 昂大^{*1}
KATO Kodai

山本 武^{*1}
YAMAMOTO Takeshi

ABSTRACT

A coaxially-staged aero-engine fuel injector with optical access through its contoured quartz-made inner- and outer- shrouds was developed by our research team and has been successfully applied to its optical investigation, in particular of its pilot flame surrounded by its pilot cup. However, with sooty flames it suffers a glass-surface fouling problem due to soot deposition. To enable visualization, a laser-wipe cleaning optics was developed, with which the soot on the glass-surface was removed by the laser irradiation, over a wide area owing to its “wipe-cleaning” feature achieved by the steering mirror on a rotational traverse. The cleaning laser was operated at 10Hz repetition rate and its energy density for one pulse was 1mJ/mm². The dynamic structure of the pilot flame under a combustion oscillation condition with a modest soot deposition rate was successfully captured, which provides phase-delay relationships among pressure, fuel concentration and heat release, not only in the main combustion chamber but also inside the injector.

キーワード：ジェットエンジン，燃焼器，可視化バーナ／インジェクタ，光学計測，レーザクリーニング

Key words : Jet Engine, Combustor, Optical Burner/Injector, Optical Diagnostics, Laser Cleaning

1. 緒言

希薄燃焼方式は航空エンジンにおいてもNO_x排出を大幅に削減する技術として有望であるが、実機への適用においては、NO_x排出低減とともに低負荷での未燃分削減・安定燃焼と両立させるため、通常ステージ燃焼方式が採用される。その中でも、低負荷性能確保のためのパイロットノズルを内側、高負荷で特に排出が多くなるNO_xを低減させるためのメインノズルを外側に配置する同軸型のステージ燃焼方式は広く研究されている（例えば文献(1)）。筆者らも同方式のステージバーナの研究開発を進めており（例えば文献(2)）、これと同時に実機条件での光学計測を実施し、燃料／空気の混合状態や反応領域の特定により現象把握・設計改良に活用している。

本方式のステージバーナの場合、メインノズル内部では燃料と空気の混合がなされ、またパイロット火炎の上流部はパイロットカップ内に存在する等、主燃焼室に至る前のバーナ内部において、下流の燃焼状態やエミッション特性を決定する重要な現象が起こっている。このため、筆者らは実バーナ形状の透明石英ガラス製可視化インジェクタをメイン部・パイロット部の順に段階的に開発し、通常の研究で実施される主燃焼室のみの光学計測からは得られない有用な知見を得てきた⁽³⁾⁻⁽⁶⁾。一方、試験条件によっては透明パイロットカップ部へのすすの付着により可視化が困難となる状況が生じた。本研究の可視化インジェクタのみならず、通常の可視化燃焼器における主燃焼室の壁面ガラスについても、すすの付着は噴霧燃焼光学計測における共通の課題である。

すすの付着速度（この言葉は本稿においては「付着なしの状態から内部現象が可視化できなくなるレベルまですすが付着する」までの時間の逆数を「定性的」に表現する目的で用いる）が遅い場合には、付着の影響が深刻になるまでにデータを取得し、その後燃料を絞り希薄条

原稿受付 2018年9月6日

査読完了 2019年4月10日

*1 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 調布市深大寺東町7-33-1

E-mail: matsuura.kazuaki@jaxa.jp

*2 法政大学

〒184-8584 東京都小金井市梶野町3-7-2

件にて付着すの消費が付着速度を上回る状態を保つことでこれを除去する操作を繰り返し行つて、計測を実施することも可能であるが、計測に必要な時間に対して付着速度が速い場合にはこの方法は適用できない。

付着すを除去しながら計測を進める方法として、レーザを照射して昇華等のメカニズムにより除去する「レーザクリーニング」と呼ばれる手法を採用して可視化計測を実施した例が見られる^{(7),(8)}。レーザクリーニングの特性については文献(7)–(12)等で調査され、特にレーザ着火デバイス研究の中で出射窓のセルフクリーニング効果の観点から研究がなされている。しかし、既往研究で調査された条件の範囲では、付着すを完全に除去し完全な透過状態を保つには概ね $10\text{mJ}/\text{mm}^2$ 程度以上のエネルギー密度が必要とされ^{(7)–(10)}、この制限から規定される照射レーザの断面サイズ（通常は数mmから高々十数mm）により視野が限定されてしまう。このため、可視化計測への応用例も広がっているとはいえない。

そこで本研究では、精細な定量性よりも視野制限の緩和による噴霧火炎の全体構造の把握を優先し、エネルギー密度を犠牲にする代わりにレーザビームプロファイルを楕円形状に拡大整形し、回転トラバース機構を有するミラーを介して、レーザ照射位置を断面プロファイルの短径方向に掃引することで、謂わば自動車のワイパーのような形ですすを広範囲にわたり除去する「レーザワイプクリーニング」システムを構築した。さらに、最初の試みとして、筆者らの先の研究にて、すすの付着速度としては比較的緩やかではあるが、すす付着によりパイロットカップ内の可視化が困難で燃焼振動現象解析上問題となった試験条件⁽⁵⁾を対象として、本システムを適用した。その結果、パイロットカップ内の可視化と現象把握が可能となった。本稿では、同システムの構成と、その結果可視化可能となった燃焼振動下のパイロット噴霧火炎の位相固定平均解析結果について報告する。

2. 実験装置

2.1 ステージバーナ

本研究で用いたステージバーナの基本構成をFig. 1に示す。バーナ諸元については文献(2)を参照されたい。Fig. 1に示される、通常の燃焼試験において用いる金属バーナに対して、本研究で用いた可視化バーナにおいては一部構造の簡素化を施しているが、これについては後述する。また、パイロットノズル部については、Fig. 1の上段図に示されるベースモデルではなく、燃料噴出部周辺の設計が異なるU8モデル⁽⁵⁾について試験を行った。U8においては、燃料はパイロットノズルの内側空気流路に8本の旋回溝を通して噴射されるため、燃料と気流の干渉が噴射弁リップ部（Atomizer lip）よりも上流から開始される。燃料旋回溝から噴出した燃料の主たる部分が、パイロット内側空気流路壁の周に沿って旋回しながら液膜を形成し、リップ部に達した後、外側空気と干

渉することを意図した設計となっている。

2.2 光学燃焼器・ケーシング・可視化バーナ

試験装置計測部の概要をFig. 2に示す。Fig. 2-aは本試験に使用した光学燃焼器、Fig. 2-bはこれを試験装置のケーシングに搭載した状態の図である。これらの構成は筆者らの先の研究と同一であり、詳細は文献(5)を参照されたい。図には本稿で使用する座標系をあわせて示しており、ステージバーナの出口中心を原点、水平方向をx、鉛直方向をy、流れ方向をzとしている。試験はJAXA高温高圧燃焼試験設備中圧系⁽¹³⁾にて実施した。

可視化バーナのパイロットカップ内部は、石英ガラス製のアウトシュラウド及びインナシュラウドを通して可視化することができる。ここで「パイロットカップ」は、主としてバックステップ（または噴射弁リップ）より下流のインナシュラウドを指すものとし、その内側領域にパイロット火炎の基部が形成される。パイロットカップ内の可視化のため、本可視化バーナにおいてはバーナリップへの冷却空気流路とメインの燃料噴射部を省いて構造を簡素化した（Fig. 1とFig. 2-aの拡大図④を比較参照）。これらの点を除き、本可視化バーナは実形状曲面を忠実に模擬している。設計段階で想定した観測範囲は $z = -20.8 \sim -6.5 \text{ mm}$ であったが、実際は光屈折の影響によりパイロット噴射弁リップ付近（ $z \sim -22.8 \text{ mm}$ ）

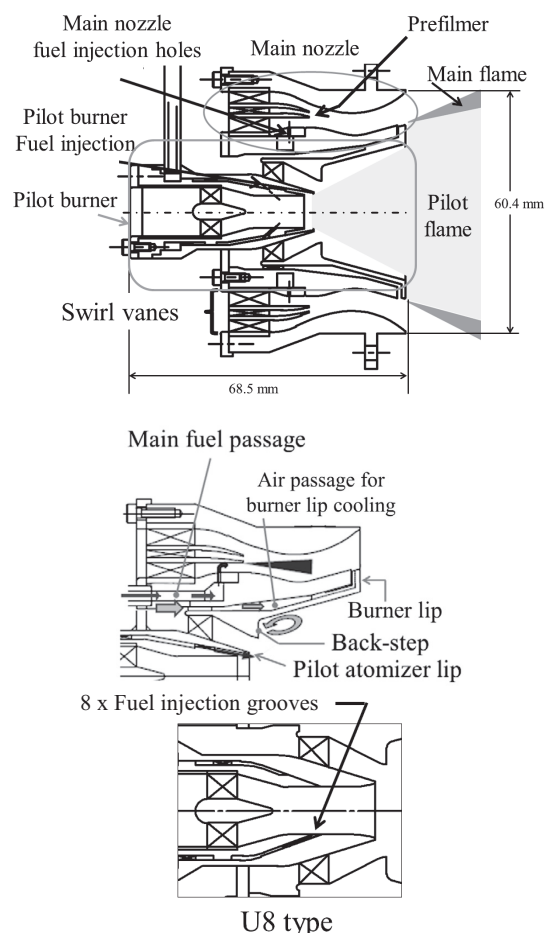
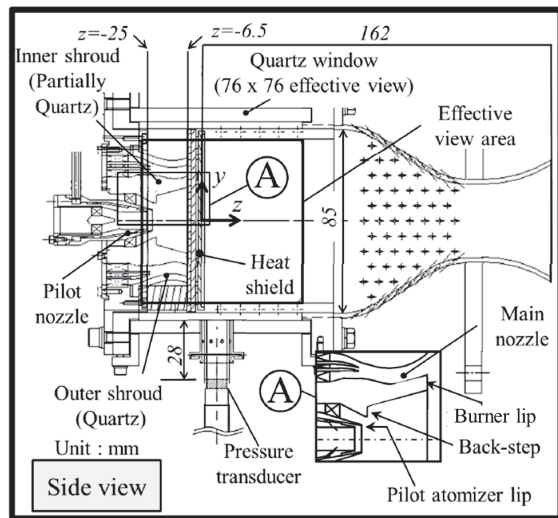
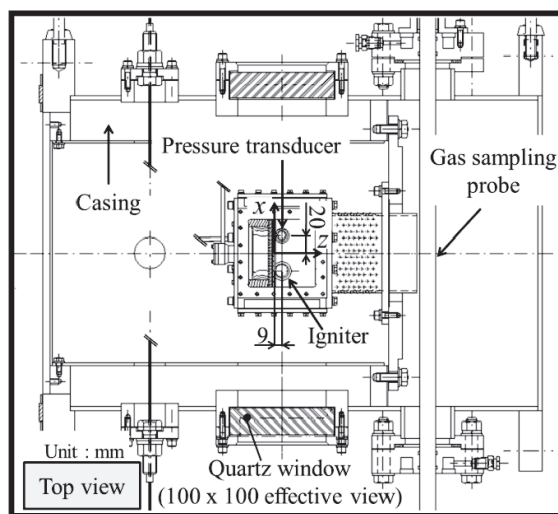


Fig. 1 Schematic drawings of coaxially-staged burner (Note the figure is for metal version with burner lip cooling).



(a) Optical combustor with optical burner.



(b) Combustor installed in test rig.

Fig. 2 Schematic drawings of experimental setup.

まで観測可能であった。なお、遮熱板の構造上 $z = -6.5 \sim -1.5$ mm の範囲は可視化できない領域となっている。

2.3 可視化計測用光学系

Fig. 3に可視化計測に使用した光学系の概略図を示す。光学系の基本構成は文献(5)と同様であるが、以下に示す通り使用したレーザ及び撮影用カメラが異なる。

本研究で使用した可視化手法は、

- ① OHラジカル自発光 (以下OH*, 反応領域)
- ② 燃料LIF (以下K-LIF, 液相・気相の燃料存在領域)
- ③ 噴霧Mie散乱 (液相燃料存在領域)
- ④ OH-LIF (反応領域及び既燃ガス領域)

であるが、本稿では①、②の結果のみ報告する。上記の括弧内は(定性的・または準定量的な意味で)各手法により可視化したい対象を示している。②～④はレーザシート断面上の情報、①については光路積算情報を取得していることに留意されたい。このためOH*については、添字LoS (Line-of-Sight) を付して表記する (OH*_{LoS})。

送光系のレーザ光源には色素レーザ (Sirah, Cobra-

Stretch, 色素: Rhodamine 6G, 第二高調波, 波長283nm) を用い, そのポンピング光源としてNd:YAGレーザ (Spectra-Physics, Quanta-Ray LAB-170, 第二高調波, 波長532nm) を使用した。発振周波数は10 Hz, 色素レーザ出力は約30mJ/pulseである。レーザ光はシリンドリカルレンズ ($f=50, 700$ mm) によりシート状 (測定部シート厚: 約0.6mm) に整形した後測定部に導入した。

撮影光学系はバンドパスフィルタ, UVレンズ (Sodern, Cerco2178, $f=100$ mm, F/2.8) を装着した Intensified CMOSカメラ (Andor, iStar sCMOS, 16bit) を用いた。使用フィルタの詳細は文献(5)の通りである。文献(4)で用いた二撮影系対向配置による異手法同時計測は, すす除去用レーザの直接光の撮影系への入射を防ぐため行っていない。

本光学系においては, レーザシート及び受光系はトラバース装置による x 方向への移動が可能であり, 断面トラバース計測により時間平均の3次元情報を取得することが可能である。ただし, 以下本稿においては, 燃焼器の中心断面 ($x=0$) における結果に限定して議論する。

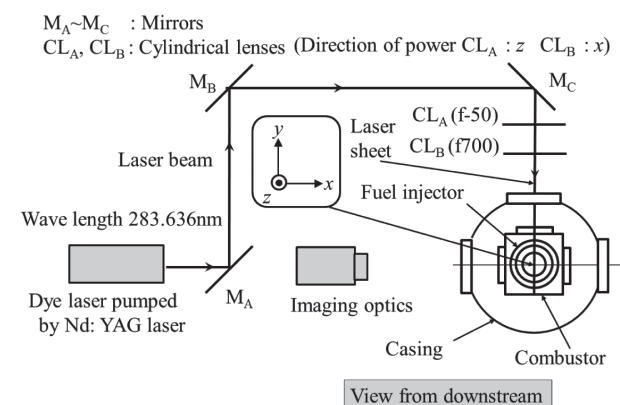


Fig. 3 Optical setup for visualization.

2.4 レーザワイプクリーニング用光学系

Fig. 4にレーザワイプクリーニング (Laser-Wipe Cleaning, 以下LWCと略す) に用いる光学系の概略図を示す。光学系はNd:YAGレーザ (Quanta-Ray Brilliant EaZy 第二高調波532nm, 発振周波数10 Hz, 以下「クリーニングレーザ」と呼ぶ), ミラー $M_1 \sim M_4$, 及びシリンドリカルレンズ CL_1 ($f=50$ mm) 及び CL_2 ($f=300$ mm) からなる。回転トラバース機構を備えた M_4 により上下方向のレーザ掃引を実現する。インナシュラウドに到達した時点でのクリーニングレーザの断面形状は長楕円であり, 長径 (z 方向) 22mm, 短径 (y 方向) 4.5mmである (スケールによる目視計測)。この長径は可視化インジェクタの観測可能範囲 $z = -22.8 \sim -6.5$ mm に対して余裕を持たせて設定した。長径については CL_1 と CL_2 の距離 L_d の変更により調整可能である。 M_4 直後のレーザエネルギーは70mJ/pulseであり, これが以降減衰なく

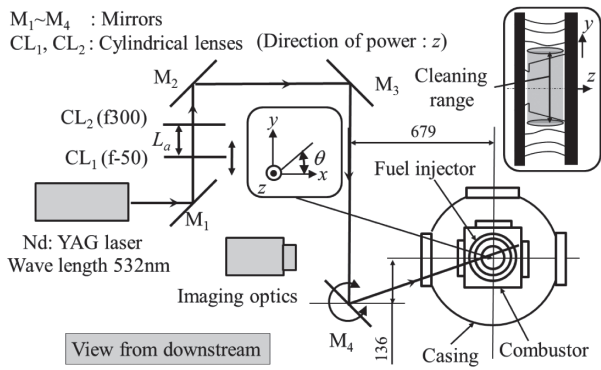


Fig. 4 Optical setup for laser-wipe cleaning.

クリーニングに使用されたとした場合のエネルギー密度は 1 mJ/mm^2 となる。これは文献(7),(8)等と比較すると $1/10$ 程度の値である。

LWCの動作の模式図をFig. 5に示す。図中の y_{LO} は金属、ガラス問わず全ての壁面を無視し光屈折の影響もないと仮定した場合のLWC用レーザー光軸と中心断面 $x=0$ との交点の y 座標であり、 θ_L は同仮定における同光軸とインナシュラウド内壁の代表的な半径 $r_0 = 13.5 \text{ mm}$ ($z = -13 \text{ mm}$ での半径に相当)をもつ円筒(中心は z 軸)の交点の θ 座標(定義はFig. 4参照)である。曲面形状のインナシュラウド内壁へのLWC用レーザーの投影面の動きは容易に表現できないため、以下では簡易的に y_{LO} と θ_L の時間変化によりこれを説明する。時刻を t とすると、 dy_{LO}/dt で見積もられる掃引速度は 6.2 mm/s となり、発振周波数 10 Hz におけるパルス間の移動量は 0.62 mm である。すなわち、概ねレーザー断面短径 4.5 mm の14%に相当するピッチで移動しながらクリーニングを行っていることになる。掃引幅は $y_{LO} = -22 \sim 27 \text{ mm}$ の範囲であり、実際にクリーニングされる範囲は $\theta_L = 102.5 \sim 280.2 \text{ deg}$ である。上記掃引幅は必要範囲(概ね $y_{LO} = -15 \sim 15 \text{ mm}$)と比べて大きめとなっているが、これは先述の断面トラバース計測を行う際に、ミラー M_3, M_4 が x 方向トラバース装置上に設置されていることによりクリーニングされる位置がトラバース位置によりずれるため、その分を考慮して余裕を持たせていることによる。掃引幅の上限と下限の点においては2.3秒程度の静止時間があるが、これは今回用いた回転トラバース装置制御系の問題で生じるものであり、今後のシステム改善により短縮可能である。一往復の掃引にかかる時間は21秒であり、すすの付着速度がこの時間スケールに対して遅いことが可視化できる条件となる。

撮影の際は最初に2往復の掃引を実施した後に、掃引を継続しながらデータ取得を行った。回転トラバースは非同期であるので、毎回の往復掃引時に個々のパルスによりクリーニングされる位置は同一ではない。他のLWC用レーザー、色素レーザー、撮影系は同期して動作する。各画像がそれぞれのLWCのレーザーパルスに対して $750 \mu\text{s}$ 遅れたタイミングで撮影されるようにIntensified

CMOSカメラの露光、同カメラのインテンシファイアの高電圧ゲート、及び色素レーザー発振の各タイミングを調整した。

なお、以上で述べたLWC機構は、受光系の視野確保を目的としている。2.3節の②～④の可視化手法については、レーザーシートが入射する上部のクリーニングも必要となるが、これはレーザーシート自体のセルフクリーニング効果⁽⁹⁾により実現される。参考までに、測定部中心におけるレーザーシート高さ 130 mm と厚み 0.6 mm (スケールによる目視計測)から算出したエネルギー密度は 0.4 mJ/mm^2 となり、そのオーダはクリーニングレーザーのエネルギー密度 1 mJ/mm^2 と同レベルである。後述の通り、本セッティングにて、現象解釈に必要な情報を十分獲得できるレベルのセルフクリーニング効果が得られている。なお、レーザーシート厚みは薄いため、目視による厚み計測の誤差は相対的に大きくなりやすい。このため、上記に示すエネルギー密度の数値は後述の考察の中で純粋に定量的な比較が可能であるほど精度の確保された数値ではなく、目安として示されていることに留意されたい。

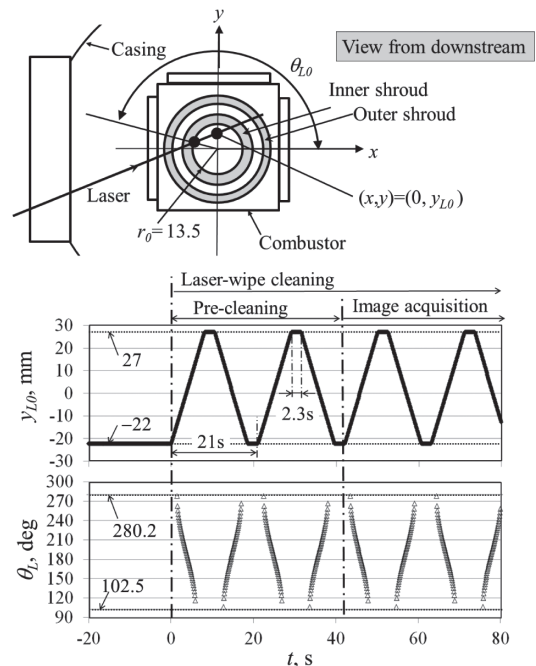


Fig. 5 Time sequence of laser-wipe cleaning.

3. 試験条件

試験条件をTable 1に示す。文献(5)中の試験条件Case-Bと同一であり、詳細は同文献を参照されたい。LWCの適用有無のみが異なる。気流条件(圧力、温度、燃焼器圧力損失)については、中・小型航空機用エンジンのアイドル条件⁽²⁾をもとに、温度に変更を加えた条件である。表中のパイロット局所空燃比 AFR_p は、事前に測定した燃焼器とパイロットノズルの有効開口面積比を考慮して算出した。燃料は灯油を使用した。

Table 1 Test condition.

Pilot model	U8
Inlet pressure, kPa	487
Inlet temperature, K	545
Combustor pressure loss*	4 %
Airflow rate in total, g/s	259
Pilot fuel flow rate, g/s	1.58
Combustor air-to-fuel ratio, AFR	164
Pilot air-to-fuel ratio, AFR_p	23.8

*Percent of inlet pressure

4. 結果及び考察

はじめに, 「クリーニングなし」, 「クリーニング部位をインナシュラウドの上下方向中心付近に固定して3秒クリーニングを実施した直後」, 及び「掃引2往復のLWCを実施した直後」の直接撮影像をFig. 6に示す。クリーニング部位はすずが除去され内部の可視化が可能である。

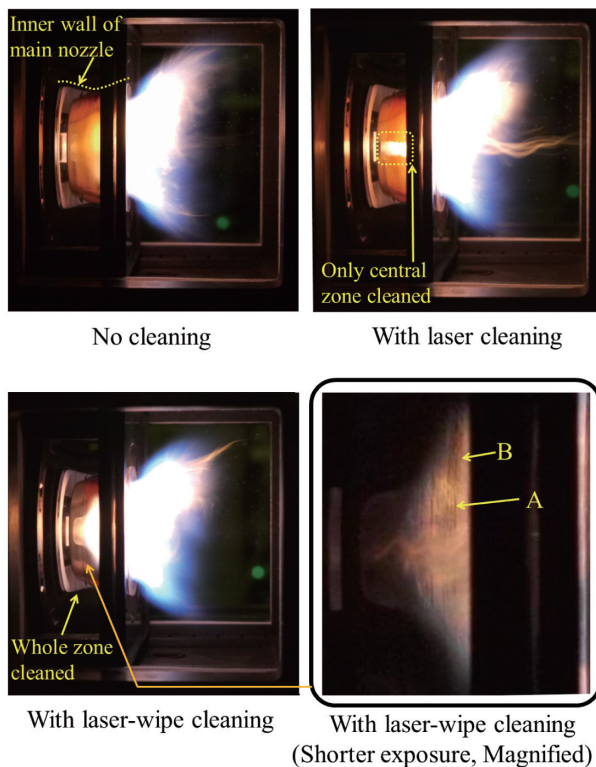


Fig. 6 Direct photographs showing effects of laser cleaning on visibility of pilot flame.

一方, LWCの結果において, クリーニングされた部分に一部縦筋状の未除去部 (図中A, B) が見られる。Aについてはレーザのビーム強度分布に起因するものと考えられる。先行文献(7)–(10)において本研究の10倍近いエネルギー密度が推奨されている理由は, ビーム強度の弱い部分についても十分なエネルギー密度を保ち, 未除去部を完全になくすことを意図していることによる。文献(9)に示される写真からは, 3 mJ/mm^2 以下の場合に, 未除去部が存在しているものの, 部分的にレーザクリー

ニングの効果は確認できる。今回のLWCの設定の場合, パルス間の移動量は断面短径の14%であり, 各パルスのクリーニング領域がオーバーラップしながらクリーニングされる。このため, 同じ位置であっても複数回の照射によって様々なエネルギー密度の部分によりクリーニングされることになる。よって, すずの付着速度が十分遅い場合には, 高いエネルギー密度の照射を受けたタイミングでクリーニングされた効果が長く持続することにより, 先行文献よりも同じ平均エネルギー密度に対してクリーニング効果が高くなる。また先述の回転トラバースとレーザ照射が非同期である効果も相まって, クリーニング効果は特に上下方向に一様化されやすくなる。Bについては, Aよりも太めの未除去部が見られる。これは θ_L の下限付近 (写真では上側限界付近) ではクリーニングレーザとインナシュラウド内壁のなす角が小さく (壁に対して薄い角度で当たる), 有効エネルギー密度が小さくなることが一因として挙げられる。なお, クリーニングレーザのエネルギー密度を 0.7 mJ/mm^2 程度以下とした場合には, 未除去部が多く, クリーニング効果は不十分であった。

Fig. 7に, OH^* 及び燃料LIFの時間平均輝度値画像を示す。左がLWCなし, 右がLWCありである。輝度レベルの表示範囲を $z=0$ を境に変更していることに注意されたい。なお, 本図以降の結果は, 全て可視化バーナの曲面形状に応じた光屈折補正処理⁽⁴⁾を施している。光屈折の影響により, 噴射弁リップ部周辺においては 3.5 mm を超える歪が生じるため⁽⁵⁾, 本処置は不可欠である。

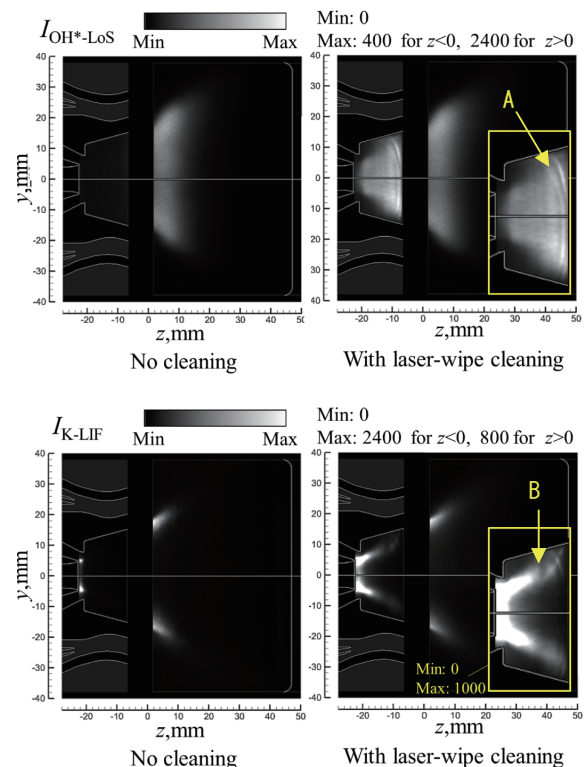
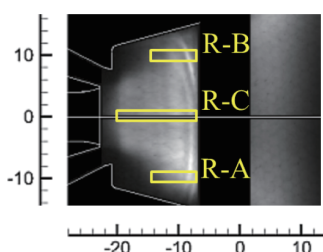
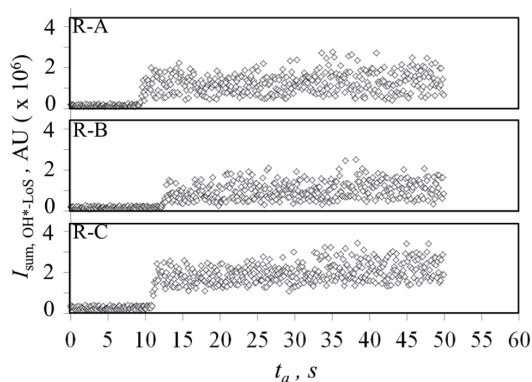


Fig. 7 Spatial distribution of time-averaged intensity of line-of-sight OH chemiluminescence and cross-sectional kerosene-LIF on $x=0$ plane.

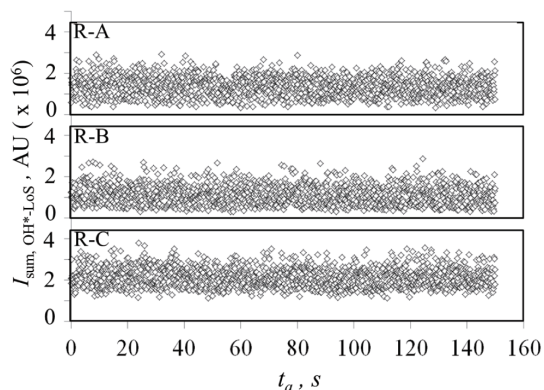
LWCなしではパイロットカップ内のOH*は全く見えず、燃料LIFでも根元部しか可視化できないが、LWCありではこれらが可視化可能となっている。ただし、すずによる信号減衰の輝度値への影響がないことを保証するものではなく、*in-situ*での正確な減衰率検定ができていない現時点で、パイロットカップ内の輝度値と主燃焼室の輝度値の絶対レベルを平等に扱うことはできない。一方、LWCの図では、パイロットカップ下流部に円弧上の（図中A）、パイロットカップ中心付近に縦方向の（図中B）黒い筋が見られる。これらはクリーニングレーザの照射位置により光屈折の状態（曲面ガラスのレンズ効果によってエネルギー密度が場所により異なる）やインナシュラウド壁面とレーザ光軸のなす角が異なることに起因すると考えられる。加えて、レーザシートを用いた計測の場合は、計測用レーザのセルフクリーニング効果も重要である。例えば、Bの位置に入射する光はインナ



(a) Sampling regions.



(b) LWC started 6 seconds after start of image acquisition.



(c) LWC started 21 seconds before start of image acquisition.

Fig. 8 Effects of laser-wipe cleaning on time-dependent behavior of sum of OH* intensity in specified regions.

シュラウドが凹レンズとして振る舞う位置を通過して入射するため、入射側、受光側双方のレーザエネルギー密度低下による未除去すず増加により信号レベルが低下すると考えられる。

Fig. 8に、OH*画像中の下記に示す3領域の輝度積算値を求め、これを時系列で表示したものを示す。プロットされた各点の間隔は取得周期100ms（10Hz相当）である。 t_a は画像取得開始からの時間である。Fig. 8-bは画像取得開始から約6秒後に初期位置 $y_{Lo} = -22\text{mm}$ より往復掃引を開始してLWCを行った場合の図である。クリーニングレーザが上下方向中心付近にくる $t_a = 10\text{s}$ 付近において、それまで極端に低かったR-Cの輝度積算値の急激な増加が見られ、この前及び後に初期掃引方向（下から上）を反映して、それぞれR-A、R-Bの輝度積算値が急に増加する。 $t_a = 50\text{s}$ までに概ね2往復掃引されるが、それまでには輝度積算値は定常的なばらつきの範囲内で安定する。Fig. 8-cはFig. 5の通常手順（2往復掃引後撮影開始）の場合を示しており、初期より概ね輝度積算値は安定しているが、R-Cの図では $t_a = 70\text{s}$ 程度までは往復周期の半分に当たる約10.5s間隔でやや高い値を示す点があり、計測開始後もわずかながら部分的に追加クリーニングによる信号強度改善効果があることがわかる。それ以降はこの傾向は見られないため、撮影前LWC掃引回数をさらに増やすと、データがさらに安定する可能性がある。

Fig. 9に典型的な燃焼室変動圧力波形（200～2500Hzのバンドパスフィルタ処理後）、及びその周波数スペクトルを示す⁽⁵⁾。燃焼振動の主周波数は390Hz（±8%）である。

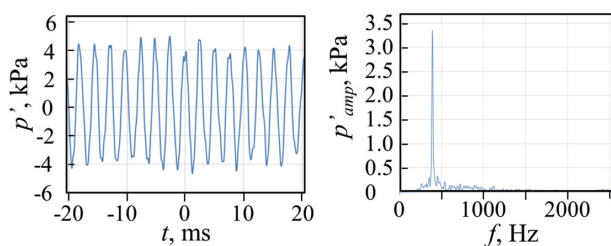


Fig. 9 Examples of pressure oscillation signal and its frequency spectrum.

Fig. 10に位相固定平均処理を施したOH*及び燃料LIFの輝度値分布を示す。ここで燃焼室変動圧力は正弦波 $p' = \sin(\varphi)$ で近似しているため、 $\varphi = 90, 270\text{deg}$ の時に燃焼室圧力はそれぞれ極大及び極小になる。また、各位相における位相固定平均画像の各 z 位置において $z-0.5 \sim z+0.5$ の範囲のOH*及び燃料LIFの輝度を積算した値を $I(z, \varphi)$ とし、 $I(z, \varphi)$ の φ に関する平均を $I_0(z)$ とすると、平均からの差分 $\Delta I = I(z, \varphi) - I_0(z)$ 及び規格化した積算輝度 $In = I(z, \varphi) / I_0(z)$ をFig. 11に示す。本図は二周期分を図示してある（例えば $\varphi = -30\text{deg}$ と 330deg は同データ）。各値の位相に対する極大極小部近傍に+、-を表示した。

Fig. 10より、パイロットカップ内のOH*発光領域は、 $\varphi=150\text{deg}$ 付近でバックステップ部に入り込む様子が見られる（図中A）。また、 $\varphi=330\text{deg}$ 付近で、 $z=-14\text{mm}$ 周辺に反応が局所的に抑制されている領域が存在する結果、パイロットカップ内の発光領域が上流部と下流部に

見かけ上「分離」している（図中B）。このような分離構造は類似形状のパイロット噴射弁に対しす付着が問題とならない試験条件（入口圧力700kPa、入口温度760K、安定燃焼条件）で実施した先行研究⁽⁵⁾においても確認された。この現象は、蒸発潜熱による温度低下と急

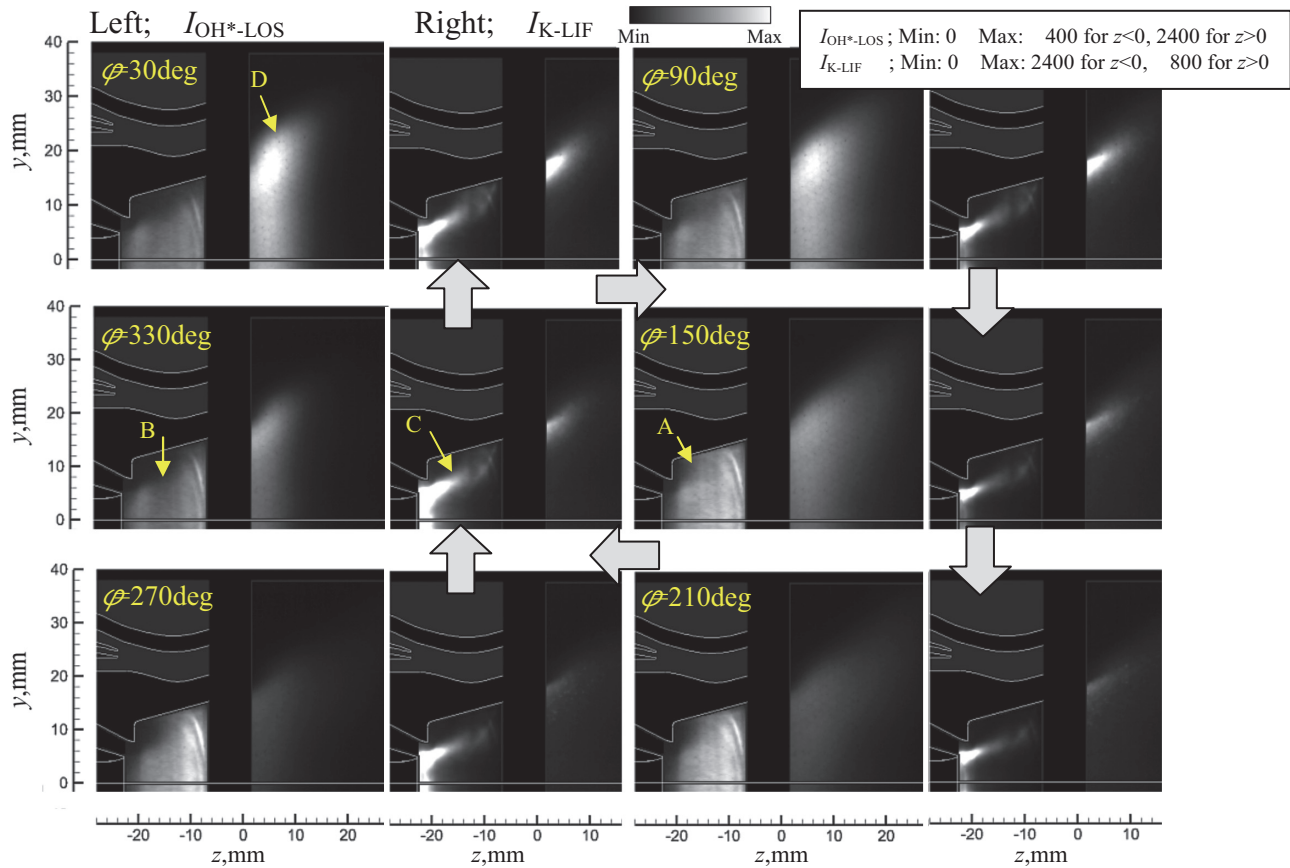


Fig. 10 Spatial distribution of phase-averaged intensity of line-of-sight OH chemiluminescence and cross-sectional kerosene-LIF on $x=0$ plane.

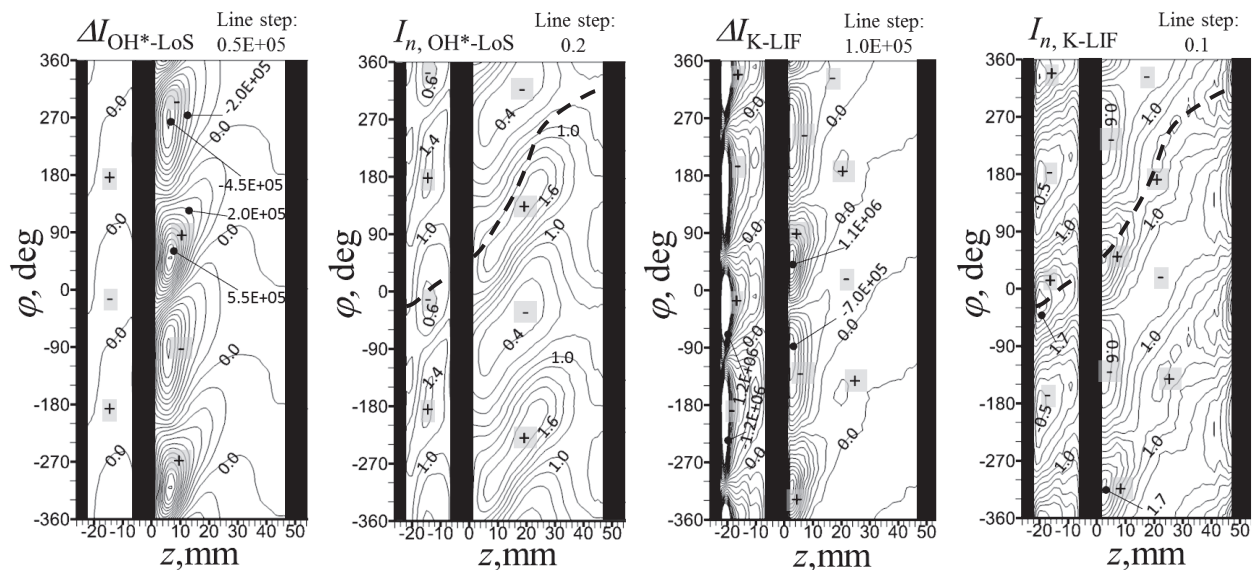


Fig. 11 Phase-dependent variation of sum of OH* and K-LIF intensity on $z=\text{const.}$ cross sections: Deviations from average and normalized values.

速な蒸発による局所的過濃領域の出現が原因と考えられ、燃料が相対的に濃い条件で起こる。本研究では燃焼振動に起因して空燃比変動が生じるため、設定 AFR_p 自体は大きくても、燃料が濃くなる位相が存在する。すなわち、パイロット噴射弁リップに現れた高燃料濃度塊が、該当領域まで移流してきた位相において、上記の分離構造が顕著になる。燃料LIFの画像においても $\phi=330\text{deg}$ 付近で該当領域の濃度が概ね極大を示すことが確認できる(図中C)。Fig. 11の I_n を見ると、該当する $z=-14\text{mm}$ 付近では $\phi=330\text{deg}$ にほど近い $\phi=345\text{deg}$ にて燃料LIFが極大、 OH^* が極小となっている。 I_n の図に示される太点線は燃料LIFの極大値領域をつないだもので、高燃料濃度塊の移流を示すものであり、 OH^* の図にも比較の便宜のため記入してある。これにより、高燃料濃度塊が噴射弁リップを離れるのは $\phi=330\text{deg}$ 付近であることがわかる。高燃料濃度塊は、パイロットカップ内では反応を主に抑制するが(過濃側の性質)、主燃焼室に入ったバーナリップ付近では濃度も下がり、メイン空気の一部も導入されて、逆に発熱を促進する($\phi=30\text{deg}$ の図中D、希薄側の性質)、謂わば相反する効果を示す。ただし、規格化されていない OH^* に関する ΔI の図を見ると、主燃焼室内 $z=0\sim 20\text{mm}$ の発熱変動がパイロット内部と比べて(未除去すずによる若干の減衰効果を考慮してもなお)格段に大きく、しかも $\Delta I > 0$ の領域が $0\sim 180^\circ$ 度の範囲にあり、Rayleighの条件(圧力と発熱の位相整合)を満たしていることから、燃料濃度変動に起因するバーナリップ部の発熱変動が本条件における燃焼振動を駆動する主要因子と考えられる。

5. 結言

筆者らが先に開発した2重の実形状透明ガラス流路を備える航空用同軸型希薄ステージバーナの可視化モデルを用いたパイロットカップ内火炎可視化実験において、ガラス面に付着するすずにより内部可視化が困難になる問題を解決するため、レーザーを掃引照射しながら付着すずを除去するレーザーワイプクリーニング光学系を構築し、同実験に適用した。その結果、すず付着速度が比較的緩やかな場合には、クリーニングなしの場合にパイロットカップ内部が全く可視化できない試験条件においても、本手法により可視化可能となることが確認できた。

本研究では、可視化される現象の信号強度絶対値の定量性よりも火炎の全体的構造を捉えることを優先すべく、できるだけ広い視野を確保するため、掃引方向に垂直な方向の照射レーザー断面長径を22mmに拡大(短径は4.5mm)、エネルギー密度を 1mJ/mm^2 とした。このため、すず除去に必要な典型的値として他文献(7)–(10)に見られる 10mJ/mm^2 と比較して小さくなっているが、このレベルでのエネルギー密度でも、上記の目的の観点からは十分な効果があることがわかった。一方、 0.7mJ/mm^2 以下では未除去部が多く、クリーニング効果は不十分で

あった。なお、上記但し書きの通り、上に示したエネルギー密度は本研究の試験条件・目的の観点から有効に機能した値を示したものであり、クリーニング可能限界の普遍的な閾値ではなく、試験対象や条件(すずの性状やすず付着速度に影響)、研究の目的・アプローチから規定される定量的精度要求のレベルに応じて変化するものであること、また数値自体も精細な定量値の規定を目的としたものではなく、オーダの目安を与えるものとして記述していることに留意されたい。

本研究で対象とした燃焼振動条件における位相固定平均計測の結果からは、主燃焼室現象に加え、パイロットカップ内の OH^* 発光領域が特定の位相において分離する様子、バックステップ部に OH^* 発光領域が出入りする様子等の火炎のダイナミクス、及びこれらと圧力変動、燃料濃度変動の位相関係を新たに捉えることができた。これは本手法の適用に帰するところが大きい。

今後はレーザーエネルギー密度、照射周波数、掃引速度等の中から性能改善効果の高い因子を見極め、すず付着速度のより速い条件においても適用可能範囲を広げるべく本システムの改良を実施する予定である。

謝 辞

飯山特殊硝子(株)の田辺徹氏には可視化インジェクタの製作について、京都大学の林潤准教授にはすずに対するレーザーの作用について、参考になるご意見ご助言を賜った。宇宙航空研究開発機構の下平一雄氏には設備の運転・技術的助言、法政大学の林茂教授、岩崎智行氏にはそれぞれ本稿の先行研究における結果検討、データ整理補助にご協力いただいた。ここに記して謝意を表す。

参考文献

- (1) Mongia, H.C., TAPS - A 4th Generation Propulsion Combustor Technology for Low Emissions, AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition, The Next 100 Years, AIAA 2003-2657 (2003).
- (2) Yamamoto, T., Shimodaira, K., Yoshida, S., Kurosawa, Y., Emission reduction of fuel-staged aircraft engine combustor using an additional premixed fuel nozzle, J. Eng. Gas Turbines Power, Vol. 135, No. 3, (2013), pp. 031502-031509.
- (3) Matsuura, K., Ohori, S., Yoshiura, Y., Kurosawa, Y., Yamada, H., Shimodaira, K., Hayashi, S., An attempt to visualize spray inside the premixing duct of a coaxial-staging lean burner at simulated full power conditions of modern/future high pressure ratio aero engines, Poster presentation, 12th International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, ICLASS-2012 (2012).
- (4) Matsuura, K., Eguchi, T., Oide, S., Yamada, H., Kurosawa, Y., Yamamoto, T., Hayashi, S., Simultaneous Kerosene/ OH LIF Visualization inside the Pre-mixing

- Duct and Combustion Chamber of a Lean Staged Aero-engine Combustor under Combustion Oscillations at Elevated Pressure and Temperature, AIAA 2015-4085 (2015).
- (5) Matsuura, K., Uesaka, S., Iwasaki, T., Kurosawa, Y., Yamada, H., Yamamoto, T., Hayashi, S., Visualization of pilot flame of an optically-accessible coaxially-staged aero-engine lean-burn fuel injector, Proc. 28th European Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, ILASS-Europe 2017, <http://dx.doi.org/10.4995/ILASS2017.2017.4752> (2017).
- (6) 上坂峻也, 江口貴広, 松浦一哲, 山本武, 林茂, 航空用希薄ステージバーナの燃料分布及び排出ガス特性に及ぼすメインノズル旋回翼と燃料噴射孔の周方向位置関係の影響, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 46, No. 2 (2018), pp. 153-161.
- (7) 鷺見成彬, 久保周之, 小酒英範, 過渡運転時におけるディーゼルエンジン燃焼室内すす生成・酸化過程の可視化, 第20回内燃機関シンポジウム講演論文集, (2009), pp. 247-252.
- (8) 小酒英範, 鷺見成彬, 過渡運転におけるディーゼルエンジン燃焼室内火炎温度の画像計測, 電気学会論文誌E, Vol. 131, No. 8 (2011), pp. 272-278.
- (9) Ranner, H., Tewari, P. K., Kofler, H., Lackner, M., Wintner, E., Agarwal, A. K., Laser cleaning of optical windows in internal combustion engines, Optical Engineering, Vol. 46, No. 10 (2007), 104301.
- (10) Dearden, G., Shenton, T., Laser ignited engines: progress, challenges and prospects, Optical Express, Vol. 21, No. S6 (2013), pp. A1113-A1125.
- (11) Griffiths, J., Lawrence, J., Laser cleaning of the output window in a laser ignition system for gas turbines, Proc. 31st International Congress on Applications of Lasers and Electro-Optics, ICALEO 2012, (2012), Paper #M803.
- (12) Okada, K., Ito, Y., Kim, W., Johzaki, T., Namba, S., Endo, T., Experiments on laser cleaning of sooted optical windows, 6th Laser Ignition Conference, LIC2018, (2018), Paper LIC1-3.
- (13) 下平一雄, 山田秀志, 牧野敦, 山本武, 林茂, 高温高压燃焼試験設備の拡充整備, JAXA-RM-05-007.
- (14) 上坂峻也, 大出駿作, 江口貴広, 松浦一哲, 林茂, 航空エンジン用希薄ステージングバーナの予混合管内可視化計測における光屈折補正, 第25回微粒化シンポジウム講演論文集, (2016), 58-61.