┫技術論文 ┣━

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NOx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、NOx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 NOx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。

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

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 件にて付着す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って,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、付着すすを完全に除去し 完全な透過状態を保つには概ね10mJ/mm²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拡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 してあり,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¹³⁰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 製のアウタ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 ~ -6.5 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 ~ -22.8 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 ~ 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,

①OH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)

④OH-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, 700mm)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=100mm, 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(Quantel 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 M₁ ~ M₄,及びシリンド リカルレンズCL₁ (f=-50mm)及びCL₂ (f=300mm)からなる。回転トラバース機構を備えたM₄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 ~ -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CL₁とCL₂の 距離L_aの変更により調整可能である。M₄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1mJ/mm²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yLo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用レーザ光軸と中心断面x=0 との交点のv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r₀ =13.5mm(z=-13mm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yLoと θ_{I} の時間変化によりこれを説明する。時刻をtとすると き, dyL0 / dt で見積もられる掃引速度は6.2mm/sとなり, 発振周波数10Hzにおけるパルス間の移動量は0.62mm である。すなわち、概ねレーザ断面短径4.5mm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yL0=-22~27mmの範囲 であり、実際にクリーニングされる範囲は θL=102.5~ 280.2degである。上記掃引幅は必要範囲(概ねyL0=-15 ~ 15mm)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 M₃, M₄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,色素レーザ,撮影系は同期して動作す る。各画像がそれぞれのLWCのレーザパルスに対して 750µs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、これはレーザシート自体のセルフクリー ニング効果¹⁰⁰により実現される。参考までに、測定部中 心におけるレーザシート高さ130mmと厚み0.6mm(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 0.4mJ/mm²となり、そのオーダはクリーニングレーザ のエネルギー密度1mJ/mm²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
	*D (1)	

*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すが除去され内部の可視化が可能で ある。



No cleaning





With laser-wipe cleaning

With laser-wipe cleaning (Shorter exposure, Magnified)

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、3mJ/mm²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、すす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0.7mJ/mm²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¹⁴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3.5mm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 lineof-sight OH chemiluminescence and cross-sectional kerosene-LIF on x=0 plane.

- 5 -

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、すす 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



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

 t_a , s



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

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す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yL0=-22mm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ta=10s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。ta=50s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=70s程度までは 往復周期の半分にあたる約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、 $\varphi = 90, 270$ 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~ 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、 $I(z, \varphi) の \varphi$ に関する平均を $I_0(z)$ とするとき、 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 φ = -30deg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, φ=150deg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, φ=330deg付近で, z=-14mm 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⁶⁾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 crosssectional kerosene-LIF on x=0 plane.



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

-7-

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_b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q=330deg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Inを見ると,該当するz=-14mm付近 では*φ*=330degにほど近い*φ*=345degにて燃料LIFが極大, OH*が極小となっている。In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q=330deg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 (φ=30deg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△Iの図を見ると、主燃焼室内 z=0~20mmの発熱変動がパイロット内部と比べて(未 除去すす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AI>0の領域が0~180°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すにより内部可視化が困難になる 問題を解決するため、レーザを掃引照射しながら付着す すを除去するレーザ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、すす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断面長径を22mmに拡大(短径は 4.5mm),エネルギー密度を1mJ/mm²とした。このため、 すす除去に必要な典型的値として他文献(7)-(0)に見られ る10mJ/mm²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/mm²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(すすの性状や すす付着速度に影響)、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,すす付着 速度のより速い条件においても適用可能範囲を拡げるべ 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すに対する レーザの作用について,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

- 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 coaxialstaging 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 Aeroengine 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 coaxiallystaged 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) 鷲見成彬, 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, 鷲見成彬, 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.
- 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,高温高圧 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.