

航空エンジン用同軸希薄ステーバナにおけるパイロットバーナ内部の燃料分布及び燃焼反応領域の可視化

上坂, 峻也 / UESAKA, Shunya

(出版者 / Publisher)

法政大学大学院理工学研究科

(雑誌名 / Journal or Publication Title)

法政大学大学院紀要. 理工学・工学研究科編 / 法政大学大学院紀要. 理工学・工学研究科編

(巻 / Volume)

59

(開始ページ / Start Page)

1

(終了ページ / End Page)

8

(発行年 / Year)

2018-03-31

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00014612>

航空エンジン用同軸希薄ステージバーナにおける パイロットバーナ内部の燃料分布及び 燃焼反応領域の可視化

VISUALIZATION OF PILOT FLAME STRUCTURE OF AN OPTICALLY-ACCESSIBLE COAXIALLY-STAGED
AERO-ENGINE LEAN-BURN FUEL INJECTOR

上坂峻也

Shunya UESAKA

指導教員 林茂

法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程

The visualization of the pilot flame of a coaxially-staged aero-engine lean-burn fuel injector, not only downstream but also inside of the pilot nozzle was successfully performed at realistic aero-engine conditions. Optical access toward the inside of the nozzle was achieved through the inner and outer shrouds, both of which were made of transparent quartz. The image distortion caused by complex contours of the two shrouds was corrected by an in-house software based on optical ray tracing. OH chemiluminescence, OH-LIF, kerosene LIF and Mie scattering were employed for optical diagnostics. Two pilot burners with different design were investigated and the difference of their flame structures and its relation to the characteristics of exhaust gas emissions and of lean blow out are discussed.

Key Words : *Laser Induced Fluorescence, Aero-engine combustor, Optical burner/injector, Staged lean-burn injector, Laser induced fluorescence, Raytracing, Optical refraction correction, Elevated temperature and pressure*

1. 緒言

航空分野では、今後予想される輸送量の増加に伴い、排出ガス中のNOxによる環境への影響が懸念され、低NOx燃焼器の研究は低環境負荷の航空エンジンの開発において重要な役割を担っている。宇宙航空研究開発機構(JAXA)では希薄予混合方式を採用したステージバーナの研究開発が進められている[1~7]。このバーナは低負荷時の燃焼安定性や高燃焼効率を担う非予混合燃焼方式のパイロットバーナを中心軸上に、高負荷時の大幅なNOx低減を担う希薄予混合燃焼方式のメインノズルを外周に同軸上に配置した構造となっている。パイロットバーナとは燃料噴射ノズル及び燃焼室入口までの流路を、メインノズルとは燃料噴射孔及び予混合管流路を示す。

本ステージバーナにおいてパイロット火炎はバーナ全体の燃焼特性を知る上で重要な要素であるが、パイロット燃料噴射ノズルは金属製のためパイロットバーナ

内部の可視化は困難である。そこで段階的にバーナ内部の可視化を実施した。

先行研究では初めにメインノズル予混合管外壁(以後、アウターシュラウド)を透明石英ガラス製とし、燃焼器入口圧力4.0 MPa、入口温度900 Kの中・大型航空用高圧力比エンジンの離陸条件を想定した高温高圧燃焼試験でのレーザ誘起蛍光法(Laser Induced Fluorescence: LIF)による予混合管内の燃料分布の可視化を実証した[4][5]。また、振動燃焼条件下においてもこのガラスアウターシュラウドのロバスト性を確認し、燃料噴霧と火炎の動的特性の解明に成功した[6]。さらに、この可視化計測では、複雑な曲形状のガラスの光屈折による画像の歪みが問題となるが、光線追跡法を用いた補正アルゴリズムによる画像処理技術を開発し、予混合管内画像の位置情報精度の向上を確認した[9]。

本研究では次の段階としてアウターシュラウドに加えパイロットバーナ外壁(以後、インナーシュラウド)

も透明石英ガラス製とすることで2重の透明石英ガラスを通し、光学計測によるパイロットバーナ内部の火炎の可視化[7]を実施した。この際に光屈折の歪み補正手法をパイロットバーナ内部にまで適応させ補正を実施した。

本報ではこれらの可視化技術を用いて、2種類のパイロットバーナに関する OH 自発光 (OH*) 計測、燃料/OH-LIF 計測、Mie 散乱光計測を実施し、パイロットバーナ内部の燃料分布と燃焼反応領域を可視化した結果を報告する。さらには排出ガス分析結果・希薄吹き消え限界の結果を含めて、両者の比較に関する議論を行う。

2. 実験装置

2. 1 ステージバーナ

図1にステージバーナの概略を示す。詳細については文献[1~3]を参考にされたい。本バーナは中心軸上にパイロットバーナ、その外周にメインノズルが同軸上に配置された構造をしている。本研究の対象はパイロットバーナであるためメインノズルについては簡単に説明する。メインノズルの旋回翼、燃料噴射孔は図1に示すように配置されている。旋回翼は迎角 50°で3重構造をしており、旋回方向は下流から見て内側から時計回り、反時計回り、時計回りとなっている。燃料噴射孔から噴射された燃料ジェットはプレフィルマにて膜状に広げられ、メインノズル旋回翼からの旋回気流によって微粒化される。その後予混合管内にて空気と混ぜられる。また、この旋回気流はバーナ全体の保炎の役割も担っている。

パイロットバーナは燃料噴射ノズルと後流の流路(燃料と空気の混合領域、燃焼反応領域が存在)で構成されている。燃料噴射ノズルには内側と外側に旋回翼(インナースワラ、アウトースワラ)があり、迎角はそれぞれ 55°、45°である。旋回方向は下流から見て、インナースワラが反時計回り、アウトースワラが時計回りとなっている。図1中段に示す通り本来インナーシュラウドにはバーナリップ部を冷却するための気流流路が備えられているが、本研究ではパイロットバーナ内部可視化のため、冷却構造の無いガラスインナーシュラウドを使用した(後述の図2、5参照)。

本研究では燃料微粒化方式の異なる2つのパイロット燃料噴射ノズル(U8, D8)を用いて試験を行った。U8ノズルでは、上流の8個の旋回スロットから供給された燃料がノズル内壁面を沿い、ノズル先端で逆方向旋回流のせん断により微粒化される。一方、D8ノズルでは環状流路内の8個の旋回スロットから供給された燃料が燃料噴射ノズル先端で環状の液膜を形成し逆方向旋回流のせん断により微粒化される。

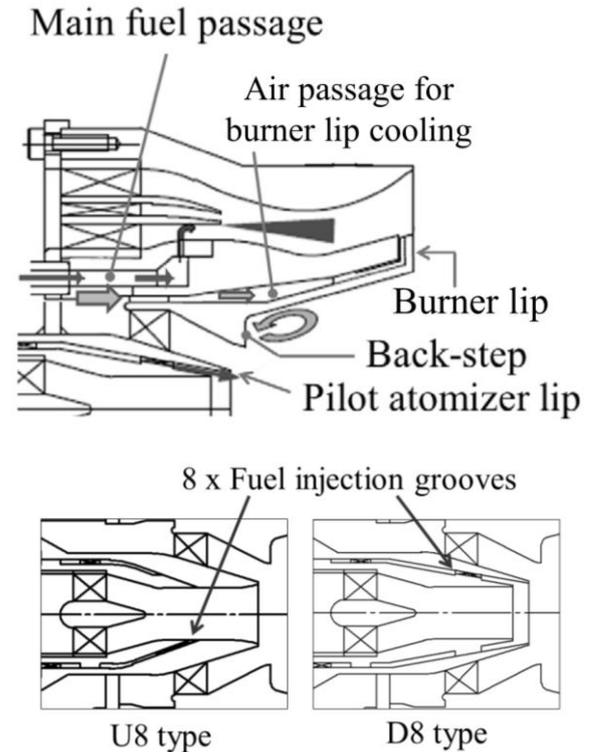
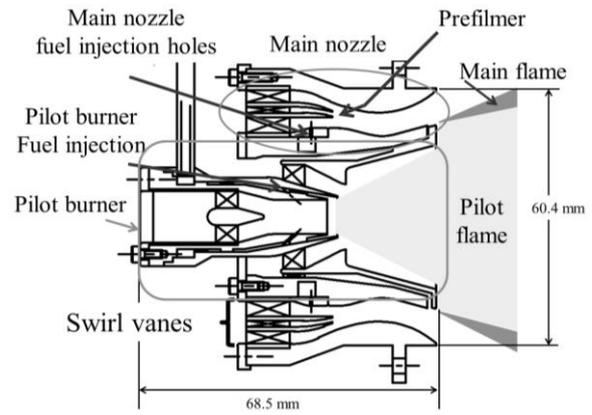
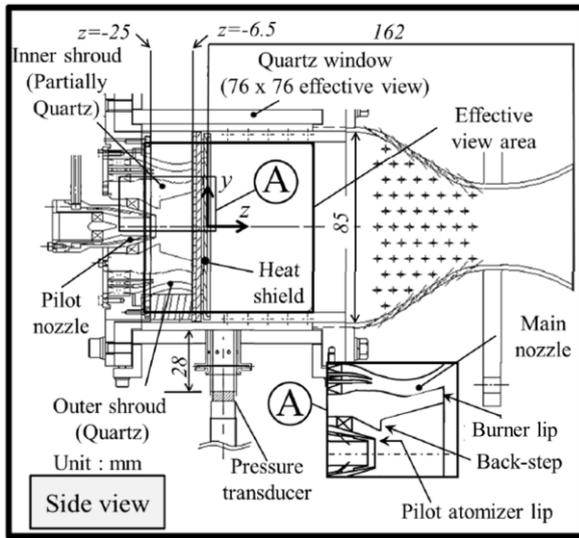


Fig.1 Schematic drawing of coaxially-staged burner (Note the figure is for metal version with burner lip cooling).

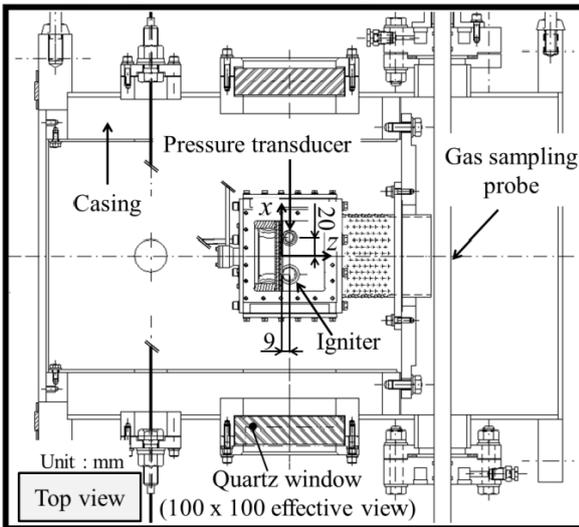
2. 2 可視化ライナ及びケーシング

燃焼試験に用いた燃焼器はステージバーナと可視化ライナから構成され、この燃焼器は Matsuura ら[7]のものと同じである。光学燃焼器およびケーシング搭載の概略図をそれぞれ図2(a), (b)に示す。座標系は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 とする。燃焼器内部は上面、両側面の計3枚の窓を通して可視化でき、観測視野は $76 \times 76 \text{ mm}$ である。パイロットバーナ内部は石英ガラス製のアウトースワラウド、インナーシュラウドにより可視化でき、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燃料ノズル先端付近 ($z \sim -22.8 \text{ mm}$) まで観測可能であった。

また、下流は遮熱板により $z=-6.5 \sim 1.5$ mm の範囲は可視化できない。排出ガス分析に用いたサンプリングプローブは $z=165$ mm に位置し、その吸気孔の数は 9 個である。分析計は HORIBA MEXA-ONE-D1 を用いた。



(a) Optical combustor with optical burner.



(b) Combustor installed in test rig.

Fig.2 Schematic drawing of experimental setup.

3. 高温高圧燃焼試験条件

試験は JAXA 高温高圧燃焼試験設備中圧系[8]を使用し、下記表 1 の条件で行った。Case A, B は入口気流圧力・温度について、それぞれ中・小型航空機用エンジンの巡航時・アイドル時を想定したものである。希薄吹き消え限界試験のみ両条件で行い、他の試験は Case A のみで実施した。燃料は灯油を使用した。各試験条件で燃料流量を変化させて取得したデータはパイロット空燃比にて整理した。ここでパイロット空燃比は燃焼器全体の空燃比と、全空気流量に占めるパイロット空気流量の割合（有効開口面積比より算出、0.145）から算出した。

Table 1 Test conditions for combustion experiments.

Conditions for LIF		
Inlet pressure, kPa	700	
Inlet temperature, K	760	
Combustor pressure loss	4%	
Airflow rate in total, g/s	316	
Pilot fuel flow rate, g/s	1.44-3.63	
Pilot air-to-fuel ratio, AFR_p	31.8-12.6	
Conditions for gas analysis		
Pilot fuel flow rate, g/s	1.44-6.67	
Pilot air-to-fuel ratio, AFR_p	31.8-6.85	
Conditions for lean blowout		
	Case A	Case B
Inlet pressure, kPa	700	487
Inlet temperature, K	760	503
Combustor pressure loss	4%	4%
Airflow rate in total, g/s	316	270

4. 光学計測概要

図 3 に光学計測の概略図を示す。燃料/OH-LIF 及び燃料噴霧 Mie 散乱光計測ではシート状にしたレーザ光を燃焼器上部の窓を通して燃焼室内へ照射し、蛍光及び散乱光を受光系によって捉えた。受光系は図に示す通り燃焼器を挟んで両側に設置されており、異なる計測画像を同時に取得している（例えば燃料-LIF と OH-LIF）。

送光系は Nd:YAG レーザ (Spectra-Physics, Quanta-Ray LAB-170) の第二高調波 (532 nm) のポンピング光にて色素レーザ (Sirah, Cobra-Stretch, Rhodamine 6G) を発振させた紫外光 ($\lambda=283$ nm) を使用した。このレーザ光をシリンダカルレンズ ($f=50, 700$ mm) によりシート状 (測定部シート幅; 約 0.6 mm) にした。パルス周波数は 10 Hz, 出力は約 30mJ である。

受光系に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。バンドパスフィルタは, OH* は CVI F10-307.1-3-2.00 (307.1nm, FWHM 10nm), OH-LIF は朝日分光 MZ0310 ($\lambda=310$ nm, FWHM 10nm), 燃料-LIF は Edmund, #84-108 ($\lambda=340$ nm, FWHM 29nm) Mie 散乱光計測は朝日分光 MZ0280 (280nm, FWHM 10nm) をそれぞれ使用した。

計測はパイロット空燃比を変化させながら燃焼器の中心断面 (yz 断面) のみのデータを取得する中心断面撮影と、パイロット空燃比を固定して計測断面を x 方向にトラバースさせながら計測し、各断面の平均画像から三次元情報を構築する三次元撮影を行った。

なお, OH 自発光については輝度の光路積算値を計測していることに相当し, 断面情報ではないことに注意されたい (Abel 逆変換等の処理は実施していない)。

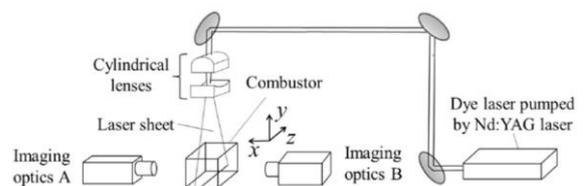
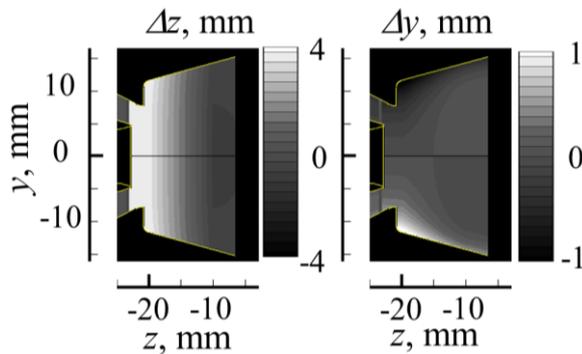


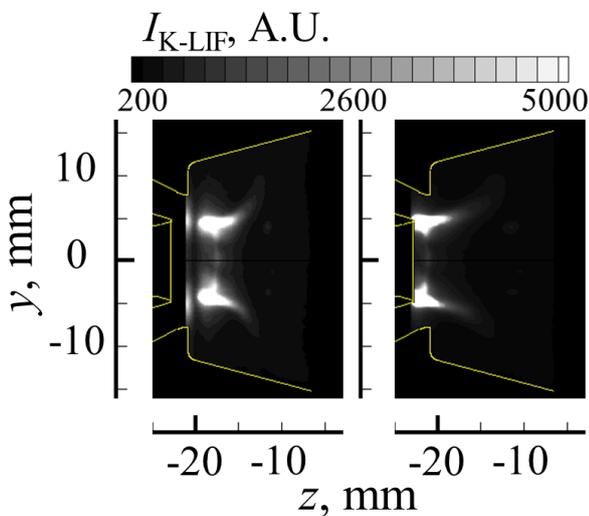
Fig.3 Optical setup.

5. 光屈折補正

パイロットバーナ内部はアウターシュラウド、インナーシュラウドの2つの曲面石英ガラスを通して可視化されるため、光屈折の影響が無視できない。そこで文献[9]と同様の光線追跡を利用した手法により光屈折補正を行った。屈折移動量と適用結果を図4(a), (b)にそれぞれ示す。ここで、屈折移動量(Δx , Δy , Δz)は仮想的に屈折が起こらない(ガラス/空気の相対屈折率が1)とした場合の取得画像における各点が、屈折の影響を含む実際の取得画像においてどの程度移動して撮影されているかを示すものである。必要な補正量はこの屈折移動量の符号を逆にしたものである。



(a) Displacement caused by refraction.



(b) Kerosene-LIF intensity before(left) and after(right) correction.

Fig.4. Optical refraction correction.

6. 結果及び考察

6. 1 パイロット火炎可視化画像例

図5にパイロット火炎の可視化画像の一例を示す。この図には可視化パイロットバーナの概略図も併せて示してある。アウターシュラウドとインナーシュラウドが透明な石英ガラスで製作されており、パイロットバーナ内部の火炎を可視化することができる。

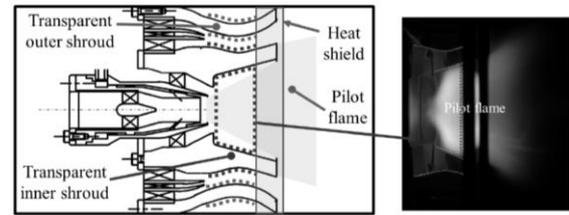


Fig.5 Visualization of flame in pilot nozzle and combustion chamber (Case A, $AFR_p=30.1$, Exposure time; 20ms).

6. 2 光学計測結果

U8, D8, 2つパイロット燃料噴射弁の火炎構造(燃料分布及び燃焼反応領域)の比較を図6に示す。図にはOH自発光, OH-LIF, 燃料-LIF, Mie散乱の画像の各々について、瞬間画像200枚を用いて輝度平均を算出した時間平均輝度空間分布を示している。OH自発光以外は、中心断面($x=0$ mm)における結果である。輝度レベルレンジ, カラーバーはU8とD8で統一してある。なお, OH-LIFのみ, U8, D8それぞれの画像におけるインジェクタリップ部下流付近の点Aの輝度で規格化したものを表示してある。これはU8とD8の輝度レベルが異なり, 火炎構造の把握の面から規格化した表示の方が便宜上比較しやすいためである。他の燃料-LIF等の画像が概ね輝度レベルが同じであるのにOH-LIFのみ輝度レベルが異なる結果となった理由は現状不明であるが, 試験後に実施したレーザ波長測定(HighFinesse, Wavelength Meter Ångstrom WS/6 UV)で色素レーザ内の回折格子の角度設定が同一でも計測日によるばらつきが0.005 nm程度あることが確認されたため, 他の計測法と比較して特に波長に対して敏感であるOHのみ影響が現れた可能性があり, 今後原因を究明する予定である。

また, 図中の1~4はガラスによる反射光・迷光等によるノイズであり, 図中5はIntensified CMOSカメラに内蔵されているイメージインテンシファイアのマルチチャンネルプレートの蜂巢上のパターンノイズである。また, 燃料濃度が著しく高い領域(パイロット燃料噴射ノズル先端付近, 特に液相の燃料が存在する領域)においては燃料-LIF発光強度が高く, OH-LIF画像への干渉が見られる(図中6)。

図において, U8, D8共通の火炎構造として, 以下があげられる。

(I) 燃料噴射ノズル先端(図1中Pilot atomizer lip)の直下流付近ではOH自発光は燃料が存在する領域の内側に位置する。これは, 保炎のための熱供給が中心軸側の再循環領域における既燃ガス側から行われることを示しており, 同火炎は典型定な旋回保炎機構により保炎されていると考えられる。

(II) パイロット空燃比が小さくなると, 上流の混合気は過濃となって, 反応の主領域はパイロットバーナ内部から燃焼室へと移動し, リップ周辺部の反応が活発となる。リップ部にも小さな再循環領域が存在し, 空燃比

が小さい場合はこの再循環流の保炎メカニズムへの寄与度が相対的に増すと考えられる。

U8 と D8 の火炎構造は、その基本構造は概ね同様である。顕著な違いとして、以下の2点があげられる。

(i) U8の方がOH自発光が上流側から見られる。この理由としては、燃料噴霧の噴射位置が上流であり混合気生成過程がD8よりも早く開始されること、U8の場合は上流側から噴射弁先端部に向かってパイロットの内側流路の流路が若干滑らかに拡大しており気流が若干減速されている可能性があること等があげられる。

(ii) パイロットバーナ内部において、U8の方が自発光領域の境界付近形状がより中心軸側に向かってせり出すような反りの強い下に凸の曲率を持っている(図中B)。この理由として、上記の流路形状の違い(U8は拡大流路形状)に加えて、このように反りをもつ火炎構造は燃料噴射ノズル先端下流付近の局所当量比が高い場合に見られることから(文献[10])、中心断面におけるU8の燃料噴射ノズル先端下流付近の局所当量比がD8より相対的に高くなっていることが推察される。

図7は燃料噴射ノズル先端直下流付近の $z=-22, -20$ mmにおけるOH自発光及び燃料-LIF発光輝度の y 方向分布($y>0$ のみ表示)を示している。U8については上記(I)及び(i)が確認できる。燃料-LIF強度の y 方向ピーク位置の差は0.3mm程度(画素にして約6ピクセル)であり、特筆すべき違いは見られない。

図8は $z=-16$ mmの断面上における燃料LIF発光輝度分布である。トラバース計測間隔は、U8では $x=-10 \sim 10$ mmを0.5 mm間隔、断面あたり400枚撮影し、D8では $x=-36 \sim 36$ mmを0.5 mm間隔、断面あたり50枚撮影した。U8は8個のスロットに対応する周方向に離散的な分布になっているのに対し、D8は多少の濃度むらが見られるものの離散的な構造は見られない(図に見られる幅1 mm程度の細かいパターンはこのデータのみ平均画像枚数が50枚と少ないことによる)。混合がまだ進んでいない上流領域で濃淡が相対的に顕著なU8は、反応も上流から開始されるため、相対的に非予混合的性質の強い燃焼特性を示すことが予想される。 $x=0$ の位置は、U8の周方向に燃料の濃い領域と合致しており、(ii)のOH自発光分布の反り形状の一因であると考えられる。

6. 3 希薄吹き消え性能と火炎の安定度について

表2にU8、D8の希薄吹き消え限界時のパイロット空燃比の比較を示す。入口圧力、温度が低いCase BにおいてはU8の方が希薄側まで保炎可能であり、U8の非予混合的性質から説明できる。一方、入口圧力、温度が高いCase Aにおいては保炎限界は同レベルであった。この吹き消え限界空燃比周辺ではU8の火炎には大きなばたつきが見られたため、当該条件に特有の何らかの別要因により同レベルの保炎限界となったと考えられる。

Case AにおけるOH*信号の二乗平均平方根(r.m.s, 平均輝度で規格化した値, J_{OH^*LoS}/I_{OH^*LoS})を図9に示す。

図9上段は吹き消え限界より若干濃い条件に相当する。いずれもU8の方がレベルが低く、安定であることが示唆される。U8の非予混合的性質の強い燃焼特性が火炎安定性に寄与しているものと考えられる。

Table.2 Pilot Air Fuel Ratio at Lean Blow Out.

	Case A	Case B
U8 type, AFR_{LBO}	34.7	46.7
D8 type, AFR_{LBO}	35.4	33.3

6. 4 排出ガス分析結果

U8とD8の燃焼効率、NOx排出指数(EINOx)、スモーク排出係数(EISmoke)の結果を図10に示す。この図から燃焼効率、NOx排出指数の差は小さい。スモークに関しては排出量が急激に増え始めるパイロット空燃比がU8の方がわずかに希薄側である。一方、空燃比の低い条件での試験実施中に透明インナーシュラウドにすずが付着して覆われて可視化困難となることがあったが、U8の方がその傾向が特に強かった。U8は先述の通り、上流においてはD8よりも非予混合的性質の強い燃焼特性を示すが、その後の混合はパイロットの逆旋回気流の中で速やかに進み、またパイロット空燃比が低くなると反応領域は後流に移動するため、主たる反応領域ではD8との差が見られにくくなり、燃焼器出口分析計測では差が出にくいものと考えられる。逆に、希薄吹き消え性能や、シュラウドへのすず付着など、上流の反応に支配される特性については、U8、D8間の差が比較的現れやすいものと推察される。

7. 結論

航空用同軸希薄ステージバーナのパイロット火炎構造を把握するため、透明石英ガラス製のアウトーシュラウド、インナーシュラウドを備えた可視化バーナを開発し、高温高圧におけるパイロットバーナ内部の可視化が可能となった。また、この際問題となる曲面形状透明シュラウドにおける光屈折の影響を光線追跡法により補正する画像処理アルゴリズムを開発し、燃料分布や反応領域の位置を正確に把握することができた。この可視化システムを用いて、設計の異なる2つのパイロットバーナ(スロット式上流噴射タイプ(U8)と液膜式下流噴射タイプ(D8))の火炎構造の可視化計測を実施し、排出ガス分析結果や希薄保炎限界性能との相関を調査した。U8の方がOH自発光がより上流側から存在し、反応領域の形状から、中心断面においては、D8よりも局所的に濃い混合気が存在している可能性が示唆された。これはU8の噴射弁軸に垂直な断面の燃料分布が周方向に離散的で、その濃い領域が中心断面にかかっていることが

一因として考えられる。排出ガス分析結果、スモークの排出量ともに両者の差は小さかったが、スモークについて、U8の方が若干非予混合的な性質を示した。希薄保炎限界は入口圧力、温度が低い条件においてはU8の方が希薄まで保炎可能であり、これもU8の非予混合的な性質から説明できる。一方、入口圧力、温度が高い条件においては保炎限界は同レベルであった。OH自発光強度のr.m.s画像(平均値で規格化)から、希薄限界よりやや低いパイロット空燃比からは、U8の方が相対的に火炎が安定であることが示唆された。

以上の通り、本研究で開発した可視化バーナは、各種の可視化計測技術と組み合わせることで、バーナ設計と燃焼特性の相関を解明する上で有用なツールであることが示された。

謝 辞

本研究は宇宙航空研究開発機構との連携大学院制度に基づき実施されました。関係の皆様がこの場を借りて深く御礼申し上げます。

参考文献

- [1] Fujiwara, H., Matsuura, K., Shimodaira, K., Hayashi, S., Kobayashi, M., Oda, T., Horikawa, A., Matsuyama, R., Ogata, H. Kinoshita, Y.: Suppression of NOx Emission of a Lean Staged Combustor for an Aircraft Engine, ASME GT2011-46256.
- [2] Yamamoto, T., Shimodaira, K., Kurosawa, Y., Yoshida, S. Matsuura, K.: Investigations of a Staged Fuel Nozzle for Aeroengines by Multi-Sector Combustor Test, ASME GT2010-23206.
- [3] Yamamoto, T., Shimodaira, K., Kurosawa, Y., Yoshida, S.: Evaluation of Lean Axially Staged Combustion by Multi-Sector Combustor Tests under LTO Cycle Conditions of a Small Aircraft Engine, ASME GT2013-95496.
- [4] Matsuura, K., Otori, 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).
- [5] 大堀直, 江口貴広, 松浦一哲, 山田秀志, 黒澤要治, 山本武, 下平一雄, 林茂: 高温高圧燃焼場における航空用希薄ステーjingバーナのOHラジカル分布及び予混合管内外燃料濃度分布のLIF法による同時可視化, 第22回微粒化シンポジウム講演論文集, (2013), 406-409.
- [6] 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.
- [7] 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, ILASS-Europe 2017.
- [8] 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.
- [9] 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jing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.
- [10] 鮎田篤, 須田充, 山口健太, 松浦一哲, 林茂, 山本勝弘: 二重旋回気流微粒化燃料噴射弁の火炎特性に関する研究, ガスタービン定期講演会講演論文集 (36), 187-192, 2008-10-01.

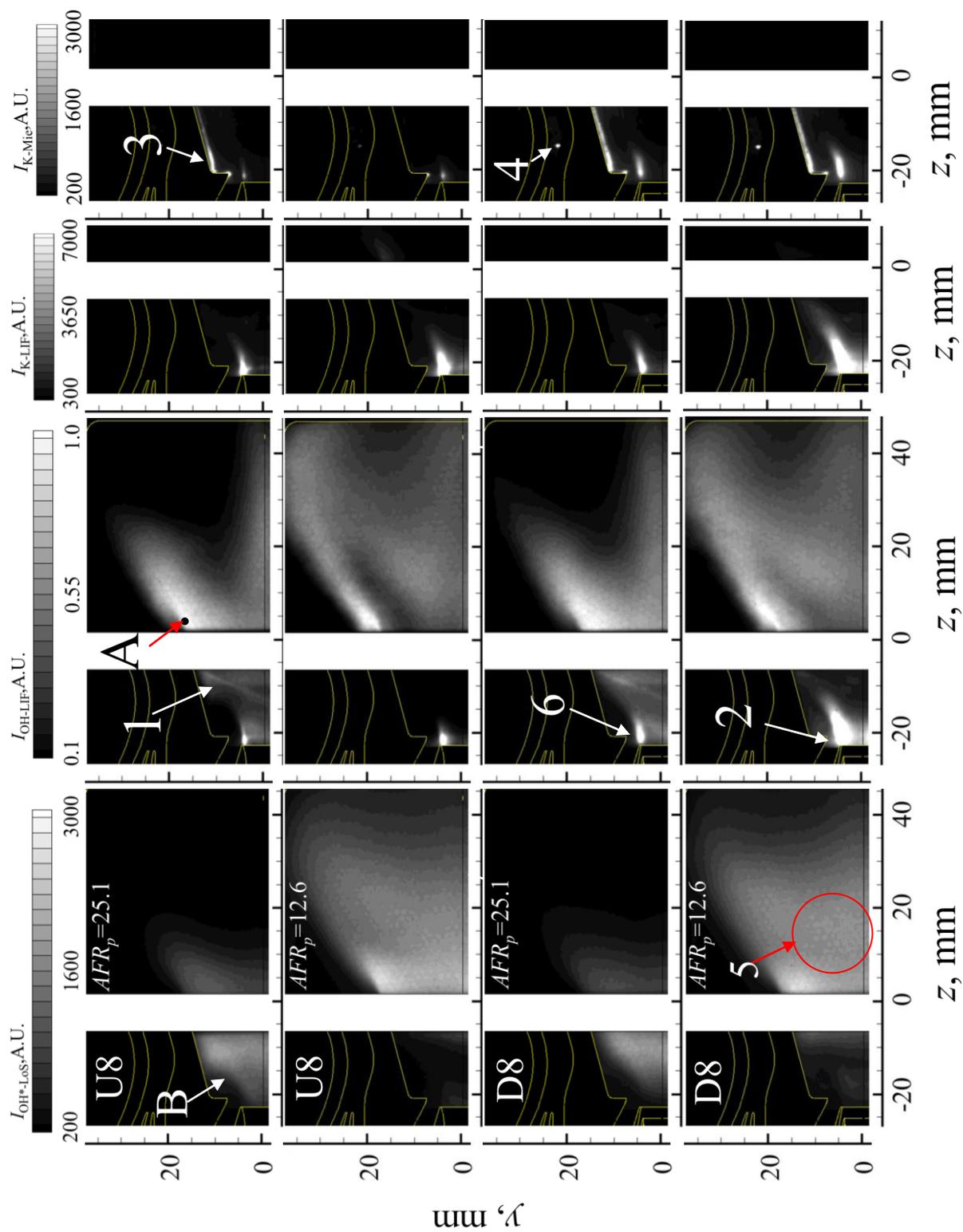


Fig.6 Spatial distributions of time-averaged intensity of line-of-sight OH chemiluminescence, cross-sectional OH-LIF, kerosene- LIF and kerosene Mie scattering on $x=0$ plane for Case A.

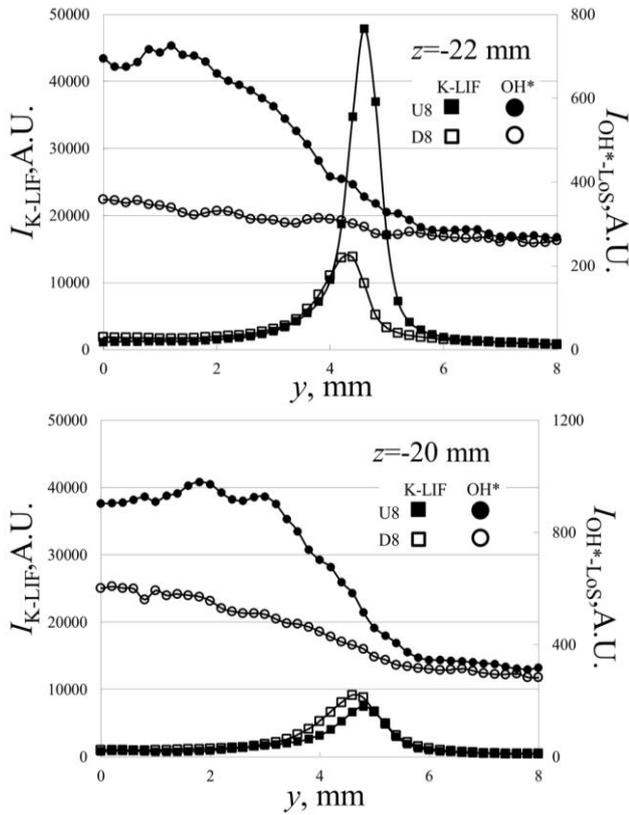


Fig.7 Distributions of kerosene-LIF and OH chemiluminescence intensity at $z=-22$, and 20 mm for Case A.

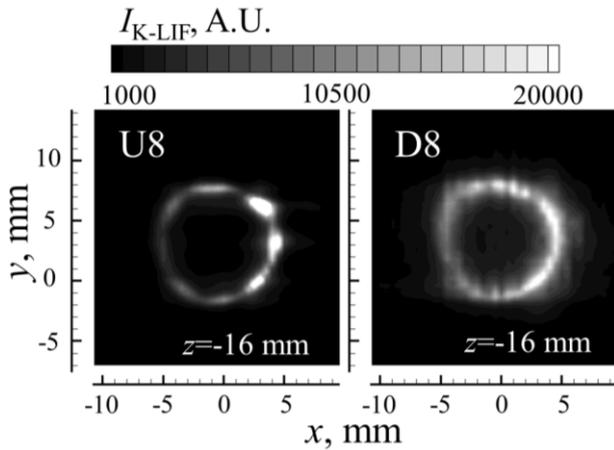


Fig.8 Cross-sectional kerosene-LIF intensity distributions on $z=-16$ mm for Case A.

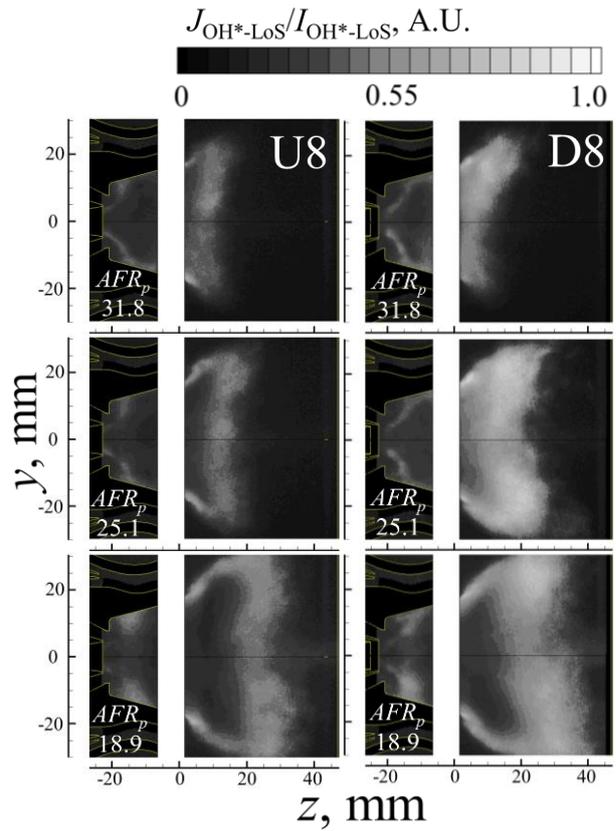


Fig.9 Normalized root-mean-square deviations of kerosene-LIF intensity distributions at $x=0$ plane for Case A.

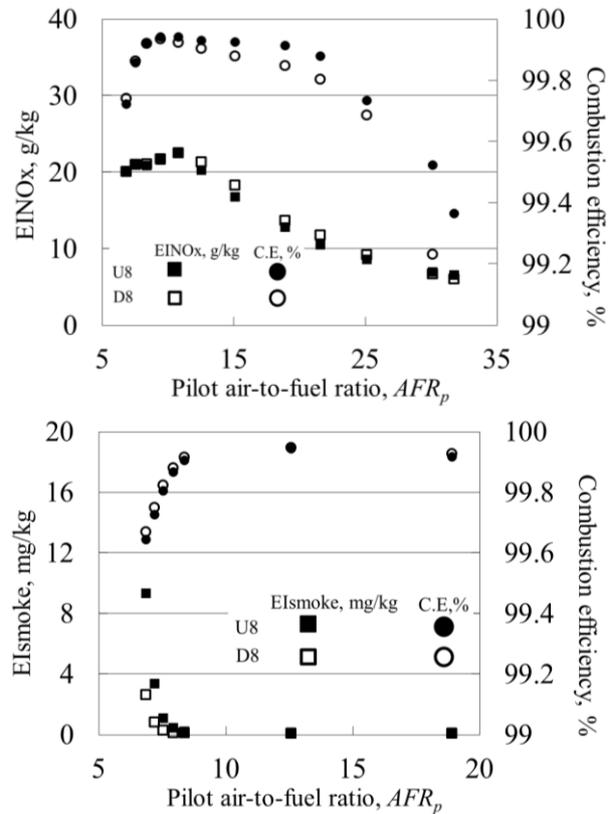


Fig.10 NO_x, smoke emission indices and combustion efficiency for Case A.