

# 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

## Effects of Relative Spatial Arrangement between Swirl Vanes and Fuel Injection Holes for Main Nozzle on Fuel Distributions and Emission Characteristics of a Lean-Staged Burner for an Aero-Engine

上坂 峻也\*<sup>1</sup>  
UESAKA Shunya

江口 貴広\*<sup>1</sup>  
EGUCHI Takahiro

松浦 一哲\*<sup>2</sup>  
MATSUURA Kazuaki

山本 武\*<sup>2</sup>  
YAMAMOTO Takeshi

林 茂\*<sup>3</sup>  
HAYASHI Shigeru

### ABSTRACT

The effects of relative spatial arrangement between swirl vanes and cross-flow-jet fuel injection holes for the main nozzle on fuel distributions, flame structures and emission characteristics of a lean-staged burner for an aero-engine were investigated experimentally by means of kerosene- and OH-LIF at an elevated pressure and temperature. A quartz-made fully-contoured “optical main nozzle” enabled the investigation. Two arrangements, “aft vane (AV)” and “mid vane (MV)”, were studied. For AV, the injection holes were located on the traces of hub-side swirl-vane cord lines, and for MV, they were in the middle of the adjacent traces. For MV, the fuel distribution in the main nozzle was relatively more uniform, the main flame was located more downstream, and both combustion efficiency and NO<sub>x</sub> emissions were lower, than for AV. The present result suggested such arrangements could be one of the burner-design parameters for tuning emission performance.

**Key Words** : NO<sub>x</sub> emissions, Aero-engine combustor, Optical burner/injector, Staged lean-burn injector, Laser induced fluorescence, Optical refraction correction

### 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NO<sub>x</sub>による環境への影響が懸念され、低NO<sub>x</sub>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<sup>(1)~(3)</sup>。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ノズルを中心軸上に、高負荷時の大幅なNO<sub>x</sub>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。このようにNO<sub>x</sub>の低減は主にメインノズルが担っているためメインノズル内部（予混合管）での燃料と空気の混合具

合が重要な要素となる。実用バーナにおいては、この燃料と空気の混合状態を、高い燃焼効率と低NO<sub>x</sub>性能の両立の観点から最適化することが求められる。一方、開発の過程、特に終盤においては、燃焼器の大きな設計変更は難しく、最小限の設計変更や部品変更で性能間バランスを最適化できる手段が望まれる。

本研究の目的は製品開発に近い立場から燃焼器の低NO<sub>x</sub>化に向けた設計パラメータの1つとして旋回翼と燃料噴射孔との相対位置関係を調査し、その有用性を示すことで実機への適用の可能性を検討する。これは旋回翼を通過して下流へ流れる空気は翼後流の影響により必ずしも周方向に一樣とならないため、噴射孔周方向位置を翼周方向位置に対して相対的に変更することにより、気流と燃料の干渉状態を変化させることで、各燃焼性能やそれらのバランスの最適化を意図するものである。

本論ではメインバーナに対して、透明可視化ノズルを用いた実温実圧燃焼場におけるレーザ誘起蛍光法(Laser Induced Fluorescence : LIF)による光学計測<sup>(4)~(6)</sup>(燃料/OH-LIF)および排出ガス分析、常温高圧噴霧試験で

原稿受付 2017年9月4日

査読完了 2018年1月29日

- \* 1 法政大学大学院  
〒185-8584 小金井市梶野町3-7-2
- \* 2 宇宙航空研究開発機構
- \* 3 法政大学

の液滴Mie散乱光計測<sup>(1),(8)</sup>を行い、加えて気相流数值解析により燃料噴射孔近傍の流れ場の把握も行った。これらの結果を基に旋回翼と燃料噴射孔の周方向相対位置関係が燃料濃度分布、火炎構造に及ぼす影響を調べた。さらには排出ガス分析により燃焼効率・NOx排出への影響を評価し、燃料濃度分布、火炎構造との相関について考察を加えたので、その結果について報告する。

## 2. バーナ概要及び旋回翼と燃料噴射孔の相対配置

### 2.1 メインバーナ概要

図1にステージバーナの概略を示す。本バーナの構造の詳細については文献(2)、(3)を参考にされたい。メインバーナの旋回翼、燃料噴射孔は図1に示すように配置されている。翼枚数、燃料噴射孔の個数は全ての燃料ジェットに対して等しく旋回流を作用させるために同一数の16とする。旋回翼は迎角 $50^\circ$ 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。この旋回方向の違う旋回翼により予混合管内にせん断流れ領域が形成される。微粒化方式には、燃料ジェットがプレフィルマの内壁まで到達して液膜状になり、液膜を旋回流によって微粒化するジェットフィルミング方式を採用しているが、低負荷・中間負荷時等、燃料ジェットの半径方向への貫通度合いによっては、燃料がプレフィルマまで到達せずに旋回流によって微粒化されるクロスフロージェット方式が混在し、本研究の試験条件においては後者が支配的である。

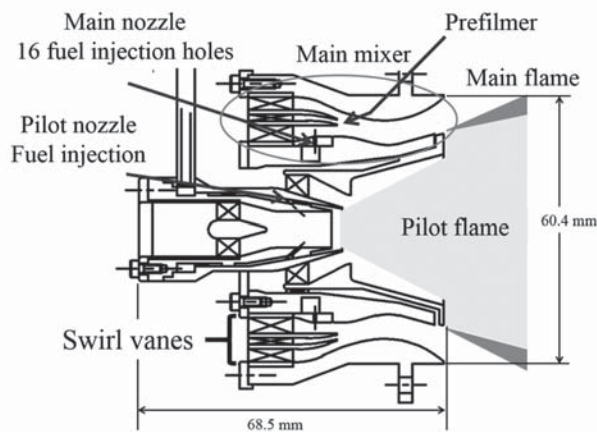


Fig. 1 Schematic drawing of coaxial-staging burner.

### 2.2 旋回翼と燃料噴射孔の相対位置

図2は、試験した二通りの旋回翼の翼に対する燃料噴射孔の周方向の位置関係の違いを示す概念図である。AV配置 (Aft vane) は、燃料噴射孔が周方向には、翼をそのヘリカル形状を保ちながら軸方向5 mm下流の位置まで仮想的に延長したときの後縁に位置する場合である。一方、MV配置 (Mid vane) は、隣り合う翼と翼の中間に位置する仮想の翼を同様に延長したときの後縁に位置する場合である。

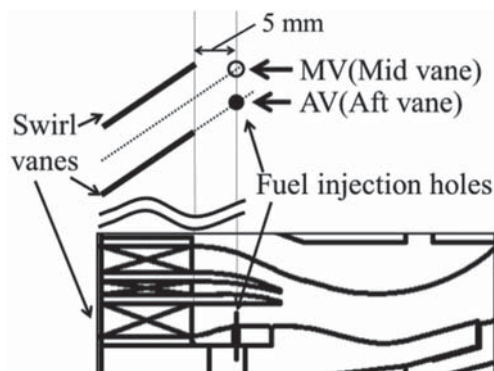


Fig. 2 Relative position of the swirl vanes to the fuel injection holes.

## 3. 高温高圧燃焼試験の概要

### 3.1 試験条件

試験はJAXA高温高圧燃焼試験設備中圧系<sup>(7)</sup>を使用し、下記表1の条件で行った。気流圧力・温度については中・小型航空機用エンジンの巡航時を想定した設定である。燃料は灯油を使用した。

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	320
Pilot fuel flow rate, g/s	1.82 ( $^*AFR_p:25.1$ $^\dagger\phi_p:0.594$ )
Main fuel flow rate, g/s	5.93 ( $AFR_m:29.4$ $\phi_m:0.507$ )
Total air-to-fuel ratio, $AFR_t$	41.3
Conditions for gas analysis	
Pilot fuel flow rate, g/s	1.82 ( $AFR_p:25.1$ $\phi_p:0.594$ )
Main fuel flow rate, g/s	5.45~6.08 ( $AFR_m:31.9\sim28.6$ $\phi_m:0.467\sim0.521$ )

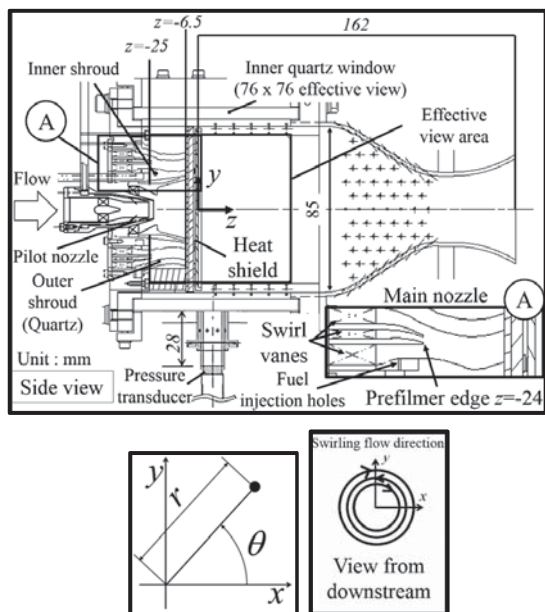
\*Air-to-fuel ratio,  $AFR$

$^\dagger$ Equivalence ratio,  $\phi$

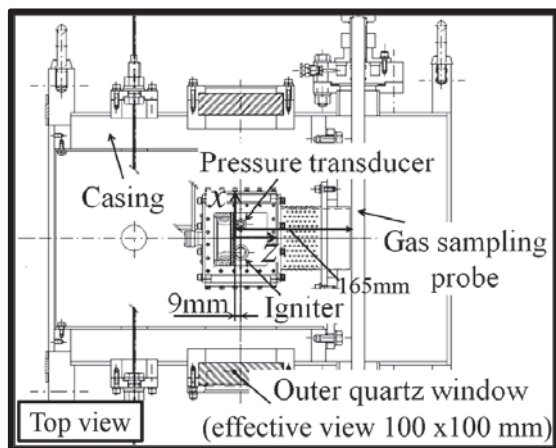
### 3.2 可視化燃焼試験装置

燃焼試験に用いた可視化燃焼器はMatsuuraら<sup>(6)</sup>のものと同一であり、この概要図を、ケーシングに装着した図と共に図3に示す。座標系はステージバーナの出口中心を原点、流れ方向を $z$ 、鉛直方向を $y$ 、水平方向を $x$ とする。図3(a)には極座標の定義も合わせて示す。

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 $76 \times 76$  mmである。予混合管は外側の OUTER-SHROUD (以後、予混合管外壁)、内側の INNER-SHROUD (以後、予混合管内壁) から形成されており、その内部は透明石英ガラス製の予混合管外壁によって $z=-24 \sim -6.5$  mmの範囲で可視化できる。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 (図3(b))、その吸気孔の数は9個である。分析計はHORIBA MEXA-7100D<sup>(7)</sup>を用いた。



(a) Optical combustor with transparent premixing duct.



(b) Combustor installed in test rig.

Fig. 3 Experimental setup for combustion experiments.

### 3.3 光学計測概要

可視化燃焼試験ではLIF計測により予混合管内及び燃焼室内の燃料（液相及び気相）、燃焼室内のOHラジカル（反応帯および一部既燃領域）の濃度分布を取得した。

図4にLIF計測に使用した光学系の概略を示す。光学系の構成は文献(6), (10)に準ずる。光学系は波長283nmの色素レーザ光をシート状にして燃焼器上部の窓を通して燃焼室内へ照射し、バンドパスフィルタ（燃料LIF: Edmund, #84-108,  $\lambda=340\text{nm}$ , FWHM 29nm, OH-LIF: 朝日分光, MZ0310,  $\lambda=310\text{nm}$ , FWHM 10nm）、UVレンズ（Sodern, Cerco2178,  $f=100\text{mm}$ ,  $F/2.8$ ）、イメージンテンスファイア（Hamamatsu Photonics, C6598-40）を装着したCCDカメラ（PCO pixelfly USB, 14bit）でyz断面画像を撮影する構成とした。測定部におけるシート厚は約0.6 mmである。

計測は光学系全体をx方向に移動させ計測範囲の3次元データ（時間平均、平均画像枚数100枚）を構築した。

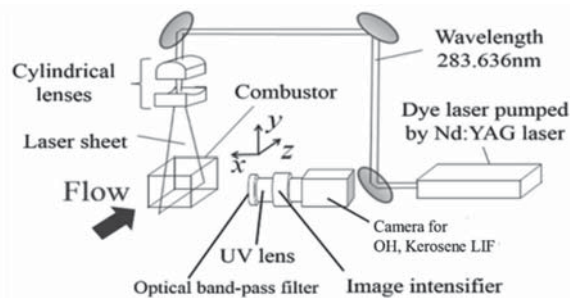


Fig. 4 Optical setup for LIF measurement.

計測間隔は燃料LIFでは $x=4 \sim -18 \text{ mm}$ を0.2 mm間隔、 $x = -18 \sim -36 \text{ mm}$ を0.5 mm間隔、OH-LIFでは $x=36 \sim -36 \text{ mm}$ を1.0 mm間隔である。

## 4. 高圧噴霧試験の概要

### 4.1 試験装置及び条件

試験はJAXA高圧噴霧試験装置<sup>(8)</sup>を用いて実施した。噴霧試験の気流温度は常温であるため、燃焼試験における高温条件に対して、気流及び燃料の密度・速度を合わせるように入口圧力と気流の噴射弁差圧を調整する形で試験条件を設定した（表2）。これにより噴霧分散の模擬に重要な巨視的パラメータである気液運動量比に加えて、気液密度比・速度比・流量比等を模擬した試験が可能である。図5に高圧噴霧試験に使用したバーナモデルの概略を示す。予混合管内部及びノズル出口近傍の噴霧状態はアクリル製予混合管外壁と装置測定部チャンバ観測窓（下図には示されない）を通して可視化できる。なお、本試験はメイン燃料分布の特性把握が目的であるため、パイロット燃料は噴射せず実施した。

Table 2 Test conditions for spray experiments.

Inlet pressure, kPa	266
Inlet temperature, K	307
Injector pressure loss	9.3%
Burner airflow rate, g/s	220
Main fuel flow rate, g/s	5.93

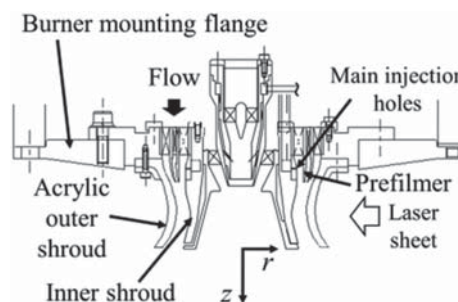


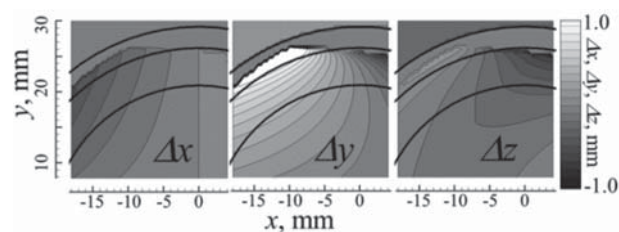
Fig. 5 Burner model used for spray experiments.

## 4.2 光学計測概要

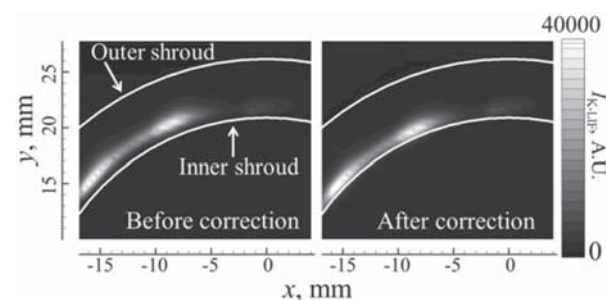
光学計測では燃料噴霧のMie散乱光画像撮影を行い、液相燃料分布の定性的把握を行った。光源はHe-Neレーザ（波長632.8nm, 連続発振, 出力3mW）、受光系はレンズ（AF-Nikkor 105 F2D）、CCDカメラ（PCO Sencam QE 12bit）を使用した。計測はレーザシート光を中心軸に入射させ、ノズル全体を $\theta$ 方向に回転させることで燃料噴霧の全周計測ができる。今回はレーザシート幅46 mm, 厚み1.8 mmで、 $2.25^\circ$  間隔、 $\theta=81 \sim 191.25^\circ$  の範囲の $rz$ 断面画像を20枚撮影し、各位相の平均画像を作成した（平均像解析に必要な最低必要画像数が少なく済むのは露光時間が約100 msと長いことによる）。

## 5. 光屈折補正

本研究では予混合管内の可視化に実機形状のガラスを用いるため、入射レーザ光と信号光の屈折による画像の歪みが問題となる。そこで文献(9)と同様の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6(a), (b)にそれぞれ示す。ここで、屈折移動量は仮想的に屈折が起らない（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。この図は燃焼試験のLIF計測に対するものであるが、高圧噴霧試験の結果も同様の手法にて補正した。



(a) Displacement caused by refraction ( $z=-22\text{mm}$ ).



(b) Kerosene-LIF intensity before and after correction ( $z=-22\text{mm}$ ).

Fig. 6 Optical refraction correction.

## 6. 気相流数值解析

本研究では、気相流数值解析によりAV, MVの噴射孔近傍流れの概要の把握を試みた。気相流数值解析は解析コードFront Flow Redを用いて行った。解析は圧縮性LESを使用し、サブグリッドモデルは標準Smagorinskyモデルを用いた。壁面近傍のモデル化には壁関数を使用している。本解析では4.1節の高圧噴霧試験の流路形状（図5）及び気流条件を対象とした。解析に当たっては同解析コードを用いた文献(12)を参考としたが、同文献が燃焼場を対象としたのに対し、本研究では非燃焼・燃料噴射なしの条件にて実施している。解析領域については、図5のバーナ取付フランジの上流部、下流部に関して高圧噴霧試験装置の形状を模擬するための領域を設定し、図7に示す通りとした。ここで、計算の安定化のため、下流部には実験装置にはない仮想的な縮流部を設けてある。解析格子は、ノズル内は全てヘキサメッシュとし、その他の領域は、ヘキサ・テトラ・プリズムメッシュを併用した。格子点数は上流部円筒型メッシュが約100万セル、バーナ内部が約150万セル、下流部メッシュが230万セル、計約480万セルである。解析は対象全域に対して行い、周方向周期境界条件は用いていない。境界条件については、解析領域流入部に全圧・流量一定条件、流出部は静圧一定条件、他は固体壁条件とした。メインノズル出口の密度・軸方向速度・半径方向流路幅・粘性より算出されるレイノルズ数は約 $6.0 \times 10^4$ である。

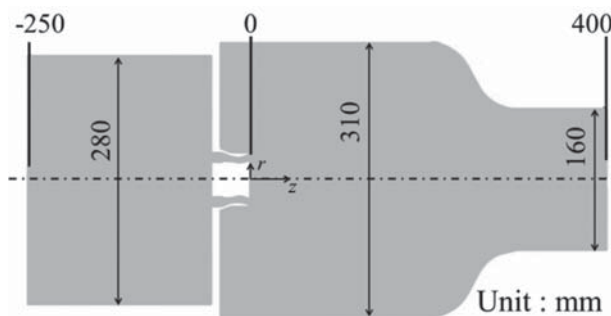


Fig. 7 Computational domain for LES.

## 7. 結果及び考察

### 7.1 予混合管内における燃料分布

#### 7.1.1 燃焼試験における燃料LIF発光強度分布解析

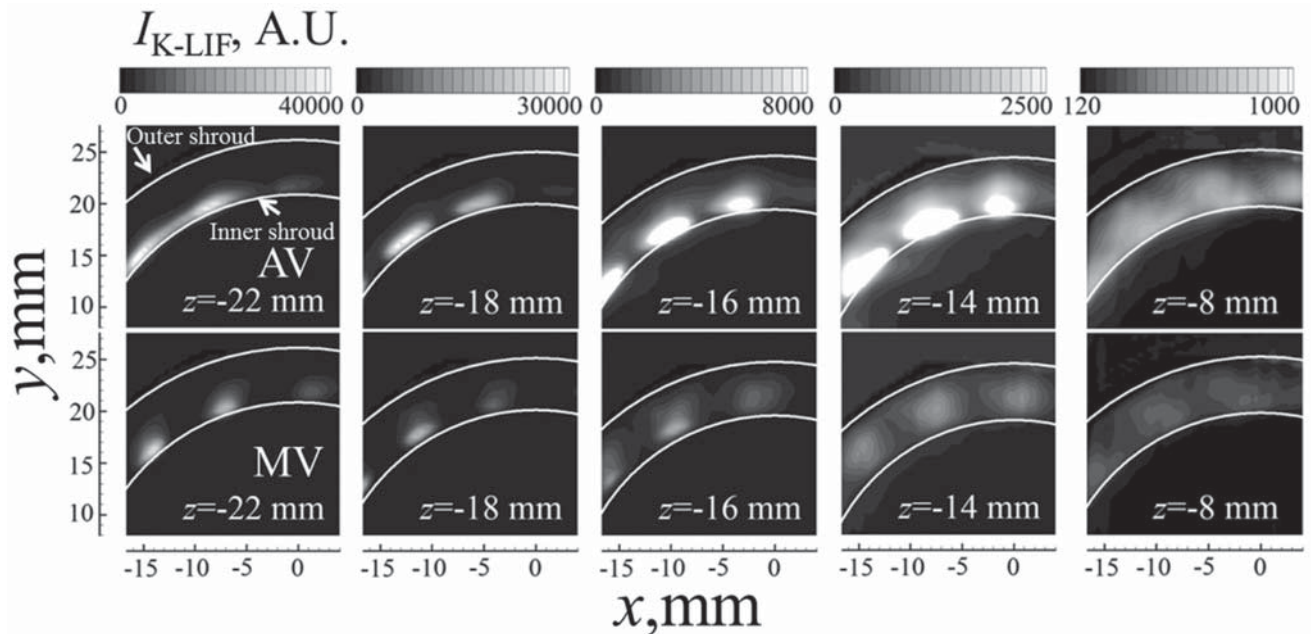
はじめに、燃焼試験のLIF計測により得られた3次元データを用いて予混合管内の燃料濃度の空間的分布を考察する。図8(a)に予混合管の上流部 ( $z=-22, -18$  mm)、中流部 ( $z=-16, -14$  mm)、下流部 ( $z=-8$  mm) の計5か所における燃料LIFの $xy$ 断面画像を示す。また、半径方向の混合特性の把握を目的として、 $\theta=90 \sim 135^\circ$  の範囲における周方向輝度平均値 ( $I_{\theta-ave, K-LIF}$ ) の半径方向分布を図8(b)に示す。さらに、周方向の混合特性の把握を目的として、 $r-0.5 \text{ mm} \sim r+0.5 \text{ mm}$ ,  $90^\circ < \theta$

<135° の領域の輝度値標準偏差を同領域の輝度平均値で除したものを半径方向位置 $r$ における周方向無次元輝度標準偏差 ( $i_{\theta\text{-std, K-LIF}}$ ) と定義し、そのプロットを図 8 (c)に示す。上記の $\theta$  範囲は、16周期の周方向周期対称現象の2周期分である。なお、対象範囲を1周期分とした場合の結果も概ね同様であった。

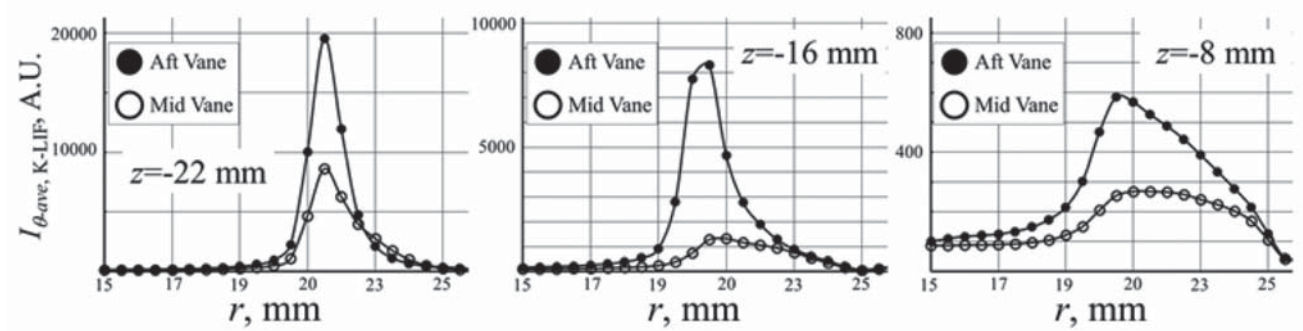
なお、図 8(a)に見られるように、AV、MVともに混合が進み、分布の特徴の違いが相対的に小さくなる下流

部においても、輝度の絶対レベルがAVの方が2倍近く高い。この原因は不明であるが、両データ間の輝度値絶対レベルの直接相互比較は適切ではない。そこで以下では、定性的な比較、あるいは適宜無次元化及び合理性を失わない範囲の輝度調整を行った上での比較を実施した。

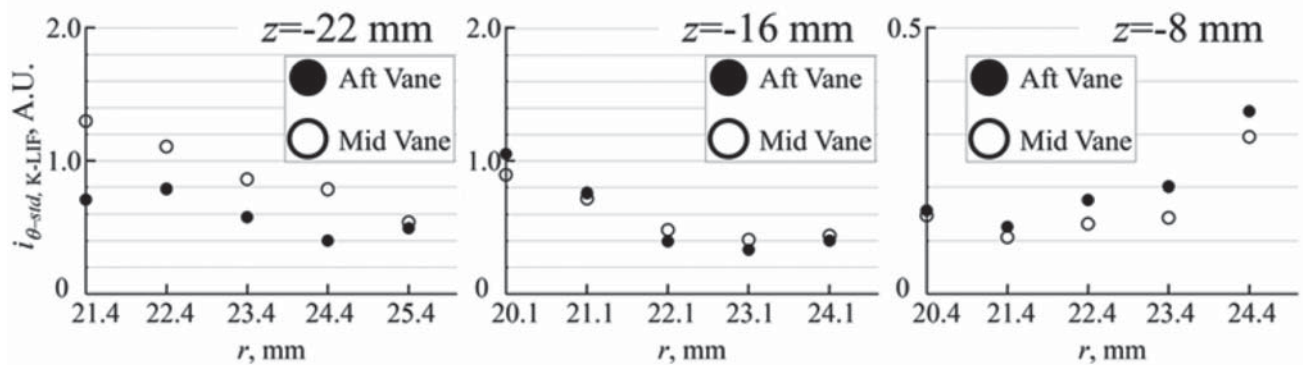
まず、上流部において、MVは半径方向への拡がりが大きく、一方AVは半径方向の拡がり小さいが周方向に拡がった分布を示していることから、噴射直後の噴霧



(a) Cross-sectional kerosene-LIF intensity distribution.



(b) Radial distribution of circumferential average of kerosene-LIF intensity.



(c) Normalized standard deviation of kerosene-LIF intensity in circumferential direction.

Fig. 8 Comparison of fuel/air mixing characteristics in premixing duct between AV and MV.

は少なくとも部分的には壁面を伝う状態であると考えられる。

中流部においては、図8(c)より周方向の混合促進が特にMVにおいて顕著に見られる。これは下流へ向けて燃料が半径方向へ拡がり、中流部においては内側と中間の旋回翼からの気流により生ずる逆旋回周方向せん断層に燃料ジェットのコア部近傍が到達することによる。AVは相対的に半径方向の燃料ジェットの貫通が悪く、せん断流れによる周方向混合促進効果が見られるのはMVと比較してより下流の位置となる。

下流部においては、両者の内壁近傍における周方向分散の差は小さいが、外壁側ではMVの方が無次元標準偏差が小さい。MVはAVよりも半径方向・周方向ともに混合が促進されていることがわかる。

図9に、 $z=-8$  mmでの混合管内 $\theta=90\sim 135^\circ$ の領域における燃料LIF強度の頻度分布（縦軸は全積算値に対する割合）を示す。本データから求めた無次元標準偏差（輝度平均値で無次元化）はAVが0.42、MVが0.29であり、図8の議論同様、燃焼室に近い下流領域において、混合気の均一性はMVの方が高いことがわかる。

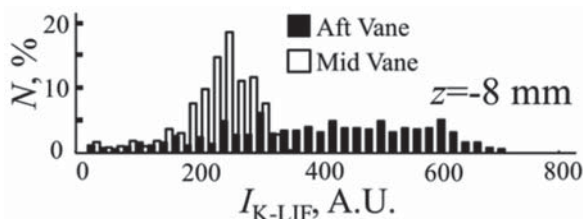


Fig. 9 Probability density function of normalized kerosene-LIF intensity.

### 7.1.2 高圧噴霧試験

図10に $\theta$ 方向回転トラバース計測により得られた $rz$ 断面平均画像から構築した $xy$ 断面画像を示す。噴霧試験結果は、燃焼試験のLIF結果と比べて総じて半径方向への燃料の拡がり大きい。このような傾向を示す1つの理由として、両試験での温度の違いにより噴霧試験条件の方が表面張力が大きく、結果として液滴径が大きく、また蒸発による粒径の減少も起こらないので、液滴の慣性力が相対的に大きいことがあげられる。このような違いはあるが、MVの方が半径方向の拡がり大きいことは燃焼試験のLIF結果と同様である。

噴霧試験の結果からは、逆方向旋回せん断層に入った燃料が周方向に素早く分散していく様子が明瞭に確認できる。MVの $z=-18\sim -14$  mmの図では特に顕著である。相対的に半径方向外側に分布する噴霧は、中間スワラの反時計周りの流れの影響を受けるため、下流に進むにつれ噴霧ジェットに対して相対的に $\theta$ の大きな位置に存在するようになる。 $z=-8$  mmにおいてはさらに周方向の混合が促進されている様子がわかる。

一方、AVでは $z=-16$  mm以降で同様に混合促進の傾

向がみられるが、内壁付近に依然多くの燃料が存在している。下流の $z=-8$  mmにおいても、未だ燃料噴射孔数に対応した、周方向に分離した構造が残っている。

なお、噴射弁下流 ( $z=3$  mm) においては、AVとMVの噴霧分布の差は小さくなっている。この理由として、予混合管の下流領域では半径方向に絞られた後拡大に転じる流路形状に沿う気流に追従できずに内壁に当たる燃料が存在し、これらの燃料はそれまでの旋回翼後流の流れ場構造に影響を受けた上流での混合履歴と無関係に新たな混合プロセスを開始するためと考えられる。燃焼場では多くの噴霧は混合管下流までに蒸発すると考えられるので、予混合管内下流部以降の現象については、燃焼試験と噴霧試験の相関度の精査が必要である。

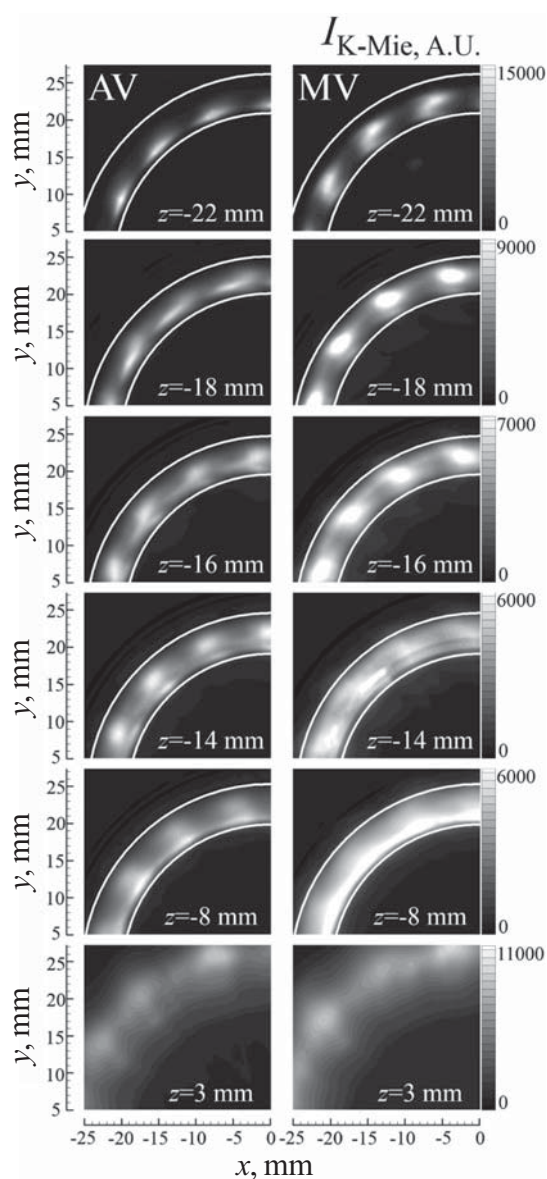


Fig. 10 Cross-sectional distribution of Mie scattering signal from sprays inside and downstream of premixing duct.

### 7.1.3 気相流数値解析

気相流数値解析により求められた $r=20.9$  mm (燃料噴射孔出口の半径方向位置) 及び $z=-29$  mmの面上での平均半径方向速度分布 ( $v_r$ ) を図11に示す。旋回翼後縁より見られる半径方向内側に向かう流れの影響により、AVの燃料噴射孔周辺領域での半径方向速度が負となり、図8における $z=-22$  mmの燃料分布では、この気流により燃料ジェットが半径方向外側への貫通を阻害され、さらには押し潰されて、混合管内壁を沿うように周方向に拡がると考えられる。一方、MVの場合、燃料噴射孔付近の流れは半径方向正の速度を持つことが分かり、これが燃料ジェットの貫通が促進される要因であると考えられる。

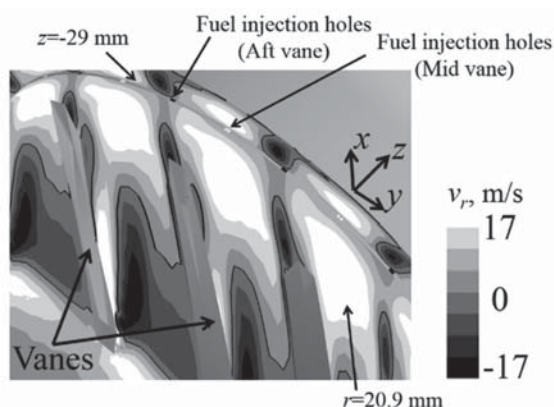


Fig.11 Radial velocity map near swirl vanes and fuel injection holes.

### 7.2 燃焼室内における火炎構造

以下では、OH-LIF画像における吸収補正に簡単に触れた後、火炎構造について議論する。

物質に入射する光は散乱・吸収により減衰するため、光学計測により得られた画像の解釈に当たって、上記の影響が無視できない場合には、画像に輝度補正を加える必要がある。燃焼室内では液相状態の燃料はほぼ存在せず、燃料蒸気によるレーザー光吸収の影響も二次的である一方、OHラジカルによる吸収の影響は以下の解析を実施するに当たり無視できない。本研究では吸収係数、蛍光強度が局所OH濃度に比例し(温度・失活等の影響は無視)、減衰特性はLambert-Beer則に従うとして、Heinzeら<sup>10)</sup>の方法を参考に吸収の影響を補正した。この際、吸収係数と蛍光強度の比 $k$ (上記仮定の下では定数)を決定する必要があるが、ここでは、文献<sup>10)</sup>における本研究と同条件でのパイロット火炎(メイン燃料噴射はなし)自発光画像より、パイロット火炎はほぼ上下対称と判断し、 $x=0$ でのOH-LIF画像の上下対称性が最も良好となる $k=0.75$ を採用した。

また、先述の通り、AVとMVでは蛍光強度の絶対レベル比較がそのままでは困難であるため、以下ではMVのOH-LIFについては元の計測輝度値に1.17倍したものを

を示す。この値は両者で現象がほぼ共通と考えられるパイロット火炎部の輝度が概ね等しくなるよう決定した。

図12に上記に従って求めたOH-LIF発光強度分布の $xy$ 断面画像を示す。また、図13は、各半径位置 $r$ について求めた $\theta=0 \sim 180^\circ$ のOH-LIF輝度値の周方向平均値を $rz$ 面の分布として示したもので、図14は図13の $z=3, 6$  mmにおける輝度値の半径方向分布である。

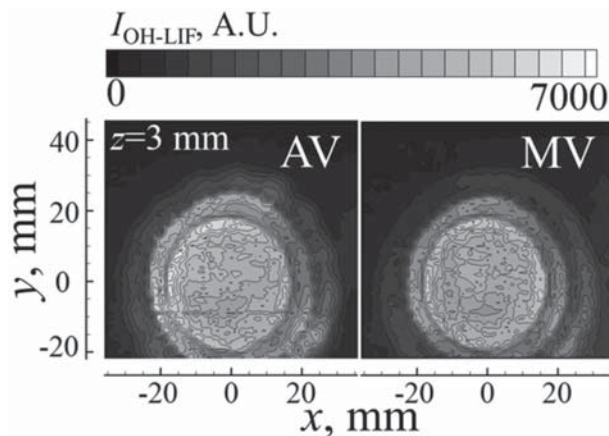


Fig.12 Spatial distributions of OH-LIF intensity at  $z=3$ mm.

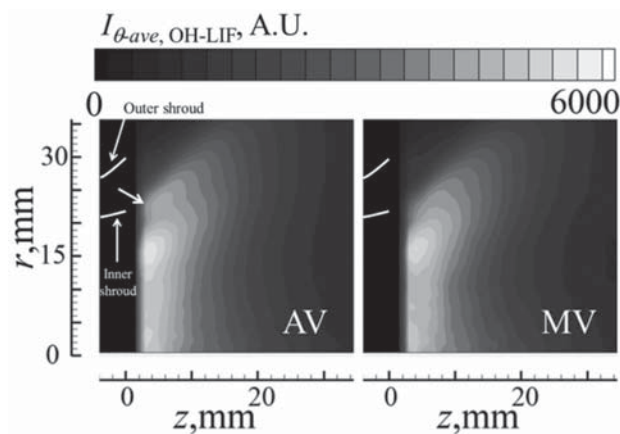


Fig. 13 Circumferential average of OH-LIF intensity.

これらの図から、メイン火炎は主として混合管の出口内壁端の下流付近( $r=22$  mm)を起点としており(図13、矢印)、すぐ内側に存在するパイロット火炎からの熱供給が寄与していると考えられる。AVと比較してMVのメイン火炎は後方に位置し、OH輝度は低く、反応の進行が遅れている。これは、メイン火炎の初期発熱を支配する混合管内側に分布する燃料がMVの方が相対的に少なく、混合気が希薄であることによる。

図12の $r=28$  mm付近の輝度分布は、MVはAVと比べ周方向一様性がよい。この輝度分布構造は7.1節にて示した燃料分布(例えばAVの場合、特に半径方向外側の部分で周方向に離散的である)に対応した構造であると考えられる。先述した、パイロット火炎の熱供給が活発な内側部に燃料が相対的に少ないことに加え、半径

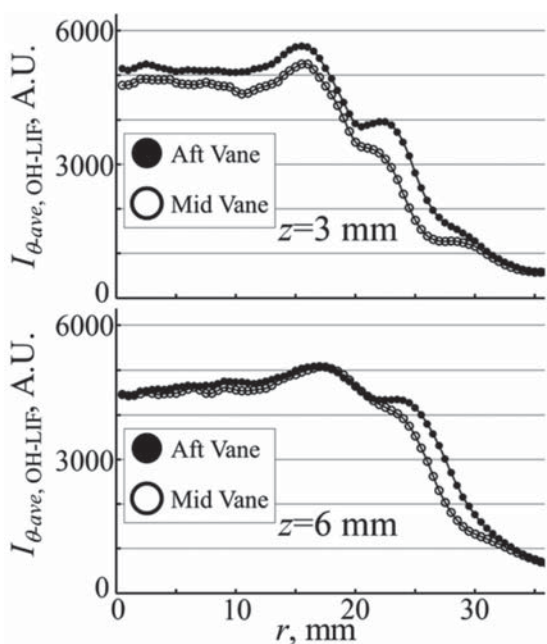


Fig. 14 Circumferential average of OH-LIF intensity.

方向・周方向双方の一様性に優れ、局所的な高濃度領域の存在も少ないMVは、相対的に反応が緩慢に進行する。火炎が相対的に後方に位置することは、反応前の混合距離・時間が長いことを意味し、MVにおけるさらなる混合促進に寄与すると考えられる。

### 7.3 NOx排出量及び燃焼効率の比較

ガス分析の結果を図15に示す。MVの方がAVより燃焼効率、NOx排出指数ともに低く、両者の差はLIF試験条件(図15, 矢印)においては、燃焼効率は約0.4ポイント、NOx排出指数は約13%であり、他の条件でもほぼ同レベルの差がみられる。この結果は、MVの方が混合が促進されメイン火炎の反応が緩慢であるという先の結果に整合するものであり、また、旋回翼と燃料噴射孔の相対位置関係が燃焼効率及びNOx排出指数に有意な影響を与える設計パラメータであることを示している。

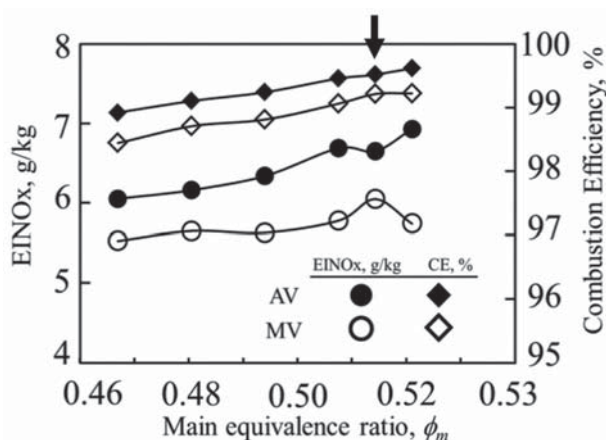


Fig.15 Effects of relative position of swirl vanes to fuel injection holes on NOx emission indices and combustion efficiency.

## 8. 結言

本研究では航空用希薄ステージバーナのメインノズル旋回翼と燃料噴射孔の周方向位置関係が燃料濃度分布および火炎構造に及ぼす影響を調査し、燃焼効率・NOx生成との相関を明らかにすることを目的として、噴射孔が旋回翼の後方に位置するAV配置(Aft vane)と翼の中間に位置するMV配置(Mid vane)の二者に対して透明可視化メインノズルを用いた高压高温燃焼試験を実施し、LIF計測による燃料/OHラジカル濃度分布の可視化計測、排出ガス分析を行った。また、燃料空気混合特性の理解のため、常温高压噴霧試験による噴霧可視化と気相流数値解析を実施した。結果として、以下が分かった。

- (1)MVの方が噴射孔直下流において燃料分布の半径方向への拡がり大きい。これは噴射孔近傍の気流速度の半径方向成分がMVは正、AVは負であることによる。
- (2)MVの方が、逆方向旋回流が作るせん断層に早い段階から燃料が到達するため、下流においては半径方向・周方向ともに混合が促進される。
- (3)燃焼室内においては、MVの方がパイロット火炎からの熱供給を受けやすい半径方向内側の位置の燃料濃度がAVに比較して希薄であること、混合気が相対的に均一で局所的に濃い領域が少ないことにより、反応が緩やかに進行し、メイン火炎はより下流側に位置する。火炎位置が下流となることは反応前の更なる混合促進につながる。
- (4)MVはAVに対して燃焼効率、NOx排出量ともに低くなった。この結果は(1)~(3)の混合特性、火炎構造の違いと整合する。本試験の範囲では両者の性能差はそれぞれ0.4ポイント、13%であり、旋回翼と燃料噴射孔の相対位置関係が排出特性に影響を及ぼし得る設計パラメータであることが示された。

## 9. 謝辞

CFD解析結果の提供及び考察に関して株式会社数値フローデザインの飯野淳氏にご支援ご指導を賜りました。旋回翼後縁周辺の流れ場検討についてはJAXAの吉田征二氏の水模型PIV計測の結果が参考になりました。この場を借りて深く感謝申し上げます。

## 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ジバーナの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) 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.
- (8) 松浦一哲, 黒澤要治, 山田秀志, 林茂: 航空エンジン用燃料噴射弁評価のための高圧噴霧試験装置の開発, JAXA-RM-06-010 (2007).
- (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ジ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) 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.
- (11) Heinze, J., Meier, U., Behrendt, T., Willert, C., Geigle, K., Lammel, O., L'ckerath, R.: PLIF Thermometry Based on Measurements of Absolute Concentrations of OH Radical, Z. Phys. Chem. 225 (2011), 1315-1341.
- (12) Tachibana, S., Saito, K., Yamamoto, T., Makida, M., Kitano, T., Kurose, R.: Experimental and numerical investigation of thermo-acoustic instability in a liquid-fuel aero-engine combustor at elevated pressure: Validity of large-eddy simulation of spray combustion, Combustion and Flame 162 (2015) 2621-2637.