┫技術論文 ┣━

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^{*1} UESAKA Shunya

江口 貴広^{*1} EGUCHI Takahiro 松浦 一哲^{*2} MATSUURA Kazuaki

山本 武*² YAMAMOTO Takeshi 林 茂^{*3} 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 NOx 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 : NOx 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)~(3)}。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。このよ うにNOx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

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 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NOx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 NOx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 ずしも周方向に一様とならないため,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^{(4)~(6)}(燃 料/OH-LIF)および排出ガス分析,常温高圧噴霧試験で の液滴Mie散乱光計測^{(1),(8)}を行い,加えて気相流数値解 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°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5mm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⁽⁷⁾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.

| 700 | | |
|-----------|--|---|
| 760 | | |
| 4% | | |
| 320 | | |
| 1.82 | (*AFR _p :25.1 | †¢:0.594) |
| 5.93 | (AFR _m :29.4 | $\phi_m: 0.507$ |
| 41.3 | | |
| | | |
| 1.82 | (AFR _p :25.1 | <i>\phi_</i> :0.594) |
| 5.45~6.08 | 5.45~6.08 (AFR _m :31.9~28.6 | |
| | ϕ_m :0.467~0.521) | |
| | 700 760 4% 320 1.82 5.93 41.3 1.82 5.45~6.08 | 700 760 4% 320 1.82 (* AFR_p :25.1 5.93 (AFR_m :29.4 41.3 1.82 (AFR_p :25.1 5.45~6.08 (AFR_p :31.5 ϕ_m :0.46 |

*Air-to-fuel ratio, AFR

[†]Equivalence ratio. ϕ

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⁽⁶⁾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76×76 mmである。予混合管は 外側のアウターシュラウド(以後,予混合管外壁),内 側のインナーシュラウド(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 ~ -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-7100D⁷⁾を用いた。



x (a) Optical combustor with transparent premixing duct.

View from

downstream



(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, $\lambda = 340$ nm, FWHM 29nm, OH-LIF: 朝日分光, MZ0310, λ =310nm, FWHM 10nm), UV レンズ (Sodern, Cerco2178, f=100mm, F/2.8), イメー ジインテンシファイア (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 ~ -18 mmを0.2 mm間隔, $x = -18 \sim -36$ mmを0.5 mm間隔, OH-LIFでは $x=36 \sim$ -36 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[®]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.

- 73 -

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 Sensicam 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θ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°間隔、θ=81 ~ 191.25°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。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。



(b) Kerosene-LIF intensity before and after correction (z = -22mm).



6. 気相流数値解析

本研究では、気相流数値解析によりAV, MVの噴 射孔近傍流れの概要の把握を試みた。気相流数値解 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6.0×104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($I_{\theta-ave, KLIF}$)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 mm $\sim r$ +0.5 mm, 90° < θ <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*_{θ std, K-LIF})と定義し,そのプロットを図 8 (c)に示す。上記の θ 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は小さいが周方向 に拡がった分布を示していることから,噴射直後の噴霧



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=-8mmでの混合管内 θ=90~135°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θ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 燃料の拡がりが大きい。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が大きいことは 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 ~ -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 れ噴霧ジェットの中心に対して相対的にθ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=-8mm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=3mm)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随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.

- 76 -

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¹¹¹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(10)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、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=3mm.



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 響を与えう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圧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,常温高圧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 への拡がりが大きい。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 二氏の水流模型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., 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).
- (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 希薄ステージングバーナの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 Aeroengine 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.
- (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 liquidfuel aero-engine combustor at elevated pressure: Validity of large-eddy simulation of spray combustion, Combustion and Flame 162 (2015) 2621-2637.