

# 航空機ガスタービンエンジン燃焼器のサブスケールモデル 内部における噴霧燃焼場の光学計測

## Optical Measurement of Spray Combustion Fields in a Sub-scale Model for Aircraft Gas Turbine Engine Combustor

森合 秀樹<sup>\*1\*2</sup>  
MORIAI Hideki

林 潤<sup>\*3</sup>  
HAYASHI Jun

王 鵬<sup>\*3</sup>  
WANG Peng

中塚 記章<sup>\*3</sup>  
NAKATSUKA Noriaki

赤松 史光<sup>\*3</sup>  
AKAMATSU Fumiteru

黒瀬 良一<sup>\*2</sup>  
KUROSE Ryoichi

小森 悟<sup>\*2</sup>  
KOMORI Satoru

### ABSTRACT

It is of great importance to understand the combusting flow fields in combustors for efficient design and improvement of low-NOx aircraft engines. In this study, a sub-scale combustor with a realistic air-blast atomizer is newly fabricated, and the internal combusting flow field is measured using a PDA (Phase Doppler Anemometry). It is observed that blue flame indicating premixed-like flame with low equivalence ratio appears in the upstream region, whereas luminous flame indicating diffusion-like flame with high equivalence ratio appears in the downstream region. Up to half the fuel droplets are circulated in the recirculation zone and the droplets' motions are strongly affected by flow rates of air and fuel. The observation and qualitative data obtained in this study would be very useful for the validation of the numerical simulations of spray combustion.

**Key words :** Gas Turbine Combustor, Spray Combustion, Swirl Flow, Recirculation Zone, PDA

### 1. 緒 言

航空機は、航空機環境保全委員会 (CAEP: Committee on Aviation Environmental Protection) が採択する規制により排ガス量が制限される。CAEP/6 規制 (2008 発効) では NOx の排出量に関して、従来の CAEP/4 規制 (2004 発効) に対して 12 % 削減され、2010 年に採択された CAEP/8 規制 (2014 年発効) においてはさらに 15 % 削減されており、その他のすす等の微量生成物とともに今後規制が強化されていく見通しである<sup>(1)</sup>。このように、現在航空エンジンの開発においては、NOx 及び微量生成物の低減が急務となっている。環境規制に適合し、かつ燃焼性能の高い航空エンジン用燃焼器を開発するためには、燃料ノズル、燃焼器ライナの基礎試験やセクタ燃焼器試験の繰り返しによる多くの開発

試験が必要となる<sup>(2)</sup>。従って、効率的な開発のためには、燃焼器内部の噴霧燃焼現象と微量生成物の生成機構の解明が重要であり、その手段としては実験的研究と解析的研究の併用が効果的である<sup>(3),(4)</sup>。

しかしながら、実験的研究においては、比較的容易に適用可能な接触計測は噴霧液滴の付着等により信頼性が乏しく、高い精度が期待される非接触光学計測はレーザー入射用および信号受光のための光路の確保の問題より実機では適用が難しい、といった課題がある。

一方、解析的研究においては、近年のコンピュータ性能の向上と数値計算技術の飛躍的な進歩に伴い、複雑な航空機用ガスタービンエンジンの燃焼器内燃焼場への数値シミュレーションの適用が行われるようになってきている。しかし、このような数値シミュレーションにおいては、コード検証用となる信頼性の高い実験データが十分得られていないことが課題とされている。

そこで、本研究では、実際の航空機用ガスタービンエンジン燃焼器に使用されているものと同タイプのプレフィルム型エアブラスト噴射弁を有する 1 セクタ分 (噴射弁 1 個分) のサブスケール燃焼器を用いて、その内部に形成される噴霧燃焼流の光学計測を行い、噴霧火炎の

原稿受付 2010年 8月 9日

校閲完了 2011年 1月 20日

- \* 1 三菱重工(株) 名古屋誘導推進システム製作所  
〒485-8561 愛知県小牧市東田中1200
- \* 2 京都大学大学院工学研究科  
〒606-8501 京都市左京区吉田本町
- \* 3 大阪大学大学院工学研究科  
〒565-0871 大阪府吹田市山田丘 2-1

挙動、粒径・速度分布から得られる再循環領域の構造、及び燃料流量と空気流量の影響について検討を行った。

## 2. 実験装置および実験条件

本研究で用いたサブスケール燃焼器は、低NO<sub>x</sub>燃焼器の一つの形態であるRQL燃焼器 (Rich-burn Quick-quench Lean-burn Combustor) の一次燃焼領域に相当する。使用したプレフィルム型エアブラスト噴射弁の断面を図1に示す。噴射弁には、燃料を噴射する噴射孔、旋回空気流を生じさせるとともに噴射燃料を微粒化するインナスワラとアウトスワラが設けられている。これらの旋回方向の組み合わせについては種々の研究がなされているが<sup>(5),(6)</sup>、今回は各回転方向が同一方向である噴射弁を研究対象とした。本噴射弁においては、燃料は4つの噴射孔から噴射弁内部の同心円の流路壁面に旋回状に射出され、液膜 (プレフィルム) を形成、燃焼器内部に膜状に噴射された後に内外2つのスワラで発生する旋回流により微粒化される。スワール数は、インナスワラ、アウトスワラともに約2とした。

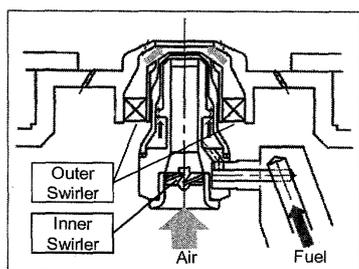


Fig.1 Schematic of air-blast atomizer

燃焼室については、非装着 (開放) で噴射弁のみの燃焼と、実機同様に装着した燃焼では火炎性状が大きく異なるため、実機模擬のためには燃焼室を装着する必要がある。一方、レーザー入射・出射、及び信号の取得のために噴霧燃焼場に対して複数の光路が必要である。そこで、実機形状をスケールダウンした縦60mm×横54mm×高さ95mmの直方体燃焼室を製作し、壁面4面のうち3面を石英ガラス面として、残り1面に着火用のスパークプラグを装着した。さらに、RQL燃焼器では一次燃焼領域の当量比が高く、さすが石英ガラス面に付着して光学計測が困難となるという問題があるため、周囲に二次空気を十分に流すことでガラス外面へのすす付着を防止するとともに、一定時間毎に希薄燃焼状態としてガラス内面に付着したすすを燃焼除去する等の工夫を行った。

本研究で用いた実験装置の概略図を図2に示す。圧力の微粒化特性への影響については様々な報告がなされており<sup>(7)-(10)</sup>、本研究においても高压燃焼場での計測を可能とするべく高压環境 (~2MPa) を形成可能な高压燃焼炉を使用するが、今回は初期段階としてサブスケール燃焼器を炉内に設置した大気圧条件とした。燃料に

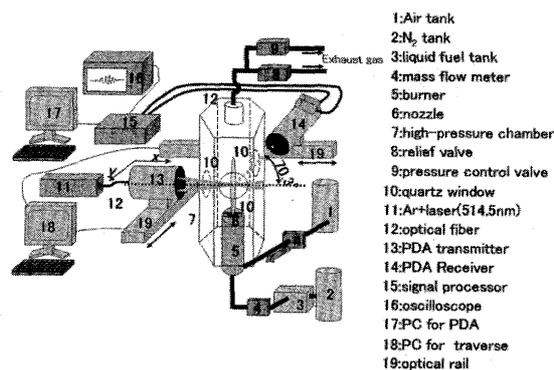


Fig.2 Experimental apparatus

はジェットエンジン用燃料とほぼ同等である灯油 (JIS K2203 1号灯油, 屈折率: 1.42), 酸化剤としては実機と同じ空気をを用いた。

微粒化された噴霧特性の計測には、一次元PDA (Phase Doppler Anemometry; 位相ドップラー式粒子計測装置) を用い、火炎の直接画像撮影には高速度カメラ (Vision Research社製, PhantomV12.0) を用いた。

表1に今回の実験条件を示す。微粒化用空気流速と一次燃焼領域の当量比が実機における低負荷運転に近い条件となるように、計測可能な範囲で空気流量と燃料流量を変化させた。

Table 1 Experimental conditions

	Fuel flow[kg/s]	Air flow[kg/s]	Equivalence ratio
CASE-A	1.62e-4	2.72e-3	0.91
CASE-B	2.32e-4		1.29
CASE-C		3.23e-3	1.09

## 3. 結果および考察

### 3.1 噴霧燃焼場の特徴 (CASE-A)

図3に実験計測用の可視化サブスケール燃焼器の外観とCASE-A条件における直接火炎撮影画像を示す。噴射

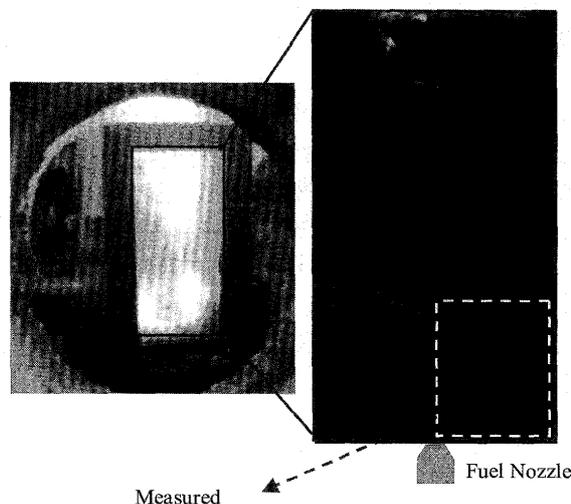


Fig.3 Sub-scale model combustor and direct flame image in CASE-A

弁近傍の燃焼器上流域においてはコーン状の青炎，下流域においては輝炎が主に観察される。このことは，以下を示唆するものと考えられる。

### ① 燃焼器の上流域

噴霧された液滴の蒸発が進行中であるのに対し，空気が多量にあるために局所当量比としては低い。また，噴射弁出口近傍のためスワール流の影響が強く，蒸発した燃料蒸気と酸化剤である空気の混合が良好で，予混合的な火炎を形成する。さらに，液滴蒸発時の蒸発潜熱の影響により，燃焼場の温度上昇とすすの生成が抑制される。

### ② 燃焼器の下流域

上流域とは反対に，液滴は蒸発しているがノズル近傍で酸化剤の多くが既に消費されているために，局所当量比が高い。また，スワール流の影響が弱まり，燃料蒸気と酸化剤の混合が悪化，局所的当量比が増大することで，拡散的な燃焼へと移行する。さらに，蒸発潜熱の影響が失われて燃焼場の温度上昇，すすの生成が促進される。

図4にCASE-A条件における噴射弁近傍領域（図3の波線領域）のPDA計測状況を示す。計測が可能な位置を白丸（○），計測可能であるがデータレートを10Hz以下のため評価上問題のある位置を黒丸（●）で表す。図より，PDA計測は上述したコーン状の青炎を包含する形で可能であることが分かる。これは，コーン状の青炎とほぼ同様の領域に噴霧が存在することを示唆している。

図5及び図6にPDA計測により得られた各計測点における燃料液滴の粒径分布及び各粒径ごとの液滴の平均軸方向速度を示す。これらの図より，燃料噴霧は約 $5\mu\text{m}$ ～ $40\mu\text{m}$ の液滴によって構成されているが，概して $10\mu\text{m}$ ～ $20\mu\text{m}$ の液滴が支配的であり，微粒化状態

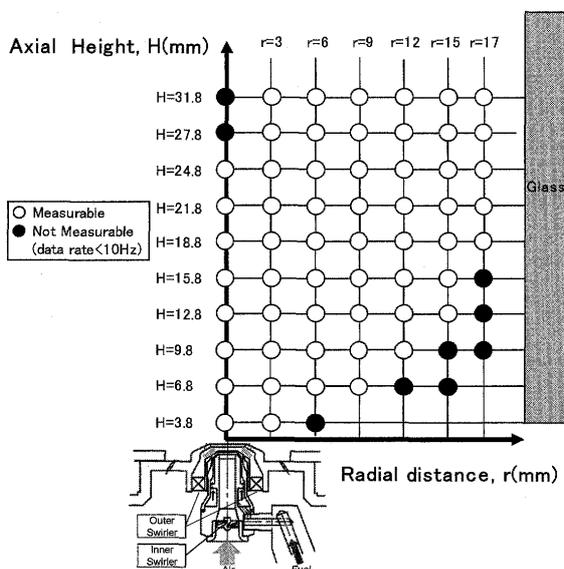


Fig. 4 Measurement points for PDA

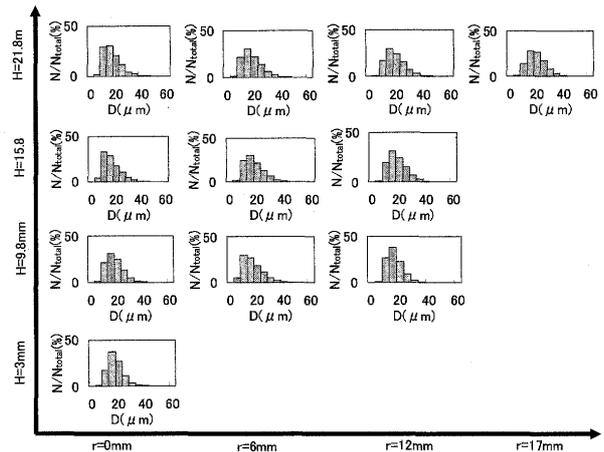


Fig. 5 Droplet size distributions in CASE-A

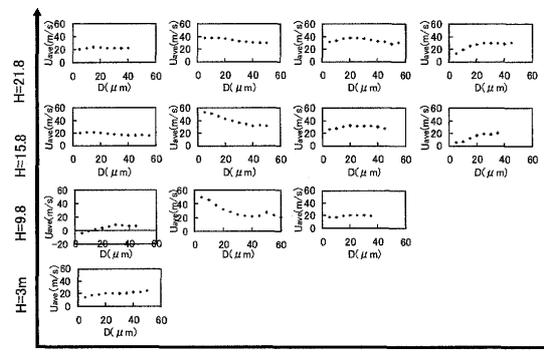


Fig. 6 Variation of time-averaged axial droplet velocity ( $U_{ave}$ ) against droplet diameter in CASE-A

が良好であることが分かる。また，液滴の軸方向速度は粒径によって異なる傾向を示す。

そこで，以下では流れ場とそれに伴う液滴の挙動を詳しく調べる。図7に各計測点における燃料液滴の平均軸方向速度の半径方向分布を示す。図より，液滴の平均軸方向速度分布には極大値が存在し，燃焼器の中心部及び

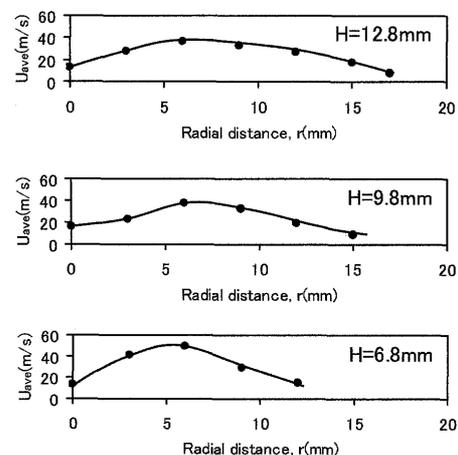


Fig. 7 Radial distribution of time-averaged axial droplet velocity ( $U_{ave}$ ) for all droplets in CASE-A

側壁近傍部において速度が減少する傾向があることが分かる。この原因は、噴射弁よって噴射された燃料が旋回流によりコーン状の噴霧を形成することにより、その表面付近で速度が最大値をとる一方で、中心部及び側壁近傍部には部分的に逆流（循環）領域が形成され、平均流速が減少するためであると考えられる。また、図8に各計測点におけるザウタ平均粒径（Sauter Mean Diameter; SMD, D32）の半径方向分布を示す。上述した平均軸方向速度に比べて、計測点の変化に伴う液滴のSMDの変化は小さく、旋回流により20 $\mu\text{m}$ 前後に良好に微粒化された液滴がほぼ均一に噴霧される様子が分かる。しかし厳密には、SMDの値は燃焼器下流へ向かうに従ってわずかに増大するとともに、中心部と壁面近傍部において相対的に小さい値を示す。SMDが下流へ向かうに従って増大するのは、比表面積が大きい小粒径の液滴の蒸発速度が大きいために選択的に蒸発して消滅するためであると考えられる。一方、中心部と壁面近傍部においてSMDが小さい値を示すのは、この領域に形成される再循環流に追従する小粒径の液滴が上流域へ戻って来るためであると推測される。

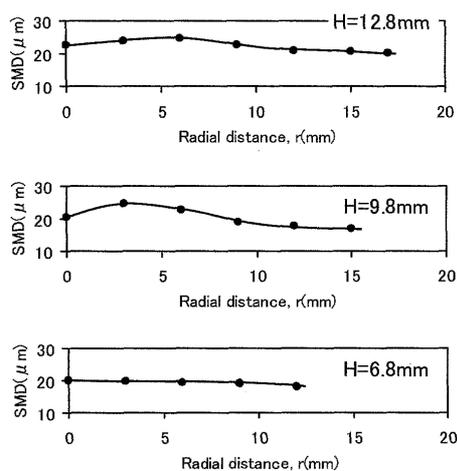


Fig. 8 Radial distribution of droplet size (SMD) in CASE-A

ここで、流れ場、とりわけ循環流の挙動をより詳しく調べるため、粒径5 $\mu\text{m}$ 以下の小粒径の液滴については十分に気相に追従して気相の流れを表すものと考え、粒径5 $\mu\text{m}$ 以下の液滴について図7と同様に平均軸方向速度をプロットしたものを図9に示す。液滴全体の平均速度を示した図7と比較して、軸方向速度の最大値と最小値の差が大きくなるとともに、再循環流の形成が示唆される上流域の中心部及び壁面近傍部では軸方向流速がより低い値を示す（零に近い値を示す）ことが分かる。そこで、各計測点における軸方向速度が負である液滴、すなわち噴霧燃焼流の主流方向に対して逆流速度をもつ液滴の存在割合を算出し、その分布を図10に示す。上流域の中心部と壁面近傍部で負値を示す速度の割合が高いことが分かる。これは、強い循環流の存在による保炎への

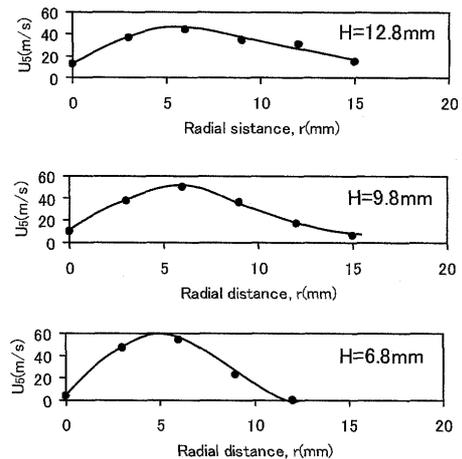


Fig. 9 Radial distribution of time-averaged axial droplet velocity ( $U_5$ ) for droplets with  $D < 5 \mu\text{m}$  in CASE-A

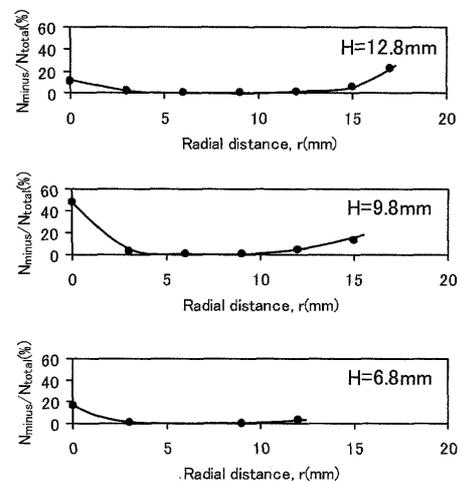


Fig. 10 Radial distribution of number ratio of droplets with negative velocity ( $N_{\text{minus}}/N_{\text{total}}$ ) in CASE-A

寄与を示唆するが、再循環する液滴の量は最も多いところでも20%～50%程度となっており、再循環領域中であっても循環する液滴の割合は限られることが分かる。さらに、図11に各計測点における逆流液滴の軸方向平均

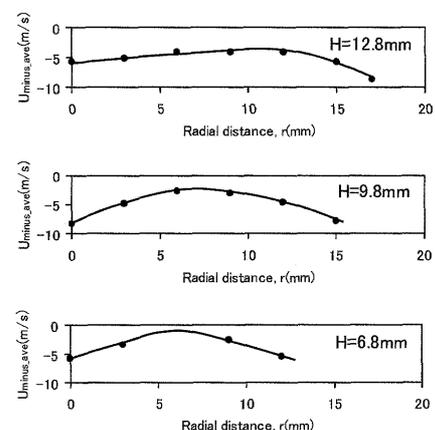


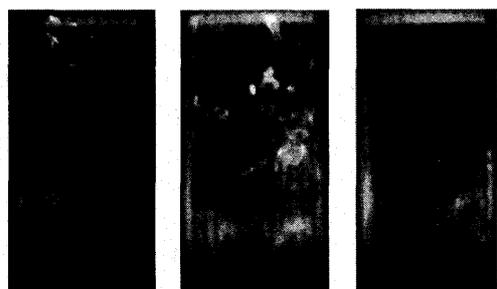
Fig. 11 Radial distribution of time-averaged axial velocity of droplets with negative  $U$  ( $U_{\text{minus,ave}}$ ) in CASE-A

速度を示す。図より、再循環領域の2箇所（上流域の中心部及び壁面近傍部）における逆流平均速度が最も大きく、最大で10m/s程度にもなることが分かる。

以上の結果から、再循環領域では必ずしも軸方向流速が常に負の値をとる（逆流する）ものではないが、部分的に存在する逆流成分が保炎を促しているものと考えられる。

### 3.2 空気流量と燃料流量の影響

図12に、空気流量もしくは燃料流量を変化させた各条件下においてサブスケール燃焼器内に形成される火炎の直接写真を示す。CASE-A, CASE-Bを比較すると、燃料流量の増加に伴い輝炎の発光強度が高くなることが分かる。この理由としては、燃料流量の増加に伴い純粋に供給当量比が増加することに加え、微粒化状態が悪化することが考えられる。すなわち、液滴微粒化特性の悪化に伴う比較的大粒径の液滴の増加により、上流域で蒸発が完了しなかった液滴が下流域の高温領域で急激に蒸発するために局所的に当量比が高くなり、すすが生成されて強い輝炎を発すると推定される。一方、CASE-B, CASE-Cを比較すると、空気流量増大とともに燃焼器全体の輝炎発光強度が小さくなることが観察できる。これは、燃料流量低減の効果と同様に、空気流量の増加に伴う当量比低下により希薄な火炎領域がより支配的になるとともに、微粒化状態の向上により小粒径の液滴が増え、噴射弁近傍での液滴の蒸発が促進されることに起因すると考えられる。



(a) CASE-A (Low fuel flow) (b) CASE-B (Base) (c) CASE-C (High air flow)

Fig.12 Direct flame images in different conditions

図13に、空気流量一定で燃料流量を変化させたときの(a)SMDおよび(b)軸方向平均速度の変化を、図14には燃料流量一定で空気流量を変化させたときの(a)SMDおよび(b)軸方向平均速度の変化をそれぞれ示す。図13より、燃料流量が増える (CASE-A→CASE-B) ことで半径方向の全領域の平均粒径が増大することが分かる。これは、単位燃料流量あたりの空気流量の減少が微粒化状態に対して支配的であることを示すものである。また、液滴の平均軸方向速度を比較すると、燃料流量の増加に伴って

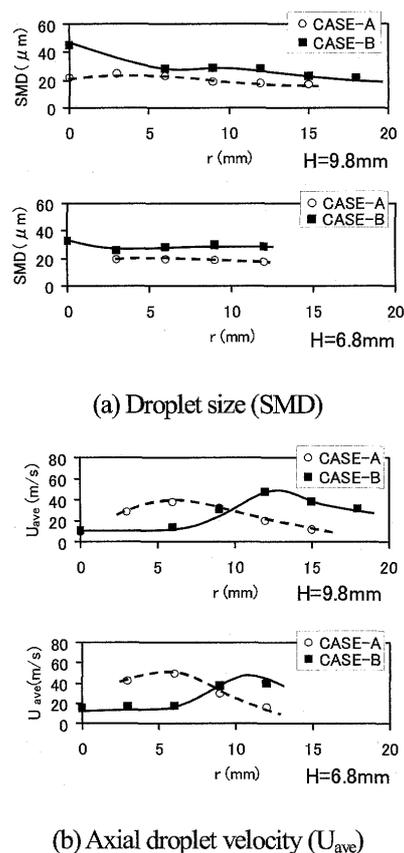


Fig.13 Effect of fuel flow rate on (a) droplet size (SMD) and (b) time-averaged axial droplet velocity ( $U_{ave}$ )

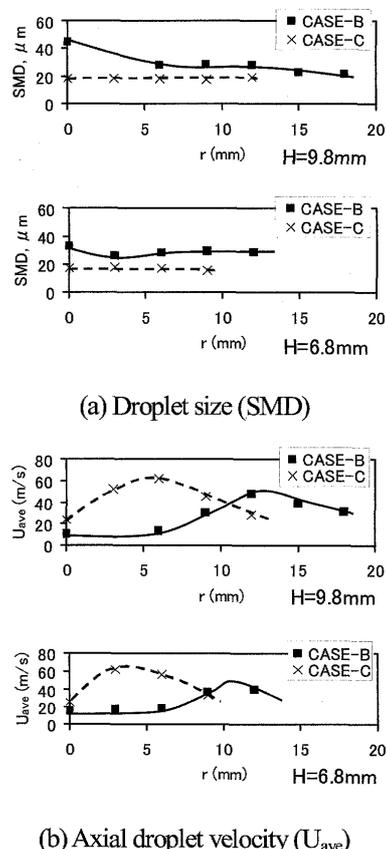


Fig.14 Effect of air flow rate on (a) droplet size (SMD) and (b) time-averaged axial droplet velocity ( $U_{ave}$ )

速度が極大値を示す半径方向位置が中心部から外側へ移動する傾向があることが分かる。この傾向は、図12に示した火炎の直接写真からも確認できる。すなわち、微粒化用空気流量一定の状態では燃料流量が増大することで、液滴径が増大するとともに液滴全体の噴霧コーン主流に沿った気流追従性が悪化し、噴霧コーン内部へ引き込まれる燃料の割合が相対的に増大する。この結果、コーン内部での燃焼反応量増大に伴う熱膨張効果が生じ、噴霧角増大につながったものと考えられる。

一方、図14からは、空気流量の増加 (CASE-B→CASE-C) に伴って微粒化が全体的に良好になり、SMDの値が大幅に減少するとともに軸方向、径方向ともにSMDがほぼ一様となる傾向があることが観察される。また、軸方向平均速度に関しては、空気流量の増加とともに当然のことながら増大するが、速度の極大値を示す位置が燃料流量を増加させたときと反対に中心軸側に移動する。上述の燃料流量増加とは対照的に、燃料流量一定の状態では空気流量が増大することで、液滴全体の噴霧コーン主流に沿った気流追従性が改善し、コーン内部の燃料の割合が相対的に減少する。この結果、噴霧角が減少、CASE-A並に戻ったものと推定される。

#### 4. 結 言

本研究では、実際の航空機用ガスタービンエンジン燃焼器と同タイプの燃料噴射弁を有する安定燃焼可能なサブスケール燃焼器を製作し、その内部に形成される噴霧燃焼流の可視化およびPDA計測を行った。その結果、噴射弁近傍の上流域 (青炎、予混合的燃焼) と下流域 (輝炎、拡散的燃焼) では燃焼状態が大きく異なることを確認した。また、噴射弁近傍の中心部と側壁近傍部には再循環流が形成され、この領域では最大で約半数の燃料液滴が逆流することが分かった。さらに、燃料液滴の挙動は空気流量や燃料流量の変化の影響を強く受けることが分かった。本研究で得られた計測データは、噴霧燃焼場を対象とする数値シミュレーション技術の検証のために大いに役立つことが期待される。

#### 謝 辞

本計測を行うにあたり、M. A. Hakim氏、志賀祐一氏、西岡大智氏、鈴木信吾氏を初めとする大阪大学の学生諸氏には多大なご協力を頂いた。また、本研究はNEDO (新エネルギー・産業技術総合開発機構) の研究助成を受けている。ここに記して謝意を表す。

#### 文 献

- (1) 森合秀樹, 三宅慶明, 「航空エンジンと噴霧燃焼技術」, 日本燃焼学会誌, Vol.50, pp.225-234 (2008).
- (2) Moriai, H., Nakae, T., Miyake, Y., and Inada, M., "Research and Development of a Combustor for an Environmentally Compatible Small Aero Engine", Technical Review, MHI, Vol. 45, No. 4, 2008, pp. 9-15. (2008)
- (3) Moriai, H., Wang, P., Kurose, R., et.al., Recirculation behavior in subscale gas turbine combustor, Proceedings of ExHFT-7, (2009), pp. 2135-2141
- (4) 黒瀬良一, 赤松史光, 「噴霧燃焼の実験と数値シミュレーション」, 日本燃焼学会誌, Vol.50, pp.206-214 (2008).
- (5) Aigner M. and Witting, S., "Swirl and Counterswirl Effects in Prefilming Airblast Atomizers", ASME 87-GT-204 (1987).
- (6) Hadeif, R. and Lenze, B., "Effects of co-and counter-swirl on the droplet characteristics in a spray flame", Chemical Engineering and Processing, Vol. 47, pp. 209-2217 (2008)
- (7) Russo, S. and Gomez, A., "Physical characterization of laminar spray flames in the pressure range 0.1-0.9 MPa", Combustion and Flame, Vol. 145, pp. 339-356 (2006)
- (8) Zheng, Q. P., Jasuja, A. K. and Lefebvre, A. H., "Structure of Airblast Sprays under High Ambient Pressure Conditions," ASME 96-GT-131 (1996).
- (9) Jasuja, A., K., "Behavior of Aero-Engine Airblast Sprays in Practical Environments", Proc. 10th International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, ICLASS 2006, Paper No.06-287 (2006).
- (10) Lefebvre, A. H., Energy considerations in twin-fluid atomization, Trans. ASME, J. Eng. Gas Turbine Power, 114, (1992), pp. 89-96.