

ジェットエンジン燃焼器における燃料初期粒径が排出物特性に与える影響に関する数値解析

山本 姫子 (早稲田大), 溝渕 泰寛 (JAXA), 佐藤 哲也 (早稲田大)

Numerical Analysis of the Effect of Initial Fuel Particle Size on the Emission Characteristics of a Jet Engine Combustor

by

Himeko Yamamoto (Graduate school of Waseda Univ.), Yasuhiro Mizobuchi (JAXA) and Tetsuya Sato (Waseda Univ.)

ABSTRACT

Lean premixed staged combustion has the potential for reducing harmful emissions from gas turbine combustors. In this study, the effects of the primary fuel droplet size in a lean staged combustor were investigated. Numerical analyses are conducted by using an unstructured LES solver, Front Flow Red. The results show that the primary fuel droplet size affects evaporation rate, recirculation zone and emission indexes of NO and CO.

1. はじめに

ジェットエンジン燃焼器においては、燃焼安定性や高空での再着火性能など安全上の性能が第一に重要とされているが、環境保全の観点から、ガス状排出物の基準値は段階的に厳しい方向へと改定が重ねられている^[1]。

このような規制強化を背景に、安定な拡散燃焼を用いたパイロット燃料噴射弁と、有害排気ガスを低減するための希薄予混合燃焼を用いたメイン燃料噴射弁を同心で配置したステーシング型燃料ノズルの研究が活発に行われている。ステーシング燃焼器において、初期の燃料空気混合場の形成を担う燃料噴射弁の性能向上や燃料の微粒化特性が重要な課題となっている。そこで今回はステーシング燃焼器における微粒化特性のうち、燃料の初期粒径に着目し研究を行った。燃料粒子の初期粒径は、燃料ノズルの孔径やオリフィス形状、噴射差圧などから決まるパラメータである。粒径が小さい場合には燃料粒子の蒸発速度が上がり貫通力が弱まり、粒径が大きい場合には逆の効果が起こる。そこで本研究では、初期粒径の違いが燃焼器出口における排出物特性やCO・NO生成過程に与える影響を、LES数値解析を用いて調べた。

また、計算条件を決定するにあたり、図1に示すLTOサイクルの推力条件を参考にした。ガス状排出物の基準は、空港周辺の大気環境保全を目的としてはじめられたことから、航空機が離着陸において排出する総量を対象として設定されており、エンジンの地上静止運転による計測により排出量の評価が行われている。航空機の離着陸

(LTO:Landing and Take-off) サイクルを4モードに分けたとき、それぞれのモードは表1に示す地上運転時の4推力条件で代表される。表1では、最大離陸推力

(MTO:Maximum Take-Off thrust) をMTO100%とし、それに対する割合で推力条件が定義されている。パイロット燃料比は全体の燃料流量のうちパイロットノズルから噴射する燃料の割合を示している。本研究では、パイロット・メインノズルの両方から燃料噴射がある上昇・離陸モードのうち、より運転時間の長い上昇モード (MTO85%) の推力条件について数値計算を行った。

2. 計算対象

図2に本研究で用いた低NO_xステーシング燃料ノズルと可視化用燃焼器ライナー、図3にステーシング燃料ノズルを示す。これらシングルセクタ燃焼器を元にした計算格子の概略図を図4に示す。

ステーシング燃料ノズルは、中心部に拡散燃焼方式のパイロットバーナー、その外周に希薄予混合方式のメインバーナーが位置するように設計されている。燃料はケロシンである。シングルセクタ燃焼器の燃料ノズルにおいて、パイロットノズルはブレインジェット、メインノズルは液膜式気流噴射弁を用いている。メイン燃料はオリフィスからプリフィルマーに向けて噴射され、三重スワラ下流のせん断層によって微粒化と混合を促進する機構となっている。この燃料ノズルが燃焼器ライナーに取り付けられている。ライナーの上流側89.5mmの部分は矩形断面を有している。燃焼室下面には、ステンレス製板が用いられ、燃焼室入口から17mmの位置に圧力センサーが取り付けられている。燃焼器ライナーの下流側105mmは縮流ノズルとなっている。

表1 LTOサイクルの飛行モード^{[1][2]}

モード	推力 (%)	時間 (分)	パイロット燃料比 (%)
滑走	7	26.0	100
着陸進入	30	4.0	100
上昇	85	2.2	16.4
離陸	100	0.7	11.3

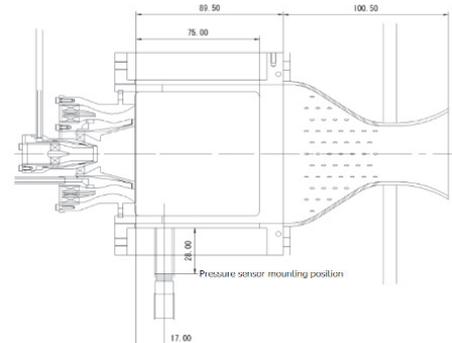


図1 ステーシング型燃焼器^[3]

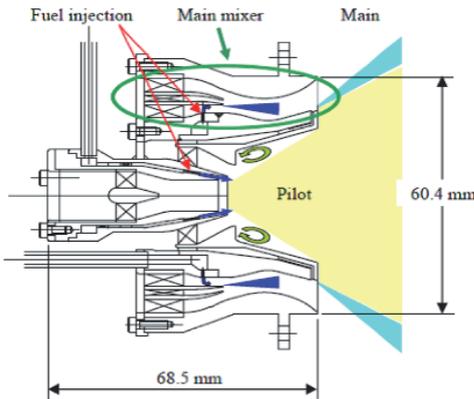
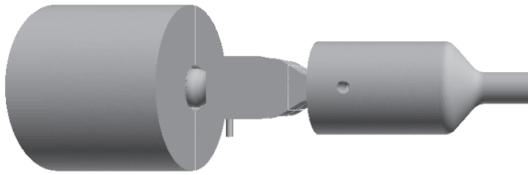
図2 ステージング型燃料ノズル^[2]

図3 計算格子概略図

3. 数値計算

数値解析には NuFD/ Front Flow Red を用いた。LES の支配方程式を以下に示す。

以下の式において、 $\dot{\omega}$ は化学反応による化学種の生成項（本研究では乱流の影響は考慮していない）であり、 $\dot{\omega}_T$ は化学反応で生成したエンタルピー、 $\dot{\omega}_\alpha$ は化学反応により生成した化学種 α の質量分率となっている。S は燃料粒子の蒸発による気相の生成項であり、 S_m は蒸発した燃料粒子の質量、 S_{ub} 、 S_h はそれぞれ液相から気相に伝わる運動量およびエンタルピー、 S_{V_α} は蒸発した燃料粒子の質量分率となっている。

燃料粒子の挙動を考慮するにあたって必要となる粒子の運動方程式は参考資料^[4]を用いた。

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{p} \bar{u}_j}{\partial x_j} = S_m \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{p} \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{p} \bar{u}_j \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \bar{\sigma}_{ij}}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_j} + S_{ui} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \bar{p} \bar{h}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{p} \bar{u}_j \bar{h}}{\partial x_j} = \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{p} \bar{D} C_p \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial q_{kj}}{\partial x_j} + \dot{\omega}_T + S_h \quad (3)$$

$$\frac{\partial \bar{p} \bar{Y}_\alpha}{\partial t} + \frac{\partial \bar{p} \bar{u}_j \bar{Y}_\alpha}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{p} \bar{D} C_p \frac{\partial \bar{Y}_\alpha}{\partial x_j} \right) + \dot{\omega}_\alpha + S_{V_\alpha} \quad (4)$$

$$\bar{p} = \bar{p} R^0 \bar{T} \sum_{\alpha=1}^N \frac{Y_\alpha}{M_\alpha} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \bar{\tau}_{ij} &\approx 2\bar{\mu} \left(\bar{S}_{ij} - \frac{1}{3} \bar{S}_{ij} \delta_{ij} \right), \\ \bar{\sigma}_{ij} &= \bar{p} (\bar{u}_i \bar{u}_j - \bar{u}_i \bar{u}_j) = -2\bar{\mu}_t \bar{S}_{ij}, \\ \bar{S}_{ij} &= \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right), \\ \bar{\mu}_t &= \rho (C_s \Delta)^2 \left(2\bar{S}_{ij}^2 \right)^{0.5}, \quad C_s = 0.1, \end{aligned} \quad (6)$$

$$q_{kj} = \sum_{\alpha=1}^N \bar{h}_\alpha \bar{p} \bar{D} \frac{\partial \bar{Y}_\alpha}{\partial x_j}, \quad D = \frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t}$$

$$Pr = 0.4, \quad Sh = 0.4, \quad Pr_t = 0.7, \quad Sh_t = 0.7$$

乱流モデルとして、標準 Smagorinsky モデルの LES を採用した。使用した定数等を式 (6) に示す。粘性係数の算出にあたってはサザーランド則を用いた。

次に、燃料粒子については、一次微粒化および二次微粒化は考慮せず、実機と同形式のノズルに対する実験データ^[5]を元に、燃料噴射直後の初期粒径を定義した。実機における粒径の基準を 30 μm とし、それよりも大きい場合の 40 μm 、小さい場合の 20 μm と、三種類の粒径について数値計算を行い、その結果について比較考察を行った。粒子追跡においてはパーセル近似を用いた^[6]。燃料であるクロシンのモデルには C12H23 のサロゲートモデルを用いた^[7]。また、燃焼反応をモデル化するにあたり使用した 10 段階化学反応モデル^[8]を表 2 に示す。

また、解析において設定した物理条件を表 3 に示す。参考資料^[2]を元に、パイロット燃料比を 16.4 とし、MT085% の推力条件を用いて数値計算を行った。空気の質量流量については、燃焼器入口から 0.8802kg/s、後部縮流ライナーから 0.5438kg/s を流入させている。燃料の質量流量については、パイロットノズルから 4.95g/s、同心円状に等間隔に 12 個配置されたメインノズル 1 つあたりから、2.11g/s を流入させている。

表 2 化学反応モデル

	Reaction	A (mole- cm ⁻³ -sec ⁻¹ - K)	n	E (cal/mole)
1	4C12H23+47O2 \Rightarrow 48CO+46H2O	1.46E+13	0.00	3.40E+04
2	H2+O2 \Leftrightarrow H2O+O	3.98E+11	1.00	4.80E+04
3	H2+O \Leftrightarrow H+OH	3.00E+14	0.00	6.00E+03
4	H+O2 \Leftrightarrow O+OH	4.00E+14	0.00	1.80E+04
5	CO+OH \Leftrightarrow CO2+H	1.51E+07	1.28	-7.58E+02
6	H2O+O2 \Leftrightarrow 2O+H2O	3.17E+12	2.00	1.12E+05
7	CO+H2O \Leftrightarrow CO2+H2	5.50E+04	1.28	-1.00E+03
8	N2+O \Leftrightarrow N+NO	1.00E+14	0.00	7.50E+04
9	N+O2 \Leftrightarrow NO+O	6.30E+09	1.10	6.28E+03
10	N+OH \Leftrightarrow NO+H	3.80E+13	0.00	0.00E+00

表 3 MT085% 推力条件^[2]

初期圧力 kPa	初期温度 K	質量流量 (Air) kg/s	質量流量 (Fuel) g/s	当量比
2266	756	1.424	30.27	0.313

4. 結果および考察

数値計算から得た、各粒径条件における燃料粒子の追跡結果や排出係数を用いた排出物特性の評価、流れ場における温度・速度分布を踏まえ、燃料初期粒径が CO・NO 生成過程に与える影響について考察を行った。

4.1 燃料粒子の追跡結果

図 4 に各粒径条件における燃料粒子の追跡結果、表 4 に燃料粒子の到達距離・蒸発時間を示す。粒径の増大に伴い、燃料粒子の到達距離・蒸発時間が増加する傾向がみられた。

図4においてメインノズルから噴射された燃料粒子に着目すると、20 μm 条件ではメイン流路内で燃料粒子の蒸発が完了していることに対し、30 μm ・40 μm 条件では燃焼室内に到達する燃料粒子が存在することがわかる。一方、パイロットノズルから噴射された燃料粒子に着目すると、各粒径条件で到達距離・蒸発時間の違いはほとんどみられなかった。

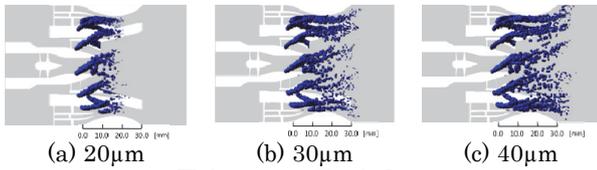


図4 燃料粒子の追跡結果

表4 燃料粒子到達距離と蒸発時間

初期粒径[μm]	20	30	40
到達距離[mm]	18.0	29.9	33.9
蒸発時間[$\times 10^{-7}\text{s}$]	51	64	68

4.2 排出物特性

排出係数の指標を用いて各粒径条件における排出物特性の評価を行った。排出係数とは、燃料1kgあたりに排出される化学種の質量(単位: g)で定義される値である。以後、COおよびNOの排出係数を、EICO、EINOとそれぞれ記載する。表5に、燃焼器出口でのEICOおよびEINOの値を示す。表5から、EICO・EINOは共に40 μm 条件において、最も大きい値となることがわかった。

表5 燃焼器出口における排出係数

初期粒径[μm]	20	30	40
EICO	0.471	0.481	0.597
EINO	0.641	0.807	1.210

また、各粒径条件におけるCO質量分率分布を図5、NO質量分率分布を図6にそれぞれ示す。

COについては、図5より、各ノズル直後に高濃度の分布がみられた。本研究で用いた化学反応モデル(表2)より、COの生成は燃料と酸素の反応である素反応1による急激なCO生成の後に、中間生成物に関わる素反応5,そして素反応7によるCO低減反応が進むことがわかっていく。

NOについては、図6より、4.3項で後述するパイロットノズル直後の火炎高温部を始端に、燃焼室下流にかけての分布がみられ、粒径の増大に伴いNOの分布が下流に広がっていく傾向がみられた。

4.3 温度・速度分布

アレニウス型反応モデルを用いた化学反応を考察する際に必要となる、流速分布と温度分布について比較を行った。計算結果から得た、温度分布を図7、速度分布を図8にそれぞれ示す。

温度分布については、図7より、いずれの粒径条件においてもパイロットノズル下流の領域に火炎の高温部がみられるが、メインノズル下流の領域の温度分布については各粒径条件で異なり、特に40 μm 条件で高温領域の広がりがみられた。

速度分布については、図8より、燃焼室内で保炎の役割を果たす既燃ガスの逆流領域である再循環領域が捉えられ

ており、その形状が粒径条件によって変化する様子がみられた。

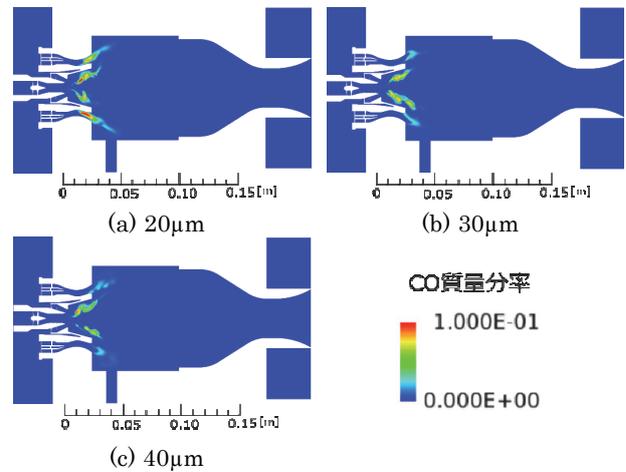


図5 CO質量分率分布

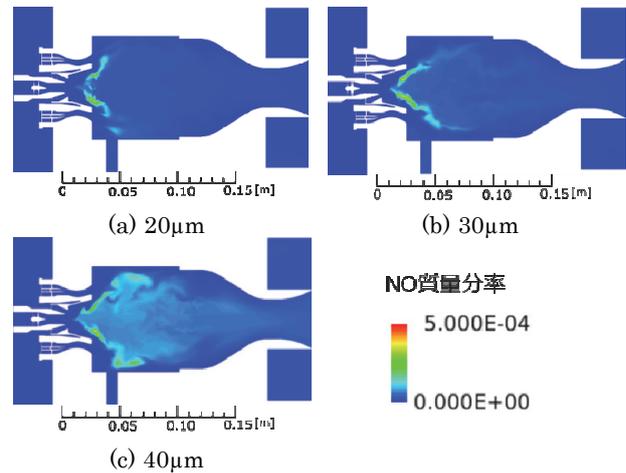


図6 NO質量分率分布

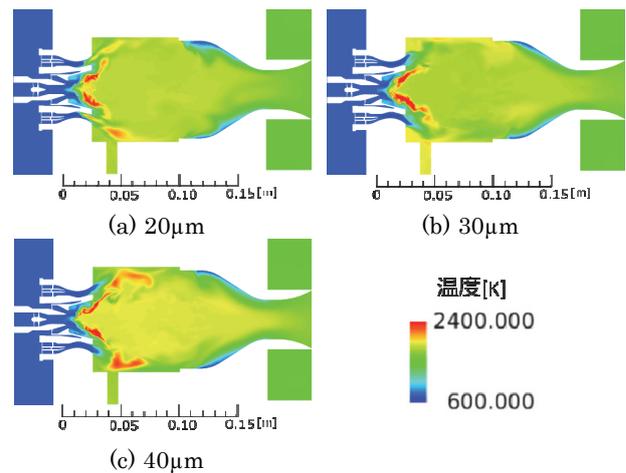


図7 温度分布

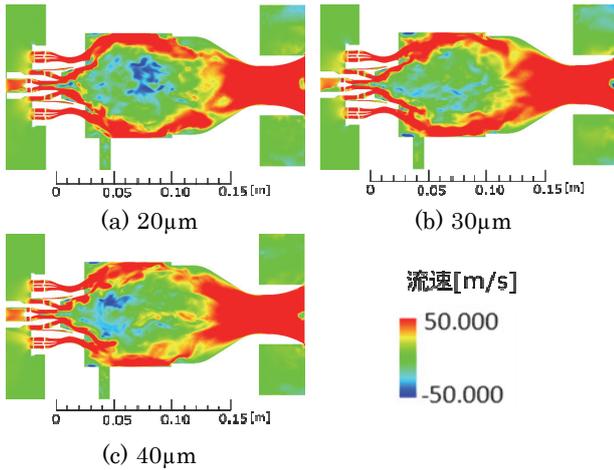


図 8 速度分布

また、燃焼室内の温度・速度分布の特性を評価するにあたり、燃焼器の流れ方向の各断面について、中央側（パイロット領域）と壁面側（メイン領域）に分割して温度・速度の平均をとり、分布の評価を行った。燃焼器のパイロットカップの径を基準に、ステージング型燃料ノズルの中心を0点として半径0.019 mの円筒に含まれる領域をパイロット領域、そこに含まれない外側の領域をメイン領域と定義した。パイロット領域・メイン領域に分割して算出した温度分布（断面平均）を図9、速度分布（断面平均）を図10にそれぞれ示す。ここで、本研究で対象とした燃焼器では、メイン流路・パイロットカップは $x=0.00-0.025$ mに位置しており、それよりも下流の領域が燃焼室にあたる。また、 $x=0.04-0.05$ mでは燃焼室壁面に点火装置を模した領域が付与されている。

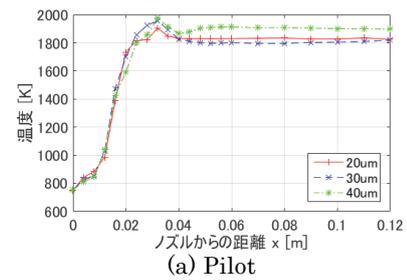
温度分布については、図9より、パイロット領域（図9(a)）では各粒径条件での違いはほとんどみられないものの、再循環領域が広がる $x=0.04-0.10$ mでは $40\mu\text{m}$ 条件でわずかに温度の上昇がみられた。メイン領域（図9(b)）では、 $20\mu\text{m}$ 条件のみメイン流路内（ $x=0.00-0.02$ m）で急激な温度の上昇がみられ、燃焼室内では $x=0.05$ mから下流の領域では各粒径条件で平均温度はほぼ等しくなっていることがわかる。

速度分布については、図10より、パイロット領域（図10(a)）では $x=0.04$ m付近から再循環領域による逆流の影響がみられ、燃料初期粒径の増大に伴い、燃焼室内の再循環領域の形状が大きく変化する様子が確認できた。メイン領域（図10(b)）では、 $20\mu\text{m}$ 条件のみメイン流路内（ $x=0.01-0.02$ m）で急激な流速の上昇がみられた。

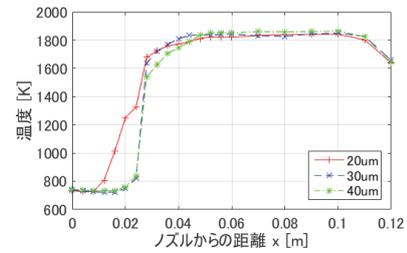
4.4 NO生成過程

本研究で用いた化学反応モデル（表2）より、NOの生成は拡大ゼルドビッチ機構として知られる素反応8、素反応9、素反応10によって構成される。特に、NO生成の大部分を占める素反応8 ($\text{N}_2+\text{O}\rightarrow\text{NO}+\text{N}$) によるNO生成速度に着目し、パイロット領域・メイン領域に対する断面平均値を算出し、評価を行った（図11）。

図11から、パイロット領域（図11(a)）では各粒径条件でNOの生成速度はほぼ変わらないことに対し、メイン領域（図11(b)）では $40\mu\text{m}$ 条件において、燃焼室 $x=0.04$ m付近におけるNO生成速度が顕著に大きくなっていることがわかる。

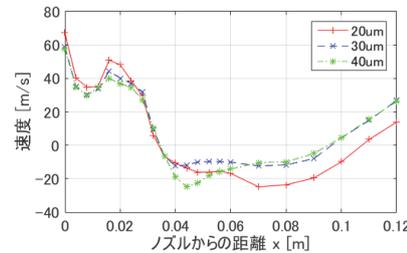


(a) Pilot

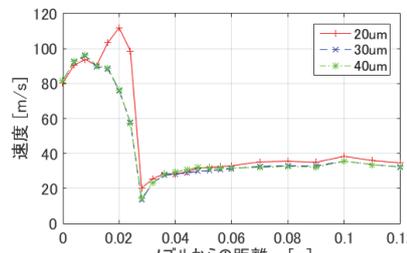


(b) Main

図 9 温度分布（断面平均）

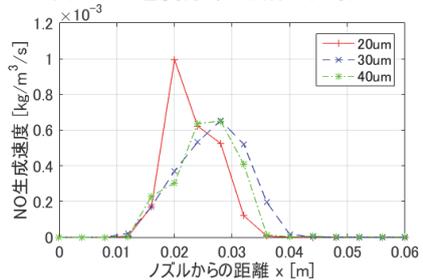


(a) Pilot

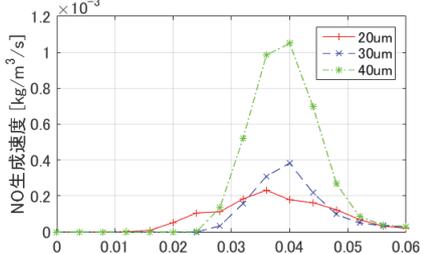


(b) Main

図 10 速度分布（断面平均）



(a) Pilot



(b) Main

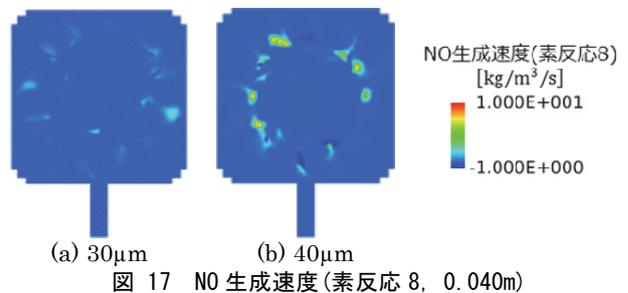
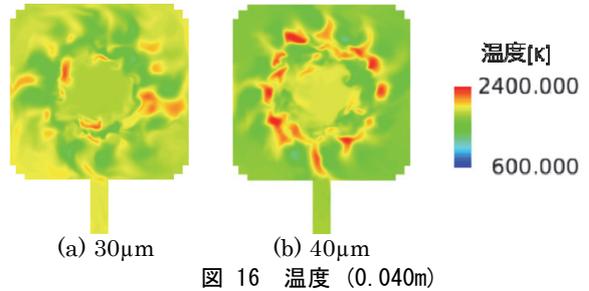
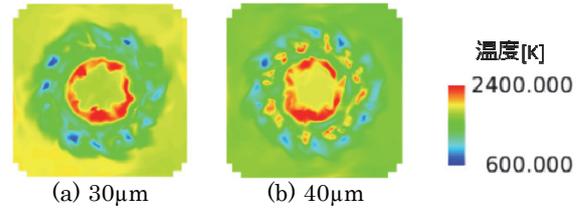
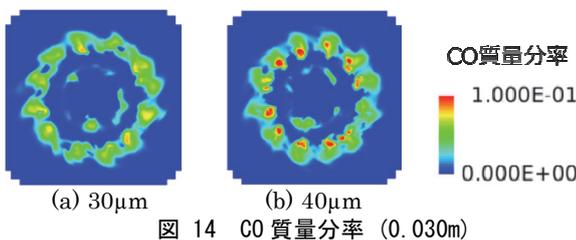
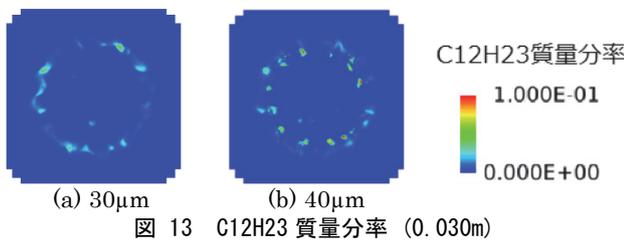
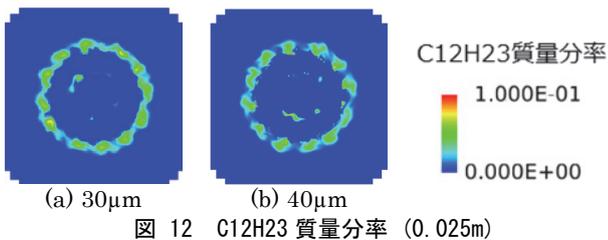
図 11 NO生成速度分布(素反応 8, 断面平均)

ここで、素反応 8 による NO 生成過程を調査する上で、4.1 項において各粒径条件に対して大きく違いがみられた燃料粒子の蒸発過程に着目する。小粒径条件を 30 μm 条件、大粒径条件を 40 μm 条件に代表させ、メイン流路の終端である $x=0.025\text{ m}$ 、燃焼室の始端にあたる $x=0.030\text{ m}$ に着目し、C12H23 質量分率の比較を行った。図 12 に $x=0.025\text{ m}$ における C12H23 質量分率、図 13 に $x=0.030\text{ m}$ における C12H23 質量分率をそれぞれ示す。

図 12 から、メイン流路の終端では 30 μm 条件は 40 μm 条件よりもそれまでの燃料粒子の蒸発量が多い分、全体としてメイン領域における C12H23 質量分率が高い値となっており、空気との混合も促進されていることがわかる。一方、図 13 より、燃焼室の始端においては 40 μm 条件は 30 μm 条件よりも局所的に C12H23 質量分率が高くなる傾向がみられる。このことから、燃料粒子がメイン流路内で蒸発した場合よりも、燃焼室内で蒸発した場合の方が空気と燃料との混合が弱くなることがわかった。また、図 14 に $x=0.030\text{ m}$ における CO 質量分率を示す。4.3 項で前述したように、燃料と空気の反応である素反応 1 に遅れて素反応 5 による CO 生成が起こることを考慮すると、小粒径条件よりも燃焼室内における燃料粒子蒸発の影響が大きい 40 μm 条件では、燃料粒子の蒸発に続いて生成する初期の CO においてもメイン領域に局所的な高濃度部が存在することがわかった。

燃料粒子の蒸発を受けて進行する燃焼反応に対し、各粒径条件における温度分布の比較を行う。図 15 に $x=0.030\text{ m}$ における温度、図 16 に $x=0.040\text{ m}$ における温度をそれぞれ示す。C12H23 の質量分率と同様に、メイン流路終端（図 15）・燃焼室始端（図 16）の双方において、40 μm 条件では 30 μm 条件よりもメイン領域に局所的な高温部が存在する。

また、図 17 に $x=0.040\text{ m}$ における NO 生成速度（素反応 8, $\text{N}_2+\text{O}\rightarrow\text{NO}+\text{N}$ ）を示す。40 μm 条件ではメイン領域における局所高温部によって、NO 生成が促進されている様子が確認できた（図 17(b)）。



5. 結論

低 NO_x ステージング型燃焼器を対象に、MTO85% 推力条件下で、三種類の燃料粒径を用いた場合の NO および CO の排出特性の比較を行った。その結果、以下の知見を得た。

- ・各粒径条件において、CO は各ノズル直後、NO はパイロットノズル直後の火炎高温部を始端として燃焼室下流にかけて分布がみられた。
- ・EICO, EINO は共に 40 μm 条件において、最も値が大きい結果となった。
- ・40 μm 条件では他の粒径条件に比べ、燃焼室のメイン領域において素反応 8 ($\text{N}_2+\text{O}\rightarrow\text{NO}+\text{N}$) による NO 生成が顕著となることがわかった。
- ・30 μm 条件ではメイン流路内で燃料粒子の大半が蒸発し、空気と燃料の混合が促進されていることに対し、40 μm 条件では燃焼室内で蒸発する燃料が多く、空気と燃料の混合も弱くなる。この結果、40 μm 条件では燃焼室のメイン領域に局所的な燃料高濃度部・高発熱部が生じ、NO 生成を促進していることがわかった。
- ・燃料初期粒径の増大に伴い、燃焼室内の再循環領域の形状が大きく変化する様子が確認できた。これらが NO・CO 生成にどのような影響を及ぼしているかについては、化学種濃度分布と流跡線の比較などから、今後検討を行う。
- ・本研究では、燃料と酸素の反応である素反応 1 をはじめ、急激に進行する素反応に対し、化学反応速度算出の際に Stiffness 緩和を目的としたリミッタを用いている。これらの仮定が、本研究で論じた素反応 1・素反応 8 に対する定性的な考察に与える影響は少ないと考えているが、これらの仮定が計算結果の細部に与える影響についても、今後検討を行う。

6. 謝辞

熱流体解析ソフトウェア NuFD/Front Flow Red の使用の使用にあたり、多大なるご指導・ご助言を賜りました、数値フローデザイン株式会社の張会来氏、齋藤欣也氏に心より感謝申し上げます。

参考文献

- 1) 山本, "航空機用ジェットエンジンの排気—国際排出基準と燃焼器技術の動向,"日本マリンエンジニアリング学会誌, 第 47 巻, 第 6 号(2012), pp.58-63
- 2) T. Yamamoto, "Effects of Air Jets through Combustor Liner Holes on Emissions of Lean Staged Combustor," Proc. ASME Turbo Expo, Turbine Technical Conference and Exposition, June 2014.
- 3) 立花, 金井ら, "燃焼振動発生時の低 NO_x ステージング燃焼器内における非定常火炎構造," 第 41 回日本ガスタービン学会定期講演会 (那覇) 講演論文集, 2013 年 10 月
- 4) M.Nakamura and F.Akamatsu, "Combustion mechanism of liquid fuel spray in a gaseous flame," Physics of Fluids, December 2005.
- 5) 鈴木, 須田ら, "液膜式気流噴射弁の設計パラメータ・作動条件が噴霧特性に与える影響—気流・液膜の旋回及び噴射弁出口形状の影響—,"宇宙航空研究開発機構研究開発資料 (ISSN 1349-1121) , 2009 年 2 月
- 6) T.Kitano and J.Nishino, "Effects of ambient pressure, gas temprature and combustion reaction on droplet evaporation," The Combustion Institute, October 2013.
- 7) B.Franzelli and E.Riber, "A two-step chemical schemeforkerosene-airpremixedflames," Combustion and Flame, October 2010.
- 8) Anthony C. Iannetti and Jeffery P. Moder, "Comparing Spray Characteristics from Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) National Combustion Code (NCC) Calculations Against Experimental Data for a Turbulent Reacting Flow," AIAA, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, July 2010.