

LS-FLOW によるエチレン燃料スクラムジェット燃焼器流れの解析 (燃焼ガス組成の比較)

高橋 政浩¹⁾, 野島 清志²⁾, 清水 太郎³⁾, 青野 淳也⁴⁾, 宗像 利彦⁵⁾

¹⁾JAXA 角田, ²⁾東北大院, ³⁾JAXA 相模原, ⁴⁾計算力学研究センター, ⁵⁾日立ソリューションズ東日本

Numerical Simulation of Ethylene-fueled Scramjet Combustor Flow by Using LS-FLOW Solver (Comparison of the Combustion Gas Composition)

by

Masahiro TAKAHASHI, Kiyoshi NOJIMA, Taro SHIMIZU, Junya AONO, and Toshihiko MUNAKATA

ABSTRACT

RANS simulation corresponding to combustion tests of an ethylene-fueled scramjet combustor model was conducted by using a JAXA in-house solver LS-FLOW. For evaluation of the validity of the present CFD, the profiles of the combustion gas composition on the combustor exit plane predicted by the CFD were compared with experimental ones measured by using a gas sampling rake probe. Good agreement between the CFD and the gas sampling results was obtained at the center plane in the span-wise direction, but agreement was not good for the profiles at the other planes. Influence of both the turbulent Schmidt number and the C_2H_4 -Air combustion mechanism used for the CFD on the numerical results were also examined. The turbulent Schmidt number showed strong influence on the numerical results and the small value of 0.3 resulted in better agreement with the experimental results than 0.89 in the present case. It was also shown that the difference of the combustion mechanisms did not show significant influence on the CFD results in the present case.

1. はじめに

スクラムジェットは、大気中を極超音速で飛行する機体の推進系として期待されている空気吸込み式エンジンである。現在、その実用化を目指した研究開発が各国で盛んに行われている。スクラムジェットの燃料としては、当初、反応性が良く、単位質量当たりの燃焼エネルギーが大きく、また、大きな熱容量を持ちエンジン冷却の冷媒としても優れた水素が有力視され、多くの研究が行われてきた。しかし、水素は、低密度のため燃料タンクの大型化が避けられず、また、極低温推進剤であるため複雑な供給システムや運用が必要となる。一方、ジェット燃料に代表される炭化水素系燃料は、常温貯蔵が可能であり、水素に比べてエネルギー密度が数倍大きいので同じエネルギーを得るのに小さな燃料タンクで済み、機体搭載性が良い¹⁾。このように、炭化水素系燃料は、機体システム設計上の優れた特性を持ったため、近年、スクラムジェット燃料の有力候補として研究が盛んに行われている。

JAXA 角田宇宙センターにおいても炭化水素を燃料としたスクラムジェット燃焼試験や燃焼 CFD に取り組んでいる^{2,4)}。本研究は、JAXA 内製流体解析ソルバ LS-FLOW をスクラムジェット燃焼 CFD に適用し、計算手法の確立、および、実用計算による燃焼器流れの詳細解明とエンジン性能向上の達成を目的としている。先報⁴⁾では、エチレンを燃料としたスクラムジェット燃焼試験^{2,3)}を解析対象とした燃焼 CFD を行い、壁圧分布の比較により計算手法の妥当性評価と課題の抽出を行った。また、炭化水素燃料の複雑な燃焼反応機構による計算コスト増加を抑える方法として簡素な総括反応モデルの有用性についても検討した。本報告では、同燃焼 CFD の燃料混合・燃焼過程の再現度を評価するため、燃焼器出口面の燃焼ガス組成分布や当量比分布について、CFD とガス採取試験結果との比較を行った。

2. スクラムジェット燃焼器試験

Fig.1 にスクラムジェット燃焼器供試体の形状を示す^{2,3)}。燃焼器は長さ 742 mm の平行部と、長さ 635 mm の拡大部からなる。平行部の断面形状は高さ 51 mm、幅 94.3 mm である。拡大部は高さ方向の上下両側に半頂角 1.66 度で拡大し、そ

の出口断面形状は高さ 87.8 mm、幅 94.3 mm である。以下、拡大部開始位置をエンジン軸方向 (x 軸) の座標原点とし、スパン方向 (y 軸) と高さ方向 (z 軸) の原点は平行部断面の中心とする。平行部の下面 (カウル) には 1 段燃料噴射器が、拡大部の上面 (天板) には 2 段燃料噴射器がそれぞれ設置される。燃料は常温のエチレン (C_2H_4) であり、各噴射器の内部流路面に設けられた円孔から垂直噴射される。1 段噴射器には、 $x = -186$ mm 位置に、直径 3 mm の円孔が y 軸方向に 20 mm 間隔で 4 個配置される。一方、2 段噴射器には、 $x = 129.5$ mm 位置に、直径 2 mm の円孔が 23.5 mm 間隔で 3 個配置される。また、各噴射器の下流には、内部に生じる低速かつ温度が比較的高い循環流領域内で主流空気と燃料の一部を混合燃焼させて保炎源とすることを意図した保炎キャビティが設置される。1 段キャビティは、上流端位置 $x = -131$ mm、深さ 15 mm、底面長さ 76 mm、後端ランプ角 30 度である。2 段キャビティは、上流端位置 $x = 170.5$ mm、深さ 11 mm、底面長さ 70.6 mm、後端ランプ角 22.5 度である。

燃焼試験は、JAXA 角田宇宙センターの基礎燃焼風洞において実施された。この風洞は、高圧気蓄器から供給される空気流に酸素と水素を付加して燃焼させることで気流総温を高める燃焼加熱式 (VAH : Vitiated Air Heater) の超音速風洞である。酸素の付加は、燃焼加熱後の試験気流中に残存する酸素量を大気組成と同じ 21 vol% に合わせるためである。解析条件とした総圧 0.96 MPa、総温 1950 K の試験気流中には、燃焼加熱による生成物として約 25 vol% の水蒸気が含まれる。燃焼試験は、出口マッハ数 2.5 の矩形ノ

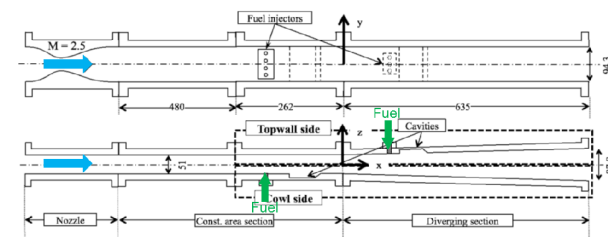


Fig. 1 Scramjet combustor model (ref.2)

ズルの出口に燃焼器供試体を直接接続し、設備ノズル流の境界層も含む全ての流れを供試体に流入させる直結方式で実施された。燃焼試験の詳細は文献^{2,3)}を参照されたい。

ガス採取法²⁾では、水冷式ガス採取管を10mm間隔で設置したレークプローブを燃焼器出口に設置し、燃焼ガス流から試料ガスを採取する。採取された試料ガスは、速やかに反応凍結するよう採取管内で急速に膨張させられ、採取開始直前まで真空中に保持された配管を通じてガス採取容器に收容される。そして、燃焼試験終了後、試料ガスを採取容器内から取り出し、ガスクロマトグラフィ分析装置により各化学種の濃度を測定する。1回の試験で燃焼器高さ方向(z軸)に9点計測可能である。また、レークプローブ位置を $y=0$ mm、 -21 mm、 -42 mmと変えて同一条件の試験を繰り返し実施し、燃焼器出口面半分の2次元分布を取得した。ここで、 $y=0$ mm断面は、スパン方向の中央対称面であり、2段噴射中央孔の真下流となる。また、 $y=-21$ mm断面は、2段噴射外側孔($y=-23.5$ mm)のほぼ真下流である。一方、 $y=-42$ mm断面は、燃焼器側壁からの距離が5mmの位置である。なお、本ガス採取法では、高温燃焼ガス中に設置可能な水冷式ガス採取管を用いており、採取した試料ガス成分のうち、 H_2O については、採取管内の低温壁面に触れると凝縮してしまうため濃度を正確に計測できない。さらに、燃焼器排気流に含まれる H_2O は、燃料の燃焼に由来するもの(「 H_2Op 」と呼ぶ)と、試験気流の燃焼加熱により生成されたもの(「 H_2Ov 」と呼ぶ)からなり、燃焼特性評価ではこれらを区別する必要がある。ここでは、ガス採取法で計測された H_2 、 O_2 、 N_2 、 CO 、 CO_2 、 CH_4 、 C_2H_4 、 C_2H_6 のモル濃度と、VAHに供給されたAir、 H_2 および O_2 の質量流量を入力として、各化学種を構成する原子モル濃度の保存則を考慮した推算モデルにより、各計測位置の局所当量比 ϕ および H_2Op と H_2Ov のモル濃度を算出し、燃焼ガスの全化学組成を求めた。

3. 数値解法

本研究では、スクラムジェット燃焼器流れに対して、JAXA 研究開発部門・第三研究ユニット(JEDI)の内製流体解析ソルバLS-FLOWを用いてRANS解析を実施した。ここで用いたLS-FLOWは、主に外部空気流を解析対象として開発された任意多面体非構造圧縮性流体解析ソルバ⁵⁾をベースに、任意化学種・任意化学反応を考慮可能とした機能拡張版である。反応生成項の時間積分法としてERENA法⁶⁾を実装しており、炭化水素系燃料の燃焼過程のように化学種数が多い反応機構を効率的に計算できる。計算領域内は全域乱流を仮定し、乱流モデルはMenterのSST-Vモデル⁷⁾を用いた。また、対流項の離散化にはSLAU2⁸⁾を用いた。時間積分は、保存方程式の流体項と反応生成項を分離して交互に時間発展させる分離解法を適用し、それぞれLU-SGS法およびERENA法を用いた。

C_2H_4 -Air反応モデルは、Mawidの3段総括反応モデル⁹⁾をベースとして、スクラムジェット燃焼CFD用に係数修正された2組の3段総括反応モデル(「Eklund 7」, 「Hassan 7」と呼ぶ)^{4,9,10)}、および、Wang-Frenklachの詳細反応機構¹¹⁾を元にZambon-Chelliahが簡略化した $C_2H_4/CH_4/H_2$ 燃焼Skeletal反応モデル¹²⁾を用いた(「Skeletal 31」と呼ぶ)。3段総括反応モデルでは C_2H_4 、 CO 、 CO_2 、 H_2 、 H_2O 、 O_2 、 N_2 の7化学種が考慮される。一方、Skeletal 31は、31化学種128素反応式からなる。

乱流拡散混合の寄与に関わる乱流Schmidt数(Sc_T)は、燃焼CFD結果に強く影響するパラメータの一つである。 Sc_T が解析結果及ぼす影響を把握するため、一般的に用いられる $Sc_T=0.89$ と、過去の研究¹³⁾で今回の解析条件と同じ超音速燃焼モード時に試験結果と良い一致を示した

$Sc_T=0.3$ を用いた解析を行い、その影響を評価した。乱流Prandtl数は0.9とした。

計算はJAXAのJSS2システムを用いて行った。

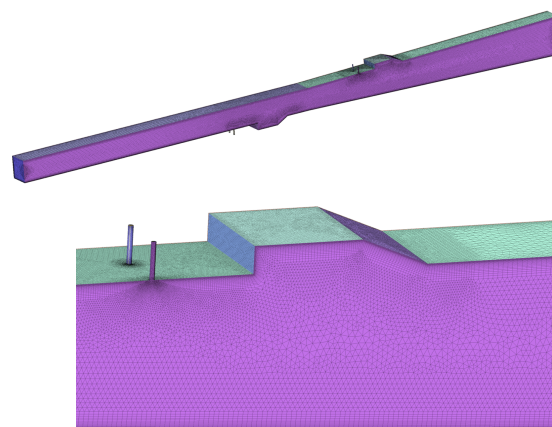


Fig. 2 Grid system (half-space in the y-direction)

4. 計算結果および考察

計算格子および境界条件

計算格子をFig.2に示す。計算領域は、平行部の $x=-720$ mm断面(設備ノズル出口から22mm下流)から拡大部出口面($x=635$ mm)までとした。また、スパン方向は、中央対称面($y=0$ mm)に対称境界条件を与え、 y が正の領域のみを解いた。計算格子はPointwise/T-REX Masterを用いて作成した。総要素数は約800万要素であり、噴射孔付近やキャビティ部に格子を密に配置した。壁近傍の高さ方向最小格子幅は 10μ とした。今回の計算条件で y は、1段噴射器より上流の空気のみ流れる領域で約2、また、下流の燃焼ガス領域で1から3であった。

燃焼器平行部上流端の流入境界条件には、VAHプレナム室、風洞ノズルおよび燃焼器平行部の一部を計算領域としたCFDにより取得した主要物理量の断面分布を与えた。拡大部出口面には超音速流出条件を与えた。燃焼器壁面はnon-slip/等温壁を仮定し、壁温は700Kとした。各燃料噴射孔には長さ15mmの円管流路が付属し、その流入境界面には当量比に応じた質量流量と噴射温度を与えた。

計算条件

試験気流条件は、総圧0.96MPa、総温1950K、マッハ数約2.5である。燃料は常温の C_2H_4 で、1段噴射器および2段噴射器が供給する燃料流量は、それぞれ当量比 ϕ で0.13および0.37に相当する量である。噴射温度は280Kとした。

流れ場の概要について

Fig.3に、静温、燃料の燃焼により生成された H_2Op の質量分率、マッハ数の断面分布を示す。また、Fig.4に $y=10$ mm断面(1段噴射孔を含む)と $y=0$ mm断面(2段噴射孔を含む)の静温分布を示す。ここに示した結果はSkeletal 31、 $Sc_T=0.3$ の結果であるが、その他の解析条件で求めた結果でも同様な流れ場が得られている。

静温および H_2Op 質量分率の断面分布には、各噴射器の下流で静温の上昇と H_2Op の生成が顕著に見られ、1段燃料と2段燃料はともに燃焼している。1段燃料はキャビティまでほぼ未燃状態で到達する。また、キャビティ内では、燃料の一部が内部にできる循環領域に取り込まれ良く燃焼しており、燃焼ガス温度は2800K近くまで上昇している。この燃焼ガスとの接触により、燃料主流の燃焼が開始している。一方、2段燃料の燃焼は、1段と同様にキャビティ内の燃焼が保炎に寄与していると考えられるが、さらに、噴

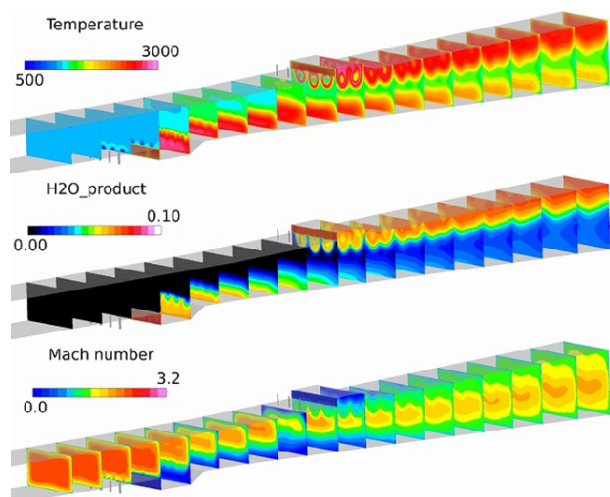


Fig. 3 Contours of temperature (top), produced H_2O_p (middle) and Mach number (bottom) (Skeletal 31, $\text{Sc}_T=0.3$, $x=\text{const. plane}$)

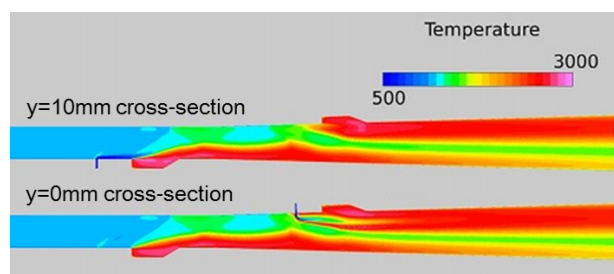


Fig. 4 Contours of temperature (top: $y=10\text{mm}$, bottom: $y=0\text{mm}$)

射直後から燃料と空気との境界付近でも燃焼が保持されている。1 段燃料と 2 段燃料の燃焼ガス流はそれぞれカウルと天板に沿って流れ、両者の間を超音速空気流が流れている。2 段燃料流量は 1 段の約 3 倍であり、燃焼ガス流は高さ方向に幅広く分布している。マッハ数分布からは、壁付近の噴射に伴う擾乱や燃焼ガス流の影響を受けて、超音速空気流の高マッハ数領域が縮小・拡大している様子がわかる。

燃焼器出口面の燃焼ガス主要成分モル分率分布

燃焼 CFD および燃焼試験のガス採取結果から得られた燃焼器出口面における主要化学種モル分率分布の比較を Fig.5 に示す。化学種毎に $y=0\text{ mm}$ (中央対称面、2 段中央噴射孔の真下流)、 $y=-21\text{ mm}$ (2 段外側噴射孔のほぼ真下流)、 $y=-42\text{ mm}$ (側壁から約 5 mm 位置) の結果を示した。各図の縦軸は z 座標、横軸はモル分率である。燃焼 CFD の結果は化学反応モデルおよび Sc_T 値毎に異なる線で、また、ガス採取結果は丸印で示した。 H_2O_p および H_2O_v は、それぞれ燃料の燃焼および VAH 試験気流の燃焼加熱により生成された H_2O を表す。ガス採取結果の各 H_2O 量は、他の化学種の計測値等から推算した値である。また、 $\text{H}_2\text{O}_{\text{Total}}$ は H_2O_p と H_2O_v の合計量である。

1 段噴射燃料 ($\phi=0.13$) の燃焼ガスが占めるカウル付近 (カウル壁は $z=43.9\text{ mm}$) では、全ての y 断面で $\text{Sc}_T=0.3$ の CFD とガス採取結果がよく一致した。この領域では、投入燃料が少ないため、 O_2 がモル分率で約 0.15 と多く残っている。一方、燃焼生成物のほとんどは CO_2 と H_2O_p であり、中間生成物である CO や H_2 は微量である。これは、1 段燃料が上流の平行部で噴射され、燃焼器出口まで長い距離があるので燃焼がよく進むこと、また、投入燃料が少なく燃

焼ガス温度が最高で約 2000K と低いので熱解離の影響が小さいことによる。

これに対して、2 段噴射燃料 ($\phi=0.37$) により燃料濃度が高い天板付近 (天板面は $z=43.9\text{ mm}$) では、 y 断面毎に CFD とガス採取結果の一致度が大きく変化し、カウル付近とは異なる傾向が見られた。

まず、 $y=0\text{ mm}$ 断面については、 $z=41\text{ mm}$ を除いて、 $\text{Sc}_T=0.3$ の CFD とガス採取結果がよく一致した。天板付近では、 O_2 が著しく消費され、 CO_2 や H_2O_p が多く生成されている。また、中間生成物である CO や H_2 が比較的多く残っており、燃焼発熱過程がまだ進行中の状態と思われる。なお、 $z=41\text{ mm}$ のガス採取結果は、 $y=-21\text{ mm}$ 断面や $y=-42\text{ mm}$ 断面の天板付近における燃焼ガス組成の z 軸方向分布と変化傾向が明らかに異なることから、計測不具合の可能性が高い。

次に、 $y=-21\text{ mm}$ 断面だが、天板付近で CFD とガス採取結果の各モル分率は大きく異なっている。CFD では、 $y=-21\text{ mm}$ 断面のモル分率分布は $y=0\text{ mm}$ 断面の分布と同様であり、天板付近で O_2 の大部分が消費され、 CO_2 、 H_2O_p 、 CO および H_2 が多く生成されている。しかし、ガス採取結果では、 O_2 がモル分率で約 0.09 と多く残留し、 CO_2 、 H_2O_p 、 CO および H_2 の生成量は CFD の半分かそれ以下であった。 H_2O_v についても同様に天板付近で大きく異なっている。

$y=-42\text{ mm}$ 断面の天板付近についても、ガス採取結果で O_2 が CFD より多く残留し、 CO_2 や H_2O_p の生成量が CFD の半分かそれ以下である点は $y=-21\text{ mm}$ 断面の比較結果と同様である。なお、 $y=-21\text{ mm}$ 断面の結果と異なる点として、 H_2 と CO の生成量が CFD とガス採取結果でも少なからず、両者が概ね一致していることが挙げられる。これは、 $y=-42\text{ mm}$ 断面が燃焼器側壁まで約 5 mm と近い位置であり、さらに、その天板付近は矩形燃焼器角部の淀んだ流れの中となるため、他の y 断面の天板付近より気流の滞留時間が長くなり、燃焼がより進行したためと考えられる。

燃焼器出口面の当量比分布

次に、燃焼器出口における燃料の混合状態を比較するため、CFD とガス採取結果から算出した当量比 ϕ の分布を Fig.6 に示す。

$y=0\text{ mm}$ 断面では、 $\text{Sc}_T=0.3$ の CFD とガス採取結果がよく一致した。 $\text{Sc}_T=0.89$ の場合、 $\text{Sc}_T=0.3$ に比べ乱流拡散混合が弱くなるため、燃料はカウルおよび天板の近傍に高濃度が分布し、その間の領域の燃料濃度は逆に低くなる。

$y=-21\text{ mm}$ 断面および $y=-42\text{ mm}$ 断面においても、カウル付近では、 $y=0\text{ mm}$ 断面の結果と同様に、 $\text{Sc}_T=0.3$ の CFD がガス採取結果とよく一致した。しかし、天板付近では、CFD の ϕ はガス採取結果の 2 倍近く高い値となっており、先述の燃焼ガス組成の比較と同様に、CFD とガス採取結果は大きく異なっている。この ϕ の違いは、主に、この領域に分布する燃料濃度の違いによるものであり、両者の酸化剤濃度は概ね一致している。

考察

今回、燃焼 CFD とガス採取結果の燃焼ガス組成分布や当量比分布が良く一致したのは、各 y 断面のカウル付近、および、 $y=0\text{ mm}$ 断面の天板付近であった。カウル付近は、1 段噴射燃料の燃焼ガスが占めている。噴射位置から燃焼器出口まで長い距離があるので燃焼がよく進むこと、また、 ϕ が低く燃焼ガス温度も最高で約 2000K とそれほど高くないため熱解離の影響が小さいことから、燃焼生成物は主に CO_2 と H_2O_p である。一方、 $y=0\text{ mm}$ 断面の天板付近は、2 段噴射器から 1 段噴射の約 3 倍の流量の燃料が投入されるため ϕ が高い。また、投入された燃料はよく燃焼しており、燃焼器出口までに O_2 の大部分が消費され、 CO_2 や H_2O_p が

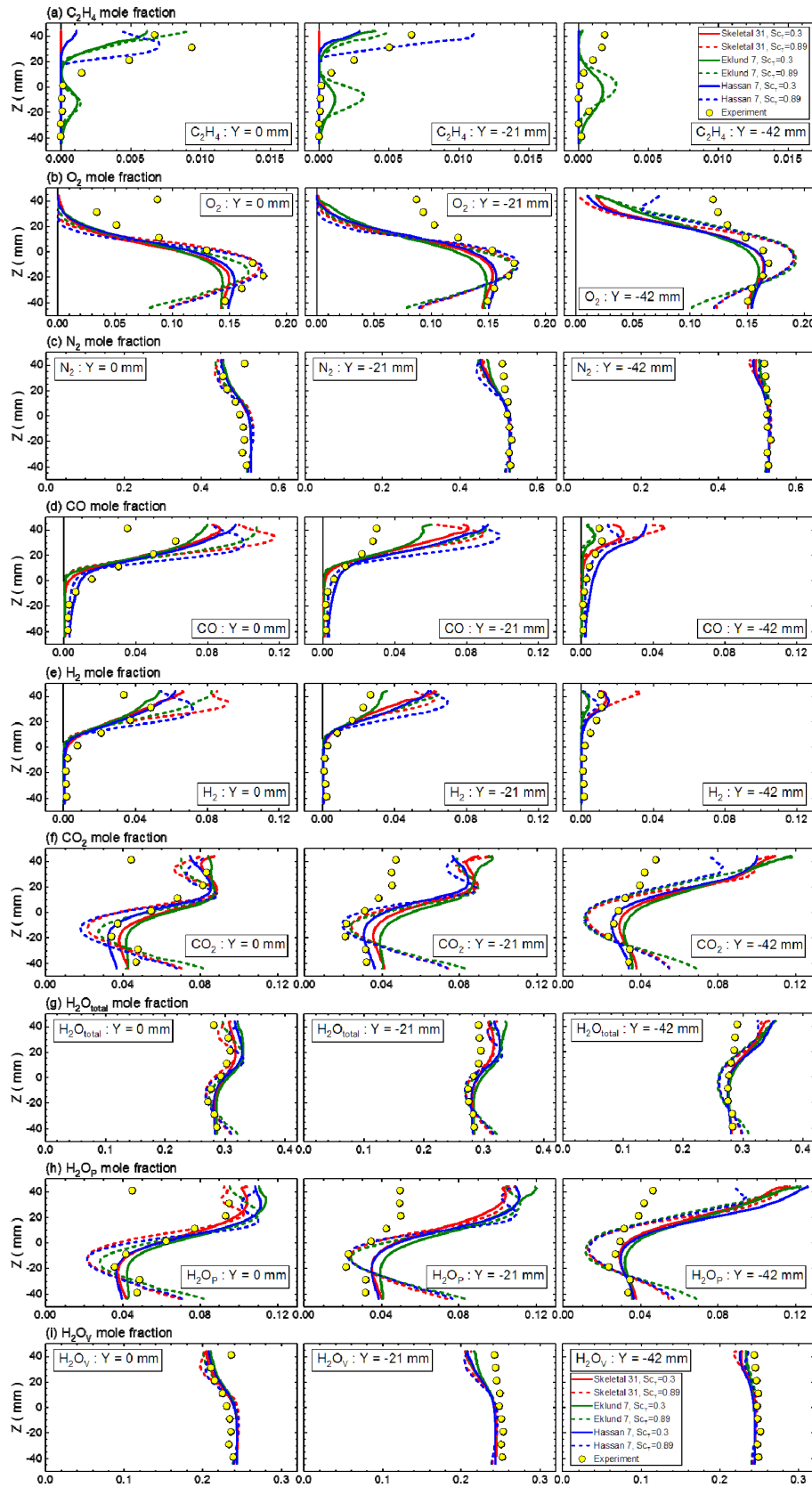


Fig. 5 Comparison of the mole fraction profiles of the combustor exhaust gas flow on the combustor exit plane between the present CFD and the gas sampling test results; Abscissa: mole fraction of chemical species, (a) C_2H_4 (b) O_2 (c) N_2 (d) CO (e) H_2 (f) CO_2 (g) H_2O_{total} (h) $H_2O_{product}$ (i) H_2O_{VAG} ; Left figure: $Y=0mm$, Center figure: $Y=-21mm$, Right figure: $Y=-42mm$; Line color(Chemistry) – Red: Skeletal 31, Green: Eklund 7, Blue: Hassan 7; Line type - Solid: $Sc_T=0.3$, Dashed: $Sc_T=0.89$; Yellow solid circle: Experiment.

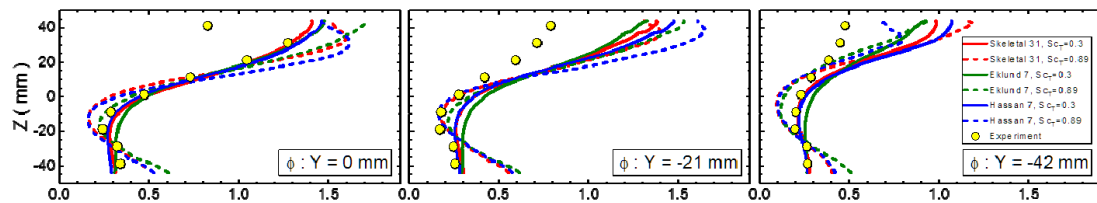


Fig. 6 Comparison of the equivalence ratio profiles on the combustor exit plane between the present CFD and the gas sampling test results; Abscissa: equivalence ratio; Left figure: $Y=0\text{ mm}$, Center figure: $Y=-21\text{ mm}$, Right figure: $Y=-42\text{ mm}$; Line color(Chemistry) – Red: Skeletal 31, Green: Eklund 7, Blue: Hassan 7; Line type – Solid: $Sc_T=0.3$, Dashed: $Sc_T=0.89$; Yellow solid circle: Experiment

多く生成されている。その一方で、2 段噴射器から燃焼器出口までの距離が短ため、中間生成物である CO や H_2 も比較的多く残っている。CFD は、こうした幅広い燃焼条件の燃焼過程の特徴をよく再現している。なお、ガス採取法は、中間生成物である CO や H_2 の濃度を CFD と同等の値で検出している。このことは、ガス採取管内で試料ガスの反応凍結が良好に実現されていることを示す結果である。

これに対して、 $y=-21\text{ mm}$ 断面および $y=-42\text{ mm}$ 断面の天板付近では、CFD の ϕ はガス採取結果の 2 倍近く高い値であり、両者は大きく異なった。また、燃焼ガス組成についても、CFD では、天板付近で O_2 の大部分が消費され、 CO_2 、 H_2O 、 CO および H_2 が大量に生成されているのに対し、ガス採取結果では、モル分率で 0.09 から 0.12 の O_2 が残留し、各燃焼生成物の濃度は CFD の半分かそれ以下という低さであった。これらの不一致の原因として、ガス採取結果において、燃料に由来する化学種の濃度が、その他の化学種の濃度に対して相対的に低いことが考えられる。CFD とガス採取結果がよく一致した $y=0\text{ mm}$ 断面と、両者が大きく異った $y=-21\text{ mm}$ 断面の結果を、CFD とガス採取それぞれについて比較すると、CFD では、両断面の燃焼ガス組成や ϕ の分布がほぼ同じであるのに対し、ガス採取結果では、両断面の分布が大きく異なっている。すなわち、これら 4 つの結果の中で、 $y=-21\text{ mm}$ 断面のガス採取結果だけが、他と大きく異なる傾向を示している。 $y=0\text{ mm}$ および $y=-21\text{ mm}$ のガス採取位置と、2 段噴射器の中央噴射孔および外側噴射孔との相対位置関係はほぼ同じである。また、各噴射孔には、共通の燃料マニホールドから、チョーク条件を満たすのに十分な高圧で燃料供給されるので、各噴射孔の燃料流量が大きく異なることは考えにくい。これらの理由から、2 段噴射器の各噴射孔から噴射された燃料の燃焼ガス流は基本的に同様な流れとなり、CFD が示した $y=0\text{ mm}$ 断面と $y=-21\text{ mm}$ 断面の組成分布が類似した結果の方が妥当であると思われる。天板付近における CFD とガス採取結果との不一致の原因については、ガス採取結果に問題がある可能性も含めて検討を継続している。

今回の燃焼 CFD では、異なる $\text{C}_2\text{H}_4\text{-Air}$ 化学反応モデル、異なる乱流 Schmidt 数 (Sc_T) を適用した解析を行い、それらが解析結果に及ぼす影響について検討した。解析対象とした超音速燃焼モードの試験条件では、乱流 Schmidt 数の方が燃焼器出口断面の燃焼ガス組成分布に対して高い感度を示し、一方、化学反応モデルの違いによる顕著な差は見られなかった。これは、この燃焼流れ場が混合律速であることを示している。また、ガス採取結果とよい一致を示したのは乱流拡散混合の寄与が大きい $Sc_T=0.3$ の結果であった。この値は、超音速燃焼モードの燃焼 CFD に関する先行研究¹³⁾でも試験結果を精度良く再現した値であり、本解析でも同様の結果であった。

5. まとめ

JAXA 内製流体解析ソルバ LS-FLOW を用いて、エチレンを燃料としたスクラムジェット燃焼器試験を対象に燃焼 CFD を実施した。燃焼 CFD の混合・燃焼過程の再現度を検証するため、燃焼器出口面における燃焼ガス組成や当量比の分布について、ガス採取試験結果との比較を行った。ガス採取を行った $y=0\text{ mm}$ 断面（スパン方向中央面）の z 方向全域、および、 $y=-21\text{ mm}$ 断面および $y=-42\text{ mm}$ 断面のカウル付近については、CFD とガス採取結果のよい一致が得られた。しかし、 $y=-21\text{ mm}$ 断面および $y=-42\text{ mm}$ 断面の天板付近については、CFD とガス採取結果が大きく異なっており、その原因は検討中である。

今回解析対象とした超音速燃焼モード条件では、乱流 Schmidt 数が解析結果に対して高い感度を示した。 $Sc_T=0.3$ と $Sc_T=0.89$ を比較したところ、乱流拡散混合がより進む $Sc_T=0.3$ の CFD の方が試験結果とよく一致した。一方、異なる $\text{C}_2\text{H}_4\text{-Air}$ 化学反応モデルを適用した CFD も実施したが解析結果に大きな違いは見られなかった。

参考文献

- 1) Waltrup, P.J., “Upper Bounds on the Flight Speed of Hydrocarbon-Fueled Scramjet-Powered Vehicles,” J. Prop. Power, Vol.17, No.6 (2001), pp.1199-1204.
- 2) Nojima, K., et al., “Investigation of Ethylene Fuel Combustion in a Dual-Mode Combustor”, AIAA 2014-3943 (2014).
- 3) Nojima, K., et al., “Combustion Performance of Hydrocarbon Fuel in a Dual-Mode Combustor”, AIAA 2016-4756 (2016).
- 4) 高橋ら「LS-FLOW による炭化水素燃料スクラムジェット燃焼器流れの解析」第 31 回数値流体力学シンポジウム講演論文集, 2017.
- 5) Kitamura, K., Trans. Japan Soc. Aero. Sci., Vol. 53, No.182 (2011), pp.311-319.
- 6) Morii, Y., et al., “ERENA: A fast and robust Jacobian-free integration method for ordinary differential equations of chemical kinetics,” J. Comp. Phys. Vol.322 (2016), pp.547-558.
- 7) Menter, F.R., “Zonal Two Equation k-omega Turbulence Models for Aerodynamic Flows,” AIAA Paper 93-2906 (1993).
- 8) Kitamura, K., Shima, E., “Improvements of Simple Low-dissipation AUSM against Shock Instabilities in Consideration of Interfacial Speed of Sound,” ECCOMAS CFD 2010 (2010).
- 9) Eklund, D.R., et al., “Numerical Study of a Scramjet Combustor Fueled by an Aerodynamic Ramp Injector in Dual-Mode Combustion,” AIAA 2001-0379 (2001).
- 10) Hassan, E., et al., “Reacting Hybrid Reynolds-Averaged Navier-Stokes/Large-Eddy Simulation of a Supersonic Cavity Flameholder,” AIAA 2016-4566 (2016).

- 11) Wang, H., Frenklach, M., ‘Combust. Flame 87 (1991), pp.365-370.
- 12) Zambon, A.C., Chelliah, H.K., “Explicit reduced reaction models for ignition, flame propagation, and extinction of $C_2H_4/CH_4/H_2$ and air systems,” Combust. Flame 150 (2007), pp.71-91.
- 13) Georgiadis, N.J., et al., “Turbulence Model Effects on RANS Simulations of the HIFiRE Flight 2 Ground Test Configurations,” AIAA 2014-0624 (2014).