

デュアルモード燃焼器内における炭化水素燃料燃焼時の状態量評価

Evaluation of Flow State in Dual-Mode Combustor with Combustion of Hydrocarbon Fuel

○鈴木 祐^{*1}, 野島 清志^{*1}, 副島 光洋^{*1}, 富岡 定毅^{*2}, 櫻中 登^{*2}

^{*1} 東北大学 大学院工学研究科 〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-04
Tohoku University, 6-6-04 Aoba, Aramaki, Aoba, Sendai, Miyagi 980-8579, JAPAN

^{*2} 宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミッション本部 角田宇宙センター 〒981-1525
角田市君萱小金沢 1

Japan Aerospace Exploration Agency, STMD, Kakuda Space Center, Kakuda,
Miyagi 981-1525, JAPAN

1. はじめに

次世代の宇宙輸送システムである宇宙往還機の実現へ向け、ロケット複合サイクルエンジンが研究されている。従来、その燃料の候補として有望視されてきた水素燃料は、運用に伴うコストが大きいという深刻なデメリットをもっている。水素に代わる燃料として、現在炭化水素燃料が着目されている。炭化水素燃料は、水素燃料に比べ、比推力は劣る反面、常温で扱えることからコスト削減が望め、密度が大きいため燃料タンクの縮小化も期待できる。しかし、炭化水素燃料の高速気流中での燃焼状態は未だ明らかになっていないことが多い。そこで、本研究では炭化水素燃料を用いたエンジンの性能予測モデルに必要な状態量評価をすべく、エチレン燃焼実験と準一次元解析を行った。以下にその結果を報告する。

2. 実験装置と計測

本実験は、燃焼加熱器(Vitiation Air Heater, 以下 VAH)に直結した超音速風洞に、超音速ノズルおよびデュアルモード燃焼器供試体を接続させて行った。この供試体は、主流方向へそれぞれ、618 mm, 280 mm, 635 mm の長さをもつ分離部、平行部および拡大部からなる。流路断面は矩形形状で、分離部および平行部は 93.4 mm×51.0 mm の定断面、拡大部は半頂角 1.66 degree を有し、拡大部出口において断面積は 93.4 mm×87.8 mm となる。図 1 に本供試体の概要図を示す。主流条件は、Mach 数 2.5、総温 2000 K、総圧 1 MPa であり、燃料は室温まで加温したエチレンを用いた。燃料噴射は、平行部、拡大部に設置し

た燃料噴射ブロックのうち、平行部のみから行った。平行部に設置した燃料噴射ブロックは噴射孔径 3 mm を有す円孔で、孔数は 4 孔であり、流路に対し垂直に燃料を音速にて噴射する。なお、燃料噴射孔下流にキャビティ(長さ 50 mm, 深さ 15 mm, 後退角 30 degree)を設けている。また、本実験においては、燃料噴射を行う壁面をカウル、その対面を天板と定義し、xyz 座標系は図 1 に示した通りにおく。

本実験の計測項目は、静圧分布、熱流束分布および拡大部出口におけるガスサンプリングである。静圧分布は、分離部、平行部、拡大部の流路中央に設けた孔径 0.5 mm の壁圧孔から取得した。計測には Pressure Systems 社製の PSI センサー(計測レンジ: 40 kPaA - 650 kPaA, 公称誤差: ± 0.03%)を用いた。なお、サンプリング周波数 20 Hz である。熱流束値は、拡大部に設けた熱流束用ポートにて計測した。データ計測には、VATELL 社製の伝導冷却熱流束センサー(計測レンジ: 0 - 5 MW/m², 0 - 10 MW/m², 公称誤差: ± 1%)を用いた。この熱流束センサーはテストセクション流路表面に面が合うように設置・固定してある。サンプリング周波数は 500 Hz である。本実験では、燃焼器出口においてガス採取し、各ガス種のモル濃度を求めた。分析化学種は、CO, CO₂, CH₄, C₂H₄, O₂, N₂, H₂ である。なお、ガス採取用のプローブ(プローブ間隔 10 mm)は、主流に正対させる形で設置し、サンプリングポイントは合計で 45 点である。また、このプローブからはピトー圧も計測した。ピトー圧の計測値は各プローブにおける状

態量を算出する過程で用いた。

3 試験結果

本実験で当量比 0.30 のとき得られた静圧分布、熱流束分布を図 2 に示す。まず静圧分布に着目する。なお、静圧は、その試験気流総圧 P_0 : 1 MPa で除して無次元化している。定断面ダクトにおいて、その内部を流れる気流が熱的にチョークを起こす静圧を P^* とおくと、本気流条件において、 $P^*/P_0 = 0.22$ である。平行部において、静圧分布がこの値を上回っているため、ラムモード作動状態であると判断できる。従って、燃料噴射孔上流付近の圧力上昇は、主流が亜音速へ減速する際に生じる擬似衝撃波によるものと考えられる。平行部下流にて亜音速回復した流れは、熱閉塞状態を経て拡大部に入り再び超音速となり、燃焼器出口へと加速する。次に熱流束分布に着目する。拡大部入口および出口ではカウル側と天板側との熱流束値の差異はほとんど見られないが、 $x = 0.1$ m から 0.5 m にかけてはカウル側の方が高い熱流束値をもっていることがわかる。これは、拡大部における燃焼域がやや燃料噴射孔のあるカウル側へ偏っていることを示していると考えられる。図 3 a) ~ f) に各ガス種の出口断面モル濃度を示す。図に示す濃度は、前項で示したガス種間での濃度であり、実際の燃焼ガスには、水蒸気をはじめ、分析したガス種以外のガスも含まれることに留意されたい。なお、 CH_4 は検出されなかったため、図から省いている。a) の CO_2 のモル濃度分布に着目すると、カウル側壁面付近で高い濃度を示していることがわかる。このことから、燃焼域がカウル側へ偏って燃焼器出口へ到達したものと考えられる。また c), d) から、 C_2H_4 が十分な量の O_2 と反応できずに CO や H_2 が生じていることがわかる。

4. 準一次元解析

準一次元解析では、燃焼器を静圧ポート毎に区切り、ノズル出口を流入側の情報、各静圧ポートまでを検査体積として保存式を解くという計算手法を用いた。解く保存式は、質量保存式、運動量保存式、エンタルピー保存式である。なお、エンタルピーには、混合ガスがもつ化学エンタルピーも含めている。計算の入力情報は VAH から供給される空気流、実験で計測した静圧分布である。この準一次元解析においては、静圧分布を入力値とするため、その代わり

の変数として、燃焼により消費される酸素の消費率を算出する。そして、燃料を全量平衡計算に入れる代わりに、全酸素の流量のうち、酸素の消費率を掛けた分のみを平衡計算へ入れる。こうすることで、十分な量の O_2 と反応できずに生じる CO や H_2 を考慮できると考えられる。壁面から受ける摩擦力は、van Driest¹⁾の方法から求め、熱流束分布はレイノルズのアナロジーにより算出した。

図 4 に準一次元解析と実験値の比較を示す。図より、実験値が計算値の 60 % 程度の値を示しているということがわかる。準一次元計算においては物理量が断面内均一仮定しているため、発熱量が断面内で平均化されてしまう。従って、計算値が実験値に対し過小評価となってしまうと考えられる。故に、熱流束分布の予測精度を向上させるためには、断面内の不均一性を考慮しなければならないといえる。そこで、断面内の不均一性を考慮するために、2 流管モデルを提案する。このモデルは、断面を仮想的に

流管 1: 燃料 + 空気(局所当量比 1)

流管 2: 残りの空気

として与える。そして各流管で先述した 3 保存式を解く。このモデルでは、流管同士の質量の混合は考慮していない。また、運動量の輸送を流管同士の摩擦力で代表させ、熱の輸送も考慮し、これらは Papamoschou の Ejector モデルで与える²⁾。2 流管モデルを適用し、準一次元計算をし出口断面平均モル濃度を比較したものを図 5 に示す。全体的に傾向が良く一致しており、この 2 流管モデルは妥当なものであると判断できる。

2 流管モデルに加え、実験値ではカウル側と天板側の熱流束値の差異を見積もるため、熱伝達率を求める過程において用いるガス種に差異を与える。カウル側、天板側に各々、

カウル側: 燃料 + 空気(局所当量比 1)

天板側: 空気

として与える。2 流管モデルとこの仮定を用いて熱流束値を計算した結果を、図 6 に示す。図より、カウル側、天板側ともに実験値によく一致する計算結果が得られた。

5. まとめ

炭化水素燃料を用いたエンジンの性能予測に必要な状態量評価するため、実験と準一次元解析を行った。準一次

元計算において、断面内の不均一性を考慮する必要がある。
また、天板側、カウル側の熱流束値を予測するためには両壁面付近のガス組成に差異を与える手段が有効である。

参考文献

1) E. R. Van Driest, "Turbulent boundary layer in

compressible fluids," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.40, No.6, (2003), pp. 1012-1028.

2) Dimitri Papamoschou, Analysis of Partially Mixed Supersonic Ejector, Journal of Propulsion and Power, Vol.12, No.4, (1996), pp. 736-740.

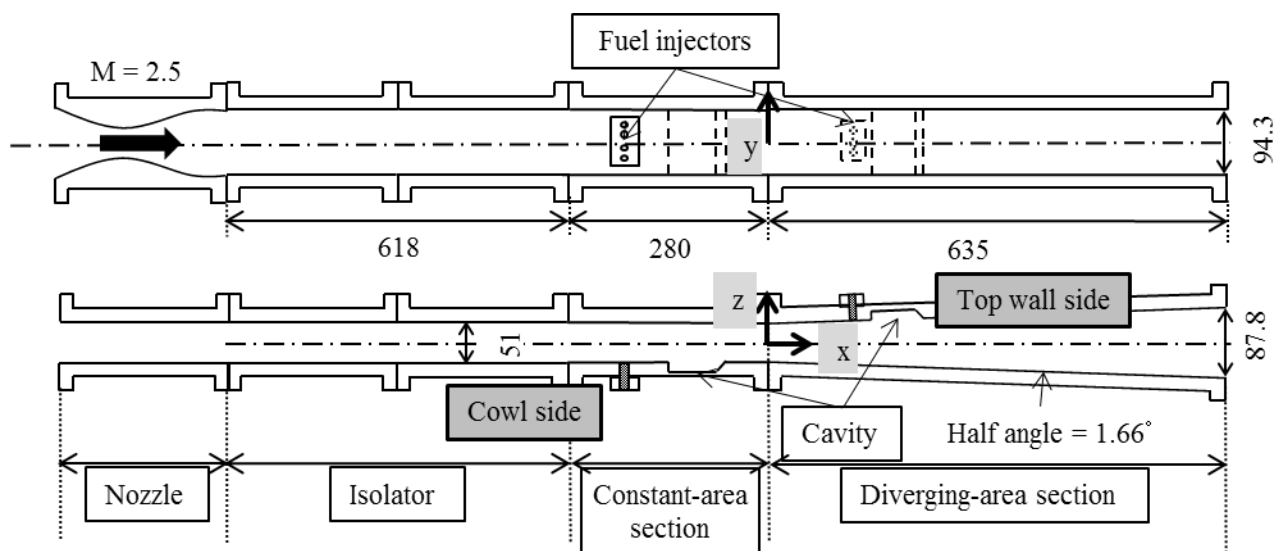


Fig.1 デュアルモード供試体概要図

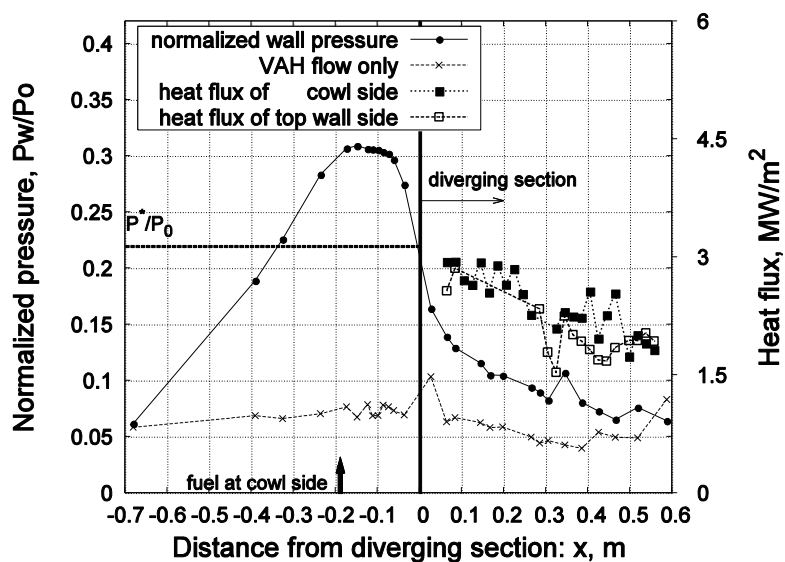


Fig.2 静圧および熱流束分布

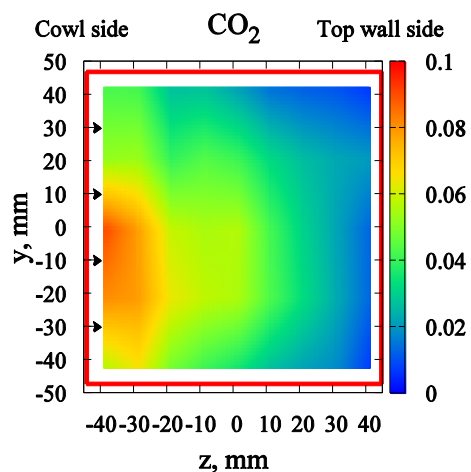


Fig.3 a) CO₂ モル濃度分布

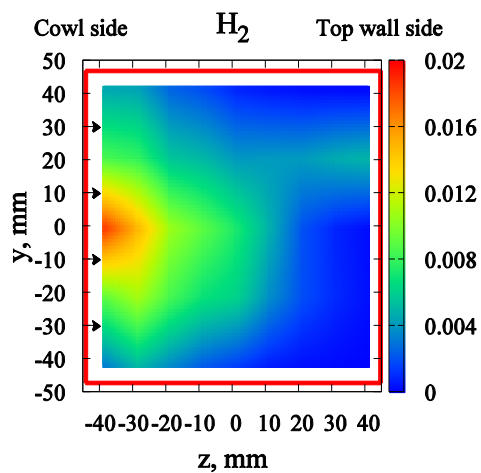


Fig.3 d) H₂ モル濃度分布

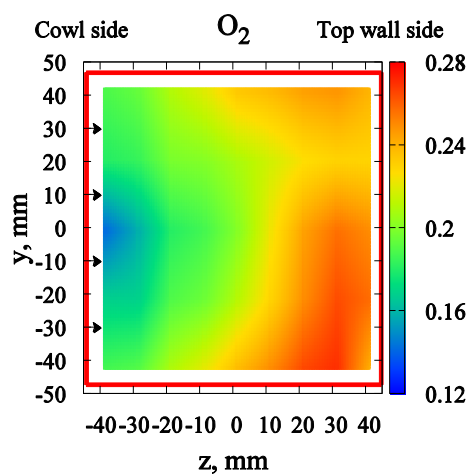


Fig.3 b) O₂ モル濃度分布

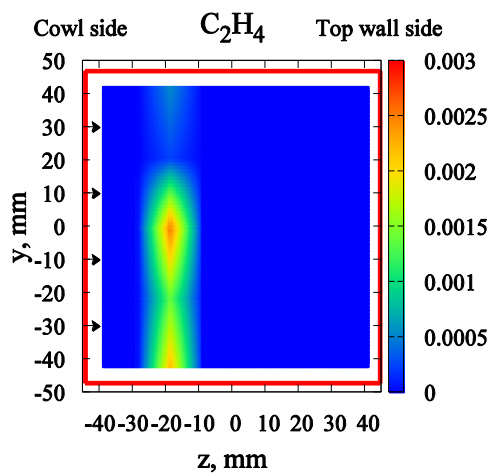


Fig.3 e) C₂H₄ モル濃度分布

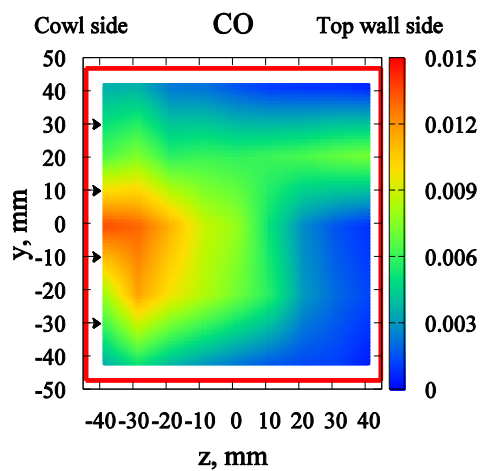


Fig.3 c) CO モル濃度分布

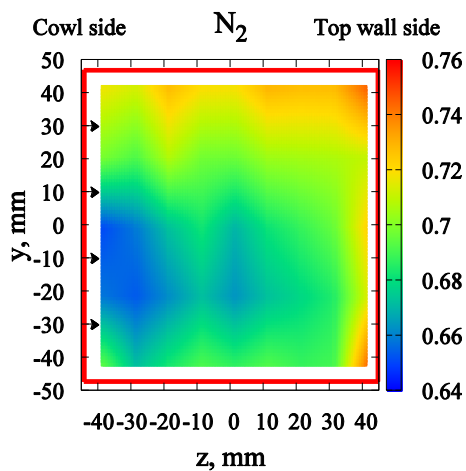


Fig.3 f) N₂ モル濃度分布

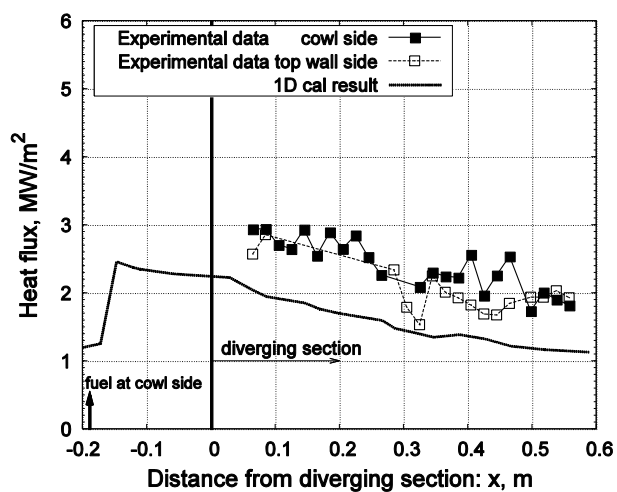


Fig.4 断面内均一仮定における
熱流束分布の見積もり

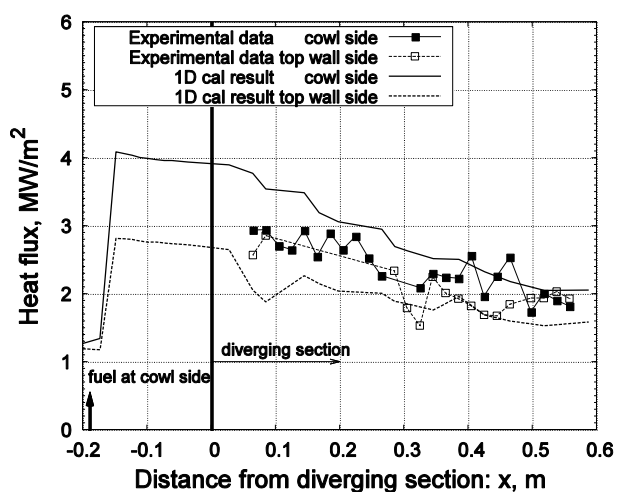


Fig.6 モデルを適用した場合の熱流束分布の
見積もり

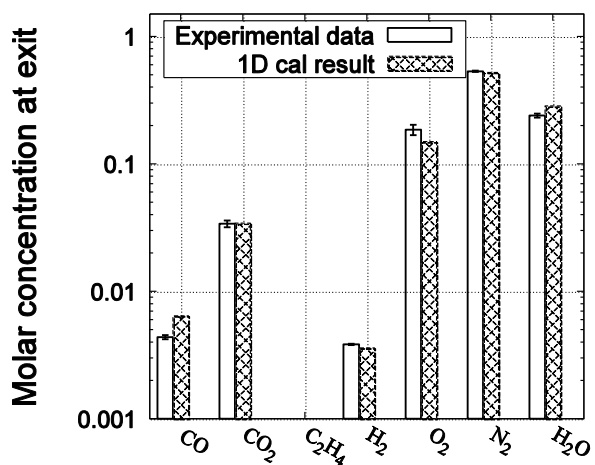


Fig.5 2 流管モデルを適用させた場合の
出口断面平均モル濃度の実験値と
計算値の比較