

CFD 模擬によるスクラムジェットエンジン内の諸燃焼形態について

小寺 正敏 (宇宙航空研究開発機構), 富岡 定毅 (宇宙航空研究開発機構),
宗像 利彦 (日立ソリューションズ東日本), 三谷 徹 (元宇宙航空研究開発機構)

Various Combustion Modes in a Scramjet Engine Simulated by CFD

KODERA Masatoshi (JAXA), TOMIOKA Sadatake (JAXA),
MUNAKATA Tohsihiko (Hitachi Solutions East Japan), MITANI Tohru (ex-JAXA)

ABSTRACT

In this study, three-dimensional CFD analysis was carried out for a hydrogen fueled scramjet engine tested at the Ramjet Engine Test Facility (RJTF) under Mach 6 flight conditions. As a result, for a fuel equivalence ratio of 0.3, various combustion modes were observed depending on the combustor wall temperature, operation of igniter, presence of water vapor in air conditions as well as initial solutions. Those combustion modes were classified into 4 groups: Partially-anchored, Fully-anchored, Partially-blow-off and Blow-off modes, from the point of view of flame anchor point, and were investigated in detail. In addition, it was demonstrated that several combustion phenomena occurred in the RJTF tests corresponded to one of them.

1. はじめに

宇宙開発は新たな時代を迎え、民間による開発が活性化している。このような情勢の中で、さらなる宇宙開発の活性化には、輸送システム的大幅なコスト削減が必須であり、その鍵と考えられるのが再使用化技術である。JAXAでは、再使用型宇宙輸送システムの有望なエンジン候補の1つとして、スクラムジェットエンジンの研究開発を行っている。スクラムジェットはロケットと比較して本質的に燃焼圧が低く、エンジン構造の長寿命化がより容易である。また複合エンジンシステムとしてロケットと組み合わせることにより、再使用のためにロケットの燃焼圧を低くし性能を抑えたとしても、スクラムジェットの高比推力により輸送能力を維持することができる。

JAXAではこれまで数種のサブスケールエンジンを試作し角田宇宙センターにあるラムジェットエンジン試験設備 (RJTF) 1)にて燃焼試験を行ってきた。初期のガス水素を燃料とするエンジン試験に関する成果、特にエンジン性能についてはMitaniら2)を参照されたい。RJTFは飛行マッハ数で4、6、8に相当する気流条件を模擬することが可能である。特にマッハ6条件については、自発着火限界近くにあり、またRJTFでは高温空気を生

成するための装置としてH₂/O₂燃焼加熱器と蓄熱体加熱器を用いた2種類の気流モード (それぞれV及びSモード) を選択できるため、興味深い燃焼現象が観察された。ここでVモードの場合、水蒸気及び微量のラジカルを含む汚染空気 (vitiated air) であるため燃焼に影響を与える可能性があるが、Sモードの場合基本的にクリーンな気流である。Kandaらは、側板圧縮型空気取入口を有するエンジンE1を対象としたSモードにおける燃焼試験に関し、噴射燃料流量の違いにより推力レベルが不連続に異なる、2種類の燃焼形態 (弱燃焼及び強燃焼) が存在することを報告した3)。Mitaniらは同エンジンでSとVモードの試験結果を比較し、Vモード時の着火性能について気流中のラジカルの存在により高くなることを示した4)。そして両モードで燃焼の様子が異なることから、燃焼は完全には混合律速になっていないことを示唆した。またガスサンプリングにより得られた燃料当量比と燃焼効率の分布から、弱燃焼は境界層内での自発着火による現象であるとした。Tomiookaらは同比較においてVモードの場合に強燃焼状態における燃焼圧力上昇位置が下流にシフトしたことに着目し、準1次元解析から、その原因が一つはVモードの気流エンタルピーがより高いこと、そしてもう一つは反応遅

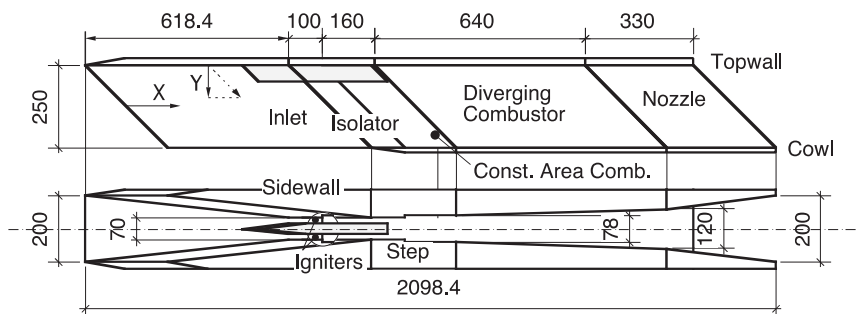


図1 E1エンジン形状概要

れによるものであることを主張した⁵⁾。KouchiらはE1と類似のエンジンE2に関するRJTF燃焼試験に対応して、Sモードの条件で3次元CFD解析を実施し、弱・強燃焼間の遷移メカニズムを調べた⁶⁾。そして弱燃焼は低着火性により主燃料が燃料噴射器付近で燃焼しなかったことが原因であり、強制着火させた場合、境界層の剥離と共に燃焼域が燃焼器全体に拡大し強燃焼に遷移していくことを数値実験により実証した。また強燃焼状態になると拡散火炎が形成され、それが燃料噴射器上流の後ろ向きステップで付着することを示した。著者らは前述のTomiokaらの研究に対し、準1次元解析及び3次元CFD解析により、さらなる現象の解明を進めた⁷⁾。その結果、S/Vモードの推力の差はSモードにおいて熱閉塞が生じているわけではないことを示した。そしてVモードによる推力低下の原因の一つは気流中に含まれる水蒸気の熱力学的効果によるものと主張した。また燃料噴射器近傍では予混合火炎と拡散火炎が混在しており、気流条件に影響を受ける可能性があることを示唆した。

このようにRJTF試験では幾つかの特異な燃焼形態が見られたが、前述の著者らによる3次元CFD解析の際にも、燃料流量が一定にも関わらず、エンジン壁面温度、着火器及び気流中の水蒸気の有無、初期解の違いにより様々な燃焼形態が見られた。そこで本研究では、CFDにて模擬された諸燃焼形態に関して統一的に分類

し、RJTF試験結果との比較も含めて考察を行った結果について報告する。

表1 気流条件

	S	V
Mach number	5.30	5.15
Velocity [m/s]	1620.7	1746.5
Static pressure [kPa]	5.3	5.8
Static temperature [K]	232	271
Density [kg/m ³]	0.07929	0.06987
Stag. pressure [MPa]	4.78	4.52
Stag. temperature [K]	1480	1530
O ₂ mass fraction	0.234	0.251
H ₂ O mass fraction	0.000	0.114
N ₂ mass fraction	0.766	0.635

2. エンジン形状

図1に解析の対象としたE1エンジンの概要を示す。エンジンは後退角45°で圧縮部(半頂角6°の楔)および拡大部を形成する一対の側板と、平板状の天板およびカウルから成り、全長約2m、流路入口断面で高さ250mm×幅200mmである。空気流は収縮比2.86の空気取入

表2 各ケースの計算条件及び得られた燃焼形態

Case	Air	T_{wc} [K]	Initial solution	PJ	Combustion mode
A	S	300	Air only	on	PA
B	S	300	Air only	off	BO
C	S	T_{ad}	Air only	on	FA
D	S	T_{ad}	Air only	off	BO
E	S	300	Case C	on	FA
F	V	300	Air only	on	PA
G	V	300	Air only	off	BO
H	V	T_{ad}	Air only	on	FA
I	V	T_{ad}	Air only	off	PB
J	V	300	Case H	on	FA
K	V	300	Case I	off	PB

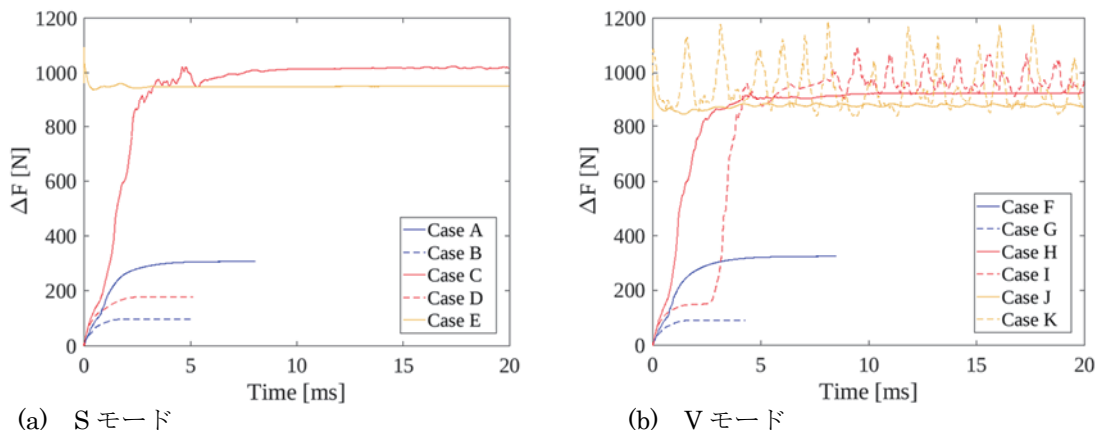
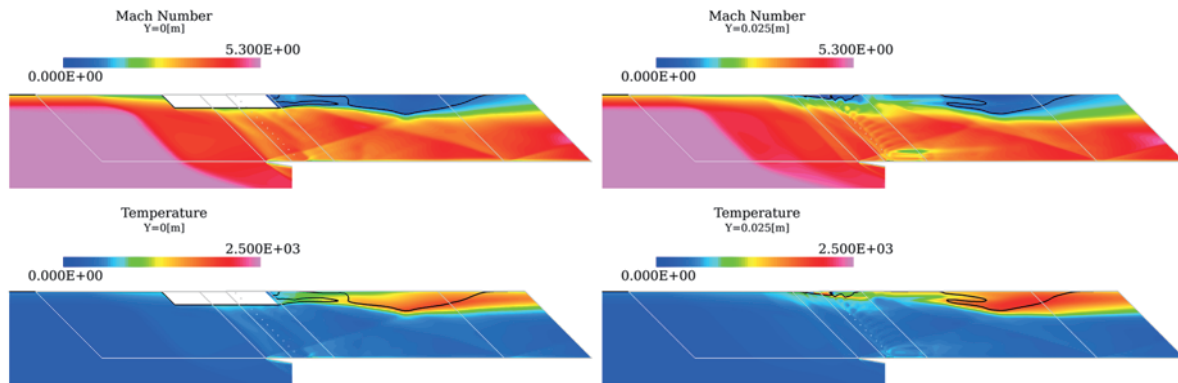
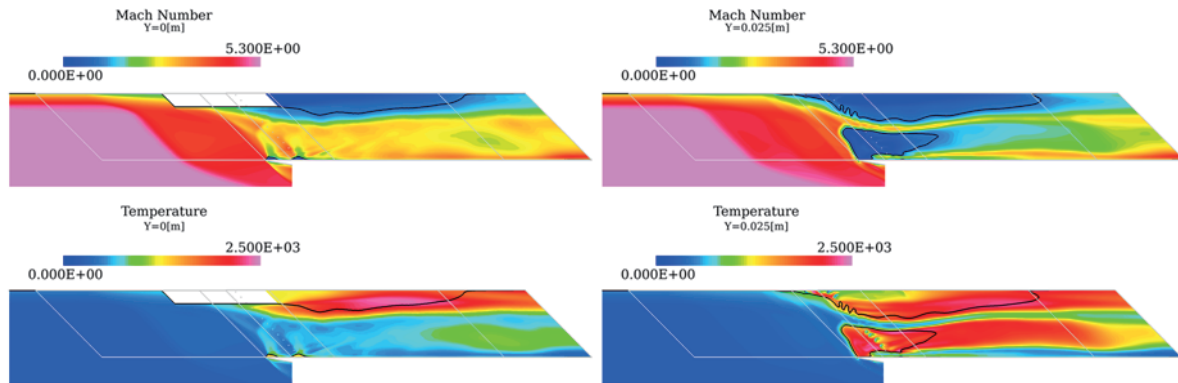


図2 推力増分の時間履歴



(a) Case A (左: $y=0$ m、右: $y=0.025$ m、上: マッハ数、下: 温度[K])



(b) Case C (左: $y=0$ m、右: $y=0.025$ m、上: マッハ数、下: 温度[K])

図3 y断面上のマッハ数及び温度分布

口(Inlet)で圧縮された後、長さ100 mmの分離部(Isolator)を通過して、長さ160 mmの燃焼器平行部(Constant-area Combustor: C. C.)に流入する。側板及び天板上の分離部とC. C.の間にはそれぞれ高さ4 mm及び2 mmの後ろ向きステップを設けており、また側板上のステップ下流32 mmの位置に片側12個の燃料噴射孔(口径1.5 mm)を両面に設置し、ガス水素を壁面に対して垂直に噴射する。加えて、パイロット火炎を作るため、噴射孔を天板上の分離部中間付近にも幅方向に6個(口径0.5 mm)並べて設けている。そしてその下流に着火器として出力2.5 kWのプラズマジェットトーチ(PJ)を2つ取り付けられている。C. C.の下流は、拡大角 1.9° 、断面積比1.54の燃焼器拡大部(Diverging Combustor: D. C.)と拡大角 6.9° 、断面積比1.67の内部ノズル(Nozzle)となっている。また、Inletでの圧縮不足を補うために、全体での収縮比が3.13となるよう、Inlet下流からIsolatorにかけての天板側に全長392.7 mm、高さ50 mm、厚さ30 mm、楔半頂角 6° のストラットを挿入している。

3. 計算方法

本解析には、JAXAのスクラムジェットエンジン内の燃焼流解析に多くの実績を持つ非構造格子法を基礎とする3次元燃焼反応流計算コード⁸⁾を使用した。本コードではレイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式(RANS)と各化学種の質量保存式を支配方程式とし、有限体積法で離散化される。時間積分にはLU-SGS陰解法を適用している。その際、化学反応と流れの特性時間の差異に起因する計算の硬直性を緩和するため、さ

らに行列反転による計算時間の大幅な増加を避けるため、対角化点陰的処理を行っている。非粘性流束の評価にはAUSM-DV法⁹⁾を用い、空間二次精度を実現するため検査体積内で原初変数の線形再構築を行っている。一方で粘性流束の計算には中心差分を用いている。物理モデルとして乱流モデルにはSpalart-Allmaras一方程式モデル¹⁰⁾に混合層に対する圧縮性補正項¹¹⁾を加えたものを、水素空気系化学反応モデルにはStahl-Warnatzの9化学種17反応モデル¹²⁾を採用した。扱う化学種は H_2 、 O_2 、 H_2O 、 H 、 HO_2 、 OH 、 O 、 H_2O_2 、 N_2 で N_2 は不活性と仮定している。

表1に今回Inlet入口に適用するRJTFのマッハ6試験に対応した気流条件を示す。前述したようにSとVモードがある。二条件は設備ノズル出口でのマッハ数、静温、静圧が一致することを目標に設定されたが、物性が異なる中で同一のノズルを使っていること等により、気流条件は必ずしも一致しない。また、RJTF試験では設備ノズルの境界層がエンジンの天板側に流入するが、それを模擬するために別途2次元平板境界層の計算を実施し、ノズル出口断面中央での測定値 19.7 mm^1 の排除厚さを有する境界層分布を与えた。燃料流量条件については1条件のみで、RJTF試験のデータに対応して 50.5 g/s (Sモード)または 50.4 g/s (Vモード)である。その内、パイロット燃焼用はS、Vモードでそれぞれ 2.4 g/s 及び 5.4 g/s である。両モードでともに始動状態にあり、かつ大推力発生も確認できた燃料当量比 $\Phi=0.3$ の条件を対象としている。なお、燃料の総温は室温で音速噴射される。PJ条件については、同規格のPJを対象

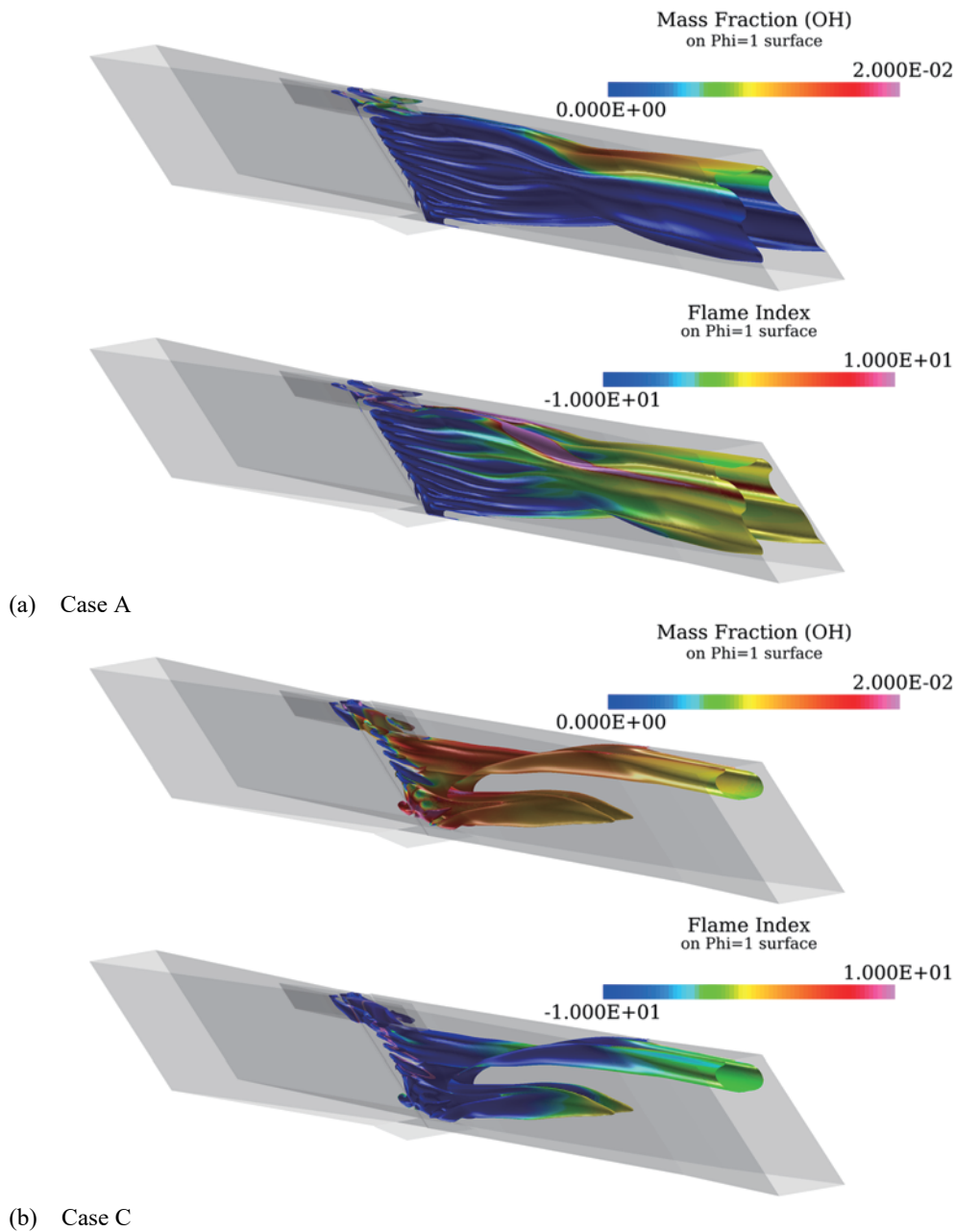


図4 $\phi=1$ 等値面上のOH質量分率（上）及びFlame Index（下）分布

としているTakita¹³⁾の研究における計算条件に倣い、またfeedstockは酸素である。エンジン壁面条件はNon-slipとし、壁温は空気流のみ（Air only）の計算の場合全域300 Kとし、一方で燃焼流計算の場合にはケースによってCombustor/Nozzleの壁温を300 Kあるいは断熱温度（ T_{ad} ）とした。

時間刻みについて、Air onlyの計算には局所時間刻みを適用してCFL=10とし、燃焼流の計算には全域一定の0.02 μs （一部のケースは計算が途中で発散したため、0.01 μs ）とした。計算領域はエンジン対称面から片側半分のみとし、座標軸は原点を天板前縁と対称面の交点に置き、流れ方向、幅方向、高さ方向をそれぞれx, y, z軸とした。格子生成には商用のPointwise¹⁴⁾を用いた。壁面近傍には精度と効率を考慮してプリズム格子を配置し、その他の領域には四面体格子及びピラミッド格子

を配置した。壁面垂直方向の最小格子幅を5 μm （平均 $y^+ \approx 1$ ）、プリズム層高さの拡大係数を1.1と設定し、総格子点数は約900万点となった。

表2に燃焼流計算における、気流条件(S/Vモード)、Combustor/Nozzle壁面温度（ T_{wc} ）、初期解、PJのon/offを変えた11のケースを示す。計算の実行に当たってはJAXAスーパーコンピュータJSS2を用いた。

4. 結果及び考察

4.1. 燃焼形態の分類

図2に、各ケースにおける推力増分（ ΔF : Air onlyからの増分）の時間履歴を示す。ここで横軸は初期解からの経過時間（ t ）である。前述したように、燃料流量が同一にもかかわらずケースによって ΔF は大きく変化する場合があります、異なる燃焼形態が存在している

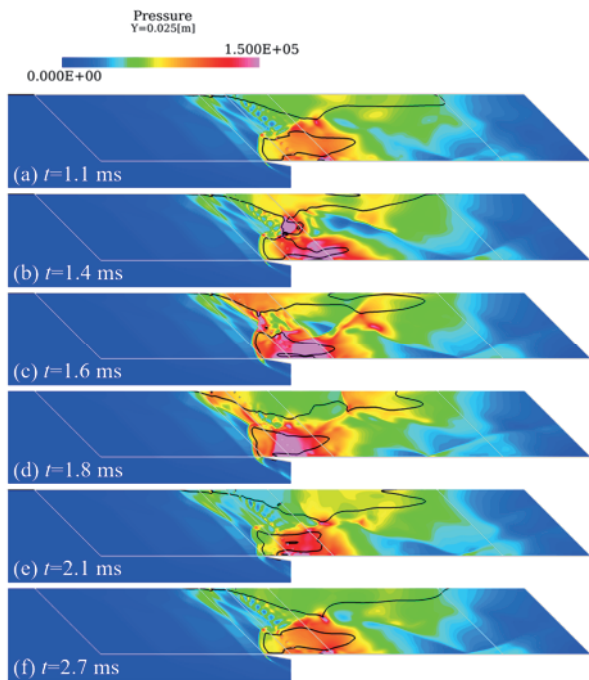


図5 $y=0.025$ m断面上の圧力[Pa]分布 (Case K)

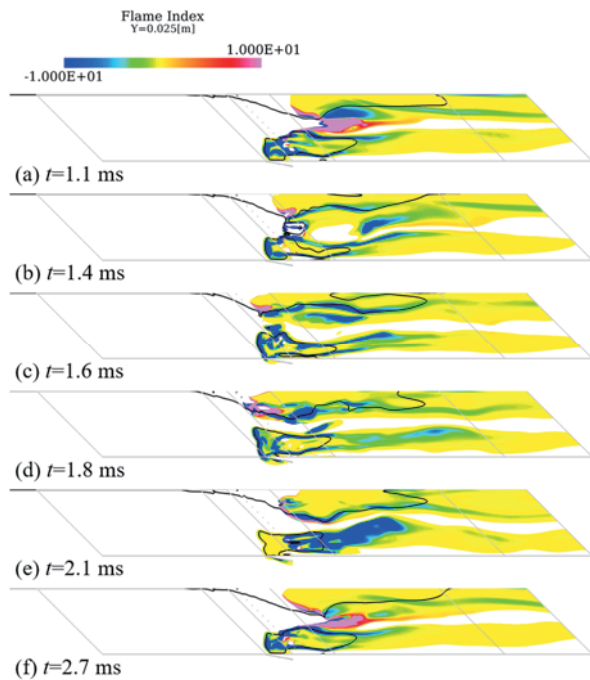


図6 $y=0.025$ m断面上のFlame Index分布 (Case K)

ことがわかる。スクラムジェットの燃焼は前述の Kouchiら⁹⁾も指摘しているように拡散燃焼が支配的であることが知られている。その火炎の広がりには保炎点に依存するため、ここでは保炎点に着目し、各燃焼形態を部分保炎 (Partially-anchored: PA)、完全保炎 (Fully-anchored: FA)、部分吹き飛び (Partially-blow-off: PB)、そして吹き飛び (Blow-off: BO) と呼称し分類する。表2にはその分類結果も掲載している。次にその詳細について述べていく。

4.1.1. 部分保炎と完全保炎モード

図2では、PJ onで $T_{wc}=300$ Kとした場合に、 ΔF が300 N程度の推力となる一方で、 $T_{wc}=T_{ad}$ とした場合には1000 N近くまで大幅に増大するケース (Case AとC、あるいはCase FとH) が見られる。そこで図3にCase AとCにおける、 $y=0$ m断面 (対称面) 及び $y=0.025$ m断面 (ストラットと側板間の面) 上のマッハ数及び温度分布を示す。ここで、図中には音速線を黒線で示している。なお、ここでは示さないが、Case FとHも定性的に同じ分布となっている。

Case Aの場合、温度分布より主燃焼領域はD. C.下流の天板境界層内のみが存在し保炎点が限られる故、PAモードである。一方でCase Cの場合、主燃焼領域は天板からカウル側までの天板及び側板境界層内に存在し、広範囲に保炎されており、FAモードと言える。そして燃焼領域は天板側とカウル側の二領域に大きく分けられる。

PAモードはE1エンジンの自発着火性が本質的に低いことに起因しており、エンジン内で着火するとしても主燃料噴射位置からは遠い位置となる。その中で着火可能性の高い領域の一つがストラット後流の天板側の下流域である。よってPAモードの主燃焼領域は、カ

ウル衝撃波が入射することにより天板付近を流れる水素燃料のみが着火し、保炎したものである。マッハ数分布を見ると、大規模な亜音速域を形成しており、主に天板付近のD. C.下流域にある。これは燃焼による温度上昇により音速が増加した結果であり、境界層の大規模な剥離によるものではない。なお、小規模な剥離は天板と側板のコーナーに存在する。

一方FAモードは、Combustor壁面温度が上昇し、側板境界層内のカウル側の燃料が着火したことが起点となり、境界層剥離の成長とその内部での混合・燃焼の相互作用¹⁵⁾を通して、最終的に天板境界層内の燃焼を促進させた結果、PAモードから遷移して生じている。マッハ数分布を見ると、天板側は $y=0$ m断面ではストラット後縁からノズル入口付近まで、 $y=0.025$ m断面ではC. C.及びD. C.において大規模な亜音速域を形成しており、またカウル前縁付近にも $y=0.025$ m断面で亜音速域が見られる。これら亜音速域はその内部に逆流が生じており、境界層の大規模な剥離により形成されたものである。なお流路断面全体を覆う亜音速域は存在せず、熱閉塞は生じていない。

PAモード及びFAモードの天板側の燃焼領域では、パイロット燃料による火炎が保炎の主要因である。一方でFAモードのカウル側の燃焼領域は剥離境界層およびステップ背後の再循環域が保炎の主要因である。このことを解説するため、図4に燃焼可能な代表的な面として、燃焼前を仮定した局所当量比 $\phi=1$ の等値面上におけるOH質量分率分布及びFlame Index¹⁶⁾分布をCase AとCそれぞれについて示す。Flame Index (G_{FO}) の定義は以下の通りである。

$$G_{FO} = \nabla Y_{H_2} \cdot \nabla Y_{O_2} \quad (1)$$

ここで ∇Y_s は各化学種の質量分率勾配である。定義上、 G_{FO} が正の場合予混合火炎となり、負の場合拡散火炎と

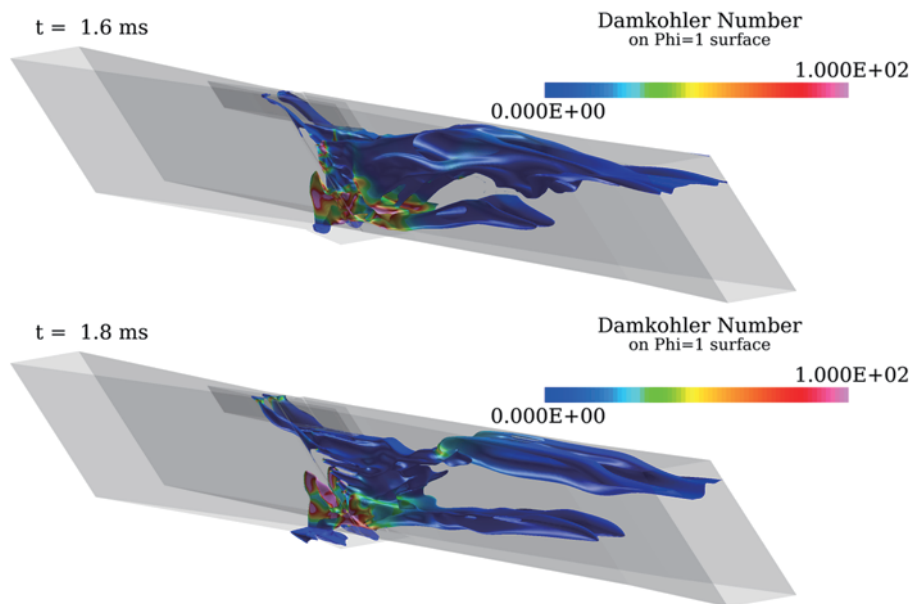


図7 $\phi=1$ 等値面上のダムケラー数分布 (Case K)

なる。

PAモードの場合、D. C.付近の天板側に正の G_{FO} 分布が見られ、その直下流にOH分布が広がっていることから、予混合火炎が形成されているのが確認できる。これは噴射された燃料が直ぐに着火せず予混合気となるまで混合が進むことによる。一方でストラットと側板の間にも同様に予混合火炎が見られるが、これはパイロット燃料が少量のため急速に混合され予混合気になり、その直下流のPJによって加熱され形成されたものである。この予混合火炎が、最も天板側の主燃料噴射孔から噴射された水素を着火させ、途中ストラット後縁からの膨張波により弱められるものの、下流の予混合火炎までラジカルを供給し保炎を支持している。

FAモードの場合、拡散火炎が支配的であるが、天板側の燃焼領域の、主燃料噴射ジェットの後流に予混合火炎が見られ、その地点において保炎されている。そしてそれらはパイロット火炎と接続しており、保炎が維持されている。一方でカウル側の燃焼領域では側板の剥離境界層およびステップ背後の再循環域にOH分布が見られ、そこで保炎されている。

一旦FAモードになった後、再び $T_{we}=300\text{ K}$ としても火炎は維持され、PAモードに戻らずヒステリシスが見られた。図2より若干推力は減少するが、Case EにおいてもCase Cと同様にFAモードを維持していることがわかる。気流がVモードの場合でも同様である。これは、上述のようにカウル側の燃焼領域が再循環域で保炎されているため、壁温が低下しても維持されるからである。その結果、PJ onである限り、天板側の燃焼領域も維持される。

4.1.2. 部分吹き飛びモード

図2では、気流がVモード、PJ off、そして $T_{we}=T_{ad}$ としたCase IIにおいて、 ΔF は最初Case Dと同様の傾向が見られるが、 $t=3\text{ ms}$ 付近より遷移しFAモードと同レベルとなっている。しかしながらその後振動を生じ定常解に収束しない様子が見られる。さらにCase Kにおい

て $T_{we}=300\text{ K}$ としてもCase FのようにPAモードには戻らず、さらに振幅を増して振動している。このような状態をここではPBモードとする。これはPJ offにより天板側の燃焼領域の保炎機構であるパイロット火炎がないため、その領域において火炎が吹き飛びを繰り返すことによる。そこで図5及び6に、Case Kにおける $t=1.1, 1.4, 1.6, 1.8, 2.1, 2.7\text{ ms}$ での $y=0.025\text{ m}$ 断面上の圧力及び G_{FO} 分布をそれぞれ示し、この現象の詳しい解説を試みる。なお音速線を黒線で示し、図6については、OH質量分率が 1×10^{-4} 以上の燃焼領域のみ表示してある。また図2に示されるように、 ΔF は $t=1.1\sim 1.6\text{ ms}$ では増加し、 $t=1.6\sim 2.1\text{ ms}$ では減少、 $t=2.1\sim 2.7\text{ ms}$ では比較的一定となっている。

天板とカウル前縁付近の側板境界層の剥離により形成される2つの衝撃波が、流路高さ中央で交差することにより高圧領域が生まれ、加えて天板境界層内の燃焼領域の先頭に形成されている予混合火炎と接続することで、その場所での燃焼及び側板境界層の剥離を誘発する ($t=1.1\text{ ms}$)。その高圧領域は、燃焼と剥離の成長の相互作用により時間の経過と共に上流に移動し、それによって天板側の燃焼領域も上流に伝播し、燃料噴射孔付近の圧力も上昇する ($t=1.1\sim 1.6\text{ ms}$)。しかしながらその高圧領域がさらにステップ上流まで遡ると燃料が供給されないため消失して弱まり、その結果天板側の燃料噴射孔付近の圧力も減少に転じる ($t=1.8\text{ ms}$)。圧力が低下すると天板側の予混合火炎はその場所に留まることができず、下流に吹き飛ばされる ($t=1.8\sim 2.1\text{ ms}$)。それが最初に述べた衝撃波の交差位置まで流されると、再度流路高さ中央に高圧燃焼領域が形成される ($t=2.7\text{ ms}$)。このように天板側の燃焼領域は定期的に上下流に移動し、吹き飛びを繰り返しているのがわかる。一方でカウル側の燃焼領域は前述したように側板の剥離境界層及びステップ背後の再循環域の存在により、比較的安定に一定場所に保炎されている。

図7に天板側の燃焼領域がステップに最も近づく

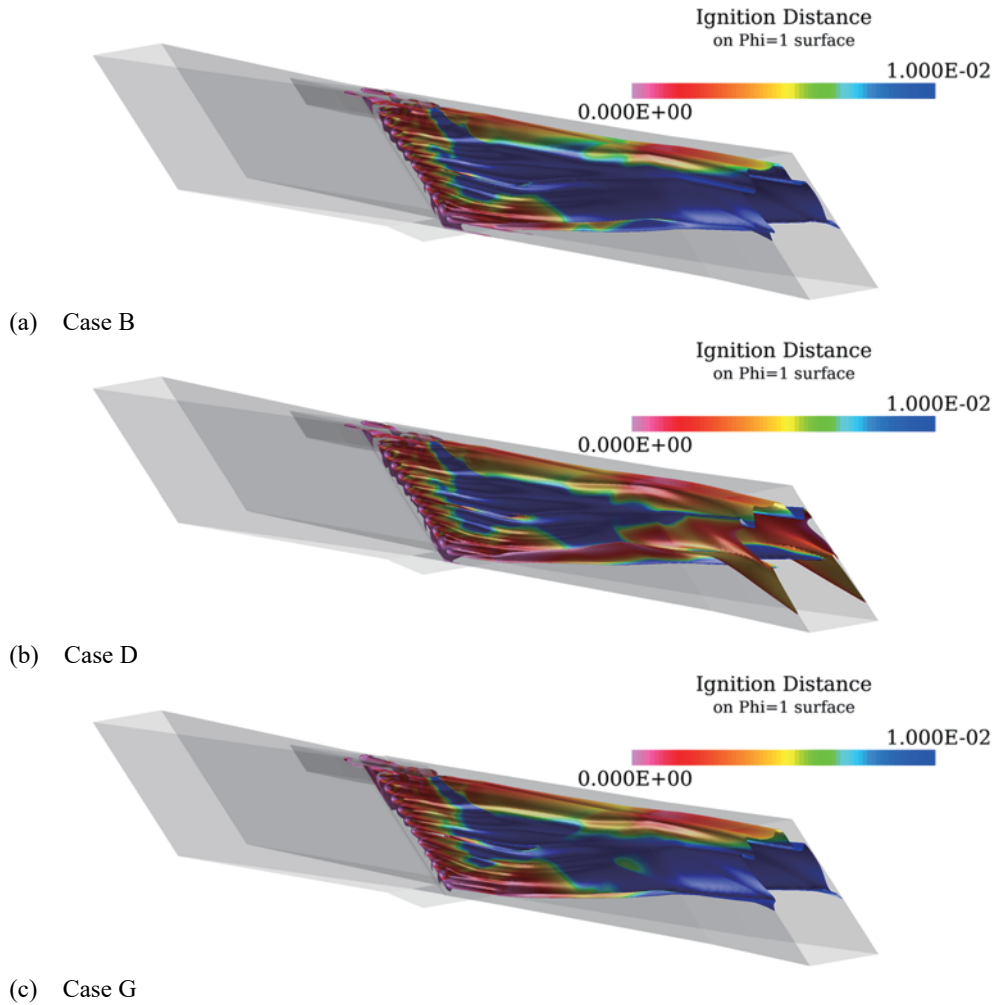


図8 $\phi=1$ 等値面上の着火距離[m]分布

$t=1.6, 1.8$ ms時について、 $\phi=1$ 等値面上のダムケラー数 (Da) 分布を示す。ここでの Da の定義はRogersらの reaction time (τ_R)¹⁷⁾[s]を用いた以下の式の通りである。

$$Da = U^{-1}/\tau_R \quad (2)$$

$$\tau_R = 3.25 \times 10^{-4} p^{-1.6} \exp(-0.8T/1000) \quad (3)$$

ここで U は速度ベクトルの大きさ[m/s]、 p は圧力[atm]、 T は温度[K]である。なお流れの特性時間における代表長さは恣意性を避け定性的な比較に留めるため1 mとした。また、 τ_R は1次元の燃焼反応計算において初期温度と平衡温度の差が5%から95%になるまでの時間で、当量比依存性に関し $0.5 < \phi < 1.5$ の範囲で10%以内の差に収まる。

$t=1.6$ msの時流路高さ中央のステップ背後に $\phi=1$ となる燃料分布が高さ方向に広がり、そこに Da の高い領域が生まれている。これは下流から移動してきた高圧燃焼領域が流入し、燃料噴射ジェット前方の剥離域とステップ背後の再循環域が合体したことによる。しかしながら $t=1.8$ ms時にはその合体が保てなくなり、燃料分布はステップ背後からは消滅し、燃料ジェットは噴射孔下流のみに存在している。この時 Da 分布から明らかのように噴射孔近傍では保炎し難い状態に移行している。一方で、カウル側は高い Da 値を保っており、常に保炎し易い状態にあることがわかる。

4.1.3. 吹き飛びモード

図2では、Case B、Case D、Case Gにおいて ΔF のかなり低い状態が見られ、この時の燃焼効率はエンジン出口でそれぞれ1、4、1%であった。これら3ケースは全てPJ offの時に起きており、PJ onでは顕著な燃焼が生じていることと対比して、BOモードとする。この状態の原因は、天板側ではPJ offのためパイロット火炎による保炎機構がなく、またカウル側の着火・保炎性能も低いことによる。そこで図8に3ケースの着火性能を比較するため、 $\phi=1$ 等値面上の以下の式で定義された着火距離 (X_{ig}) [m]分布を示す。

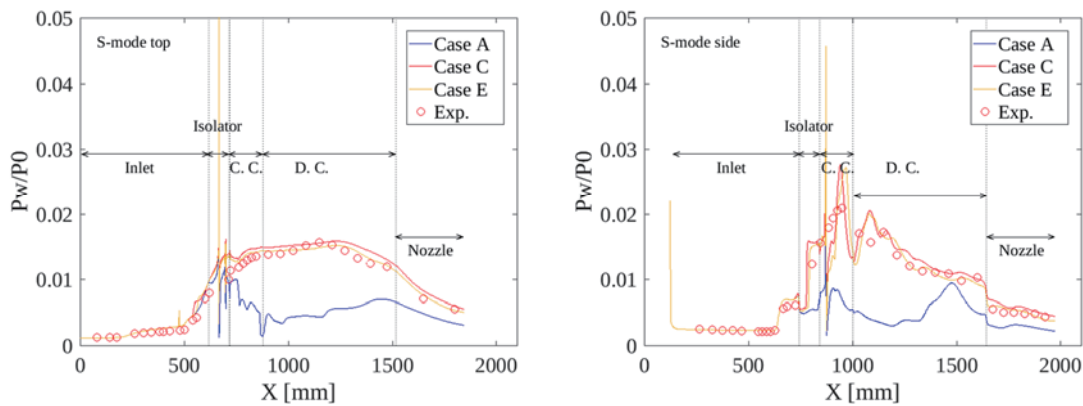
$$X_{ig} = u \times \tau_{ig} \quad (4)$$

ここで u は主流方向速度[m/s]、 τ_{ig} は着火遅れ時間[s]で、Colketら¹⁸⁾が実験データから求めた以下の相関式より算出した。

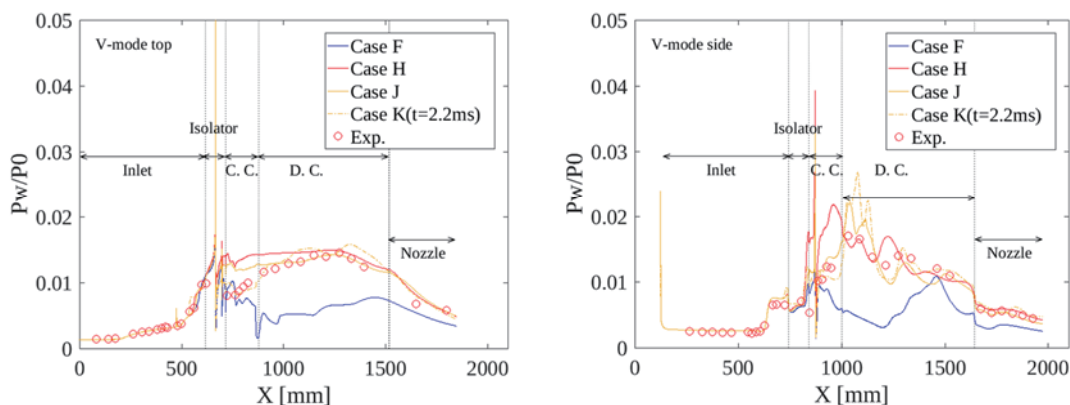
$$\tau_{ig} = 1.6 \times 10^{-14} \exp(19700/RT) [O_2]^{-1} \quad (5)$$

ここで R は一般気体定数[J/K/mol]、 $[O_2]$ は酸素モル濃度[mol/cm³]である。本相関式は $p=1$ atm、 $T>1000$ Kで実験データと良い一致を示している。

Case B及びCase GではD. C.及びNozzleで流路拡大による温度・圧力の低下及び流速の増加により天板付近を除き X_{ig} が急激に長くなっている。天板側はストラット及びカウル前縁からの衝撃波の入射及び低速の境界



(a) Sモード (左: 天板中心線、右: 側板中心線)



(b) Vモード (左: 天板中心線、右: 側板中心線)

図9 CFDとRJTF結果の壁圧分布による比較

層の存在により比較的 X_{ig} が短く着火性能が良いが、パイロット火炎がないため保炎できない。一方でCase Dでは、他の2ケースと比較してD.C.中間より下流のカウル側で X_{ig} が短くなっている。これは $T_{wc}=T_{ad}$ で境界層内がより高温になって燃焼反応が進んだ結果として、その領域において温度・圧力が上昇したためである。しかしながら燃焼量としてはわずかであり、前述した通り燃焼効率も低い。したがってカウル側の燃料が燃焼による剥離の成長によって上流のステップ背後の再循環域に到達し保炎するには至らない。なお、Case BとCase Gを比較した場合、全体的に類似した分布となっているが、Case Gの方が高い気流総温により X_{ig} が若干短くなっているのがわかる。したがって、Case Iでは壁温と気流総温がより高いことによる相乗効果で、カウル側の燃料噴射器により近い場所で着火・燃焼し、燃焼と剥離境界層の相乗効果を経て保炎機構を確保し、高推力のPBモードへと遷移した。

4.2. RJTF 試験結果との比較

図9に天板及び側板中心線上の壁圧分布についてCFDとRJTF試験結果の比較を示す。ここで、壁圧は主流総圧(P_0)で無次元化され、天板分布は、ストラットが存在する部分では $y=0.025$ mでの値である。また、CFDについてはBOモードを除く全ての燃焼形態に関する結果を示し、PBモードについてはCase Kの $t=2.2$ ms時の結果のみを示している。なお、RJTF試験は基

本的にPJ onとして試験されていた。

気流がSモードの場合、RJTF試験において従来強燃焼と呼ばれていた現象は、本論におけるFAモードである。図9よりCFD結果のFAモード(Case C及びCase E)がRJTF結果と良く一致しているのがわかる。一方で従来弱燃焼と呼ばれていた現象は、本論におけるPAモードである。図9よりCase AのPAモードについて、今回の燃料流量ではRJTF試験とは一致していないが、前述の通り主燃焼域が予混合火炎となっていることからKouchiら⁶⁾の報告により弱燃焼に相当する。VモードにおけるCase Fも同様である。

次に気流がVモードの場合、RJTF試験では従来強燃焼であるが反応遅れがあるとされていた現象は、本論におけるPBモードである。図9よりFAモードのCase H及びCase Jでは、VモードにおけるC.C.での圧力低下に関し、RJTF試験結果と異なる部分が見られる。Case Jの場合、側板中心線上の燃焼による圧力上昇開始の遅れについてRJTF結果と一致しているが、天板中心線上ではC.C.において圧力低下を過小評価している。Case Hでは、さらに側板中心線上においてもRJTF結果の圧力上昇遅れと一致していない。ここで、この条件におけるRJTF試験については、実際にはPJが正常に作動しなかったことが判明している。したがってPJ offで大推力の時に生じるPBモードに対応する。実際、PBモードのCase Kでは瞬時値ではあるが図9に示されているようにRJTF結果と一致する時

がある。ただし RJTF 試験では PB モード時に見られた 500Hz 以上の変動について特に壁圧測定による検知は、サンプリング周波数の制限や応答遅れにより困難であった。

5. おわりに

JAXAの研究用水素燃料スクラムジェットエンジン E1 のマッハ6燃焼試験に対応した3次元CFD解析を実施し、燃料当量比0.3の条件で、燃焼器壁面温度、着火器 (plasma jet igniter: PJ) 及び気流中の水蒸気の有無、初期解の違いによる組合せで11ケースの計算を行い、様々な燃焼形態を観察した。ここで気流中に水蒸気を含まない場合がSモードで、含む場合がVモードである。そして各燃焼形態を保炎点の観点から部分保炎 (Partially-anchored: PA)、完全保炎 (Fully-anchored: FA)、部分吹き飛び (Partially-blow-off: PB)、吹き飛び (Blow-off: BO) の4つのモードに分類し、考察を行った。以下に各燃焼形態の特徴についてまとめる。

(1) PA モード :

- PJ on かつ壁温が低い場合に生じる。
- 主燃焼領域はエンジン下流の天板境界層内のみ存在する。これは E1 エンジンの自発着火性が本質的に低いことに起因している。
- パイロット燃料による火炎が保炎の主要因である。

(2) FA モード :

- PJ on かつ壁温が高い場合に生じる。
- 主燃焼領域は広範囲に存在し、天板側とカウル側の二領域に大きく分けられる。これは壁温が上昇し、側板境界層内のカウル側の燃料が着火したことが起点となり、PA モードから遷移して生じる。
- 天板側の燃焼領域では、パイロット燃料による火炎が保炎の主要因であり、一方でカウル側の燃焼領域は剥離境界層およびステップ背後の再循環領域が保炎の主要因である。
- カウル側の燃焼領域が再循環域で保炎されているため、壁温を低下させても FA モードが維持される。

(3) PB モード :

- PJ off で気流が V モードかつ壁温が高い場合に生じる。
- PJ off により天板側の燃焼領域の保炎機構であるパイロット火炎がないため、その領域において火炎が吹き飛びを繰り返す。
- FA モードと同様に、壁温を低下させても PB モードが維持される。

(4) BO モード :

- PJ off かつ壁温が低いか、壁温が高くても気流が S モードの場合に生じる。
- この原因は、天板側では PJ off のためパイロット火炎による保炎機構がなく、またカウル側の着火・保炎性能も低いことによる。

また、RJTF 試験で観察された現象と各燃焼形態との対応は以下の通りである。

- 気流が S モードの場合、強燃焼と呼ばれていた現象は、FA モードである。

- 弱燃焼と呼ばれていた現象は、PA モードである。
- 気流が V モードの場合、強燃焼であるが反応遅れがあるとされていた現象は、PB モードである。

謝辞

本研究は、防衛装備庁が実施する安全保障技術研究推進制度 JPJ004596 の支援を受けたものである。

参考文献

- (1) RJTF 建設グループ, “ラムジェットエンジン試験設備,” 航空宇宙技術研究所報告, TR-1347, 2001.
- (2) Mitani, T., Tomioka, S., Kanda, T., Chinzei, N., and Kouchi, T., “Scramjet Performance Achieved in Engine Tests from M4 to M8 Flight Conditions,” AIAA Paper 2003-7009, 2003.
- (3) Kanda, T., Hiraiwa, T., Mitani, T., Tomioka, S., and Chinzei, N., “Mach 6 Testing of a Scramjet Engine Model,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 4, 1997, pp. 543-551.
- (4) Mitani, T., Hiraiwa, T., Sato, S., Tomioka, S., Kanda, T., and Tani, K., “Comparison of Scramjet Engine Performance in Mach 6 Vitiated and Storage-Heated Air,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 5, 1997, pp. 635-642.
- (5) Tomioka, S., Hiraiwa, T., Kobayashi, K., Izumikawa, M., Kishida, T., and Yamasaki, H., “Vitiating Effects on Scramjet Engine Performance in Mach 6 Flight Conditions,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 4, 2007, pp. 789-796.
- (6) Kouchi, T., Masuya, G., Mitani, T., and Tomioka, S., “Mechanism and Control of Combustion-Mode Transition in a Scramjet Engine,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 1, 2012, pp. 106-112.
- (7) Kodera, M., and Tomioka, S., “Investigation of Air Vitiating Effects on Scramjet Engine Performance,” Proceedings of 32nd International Symposium on Space Technology and Science, 2019-a-49, 2019.
- (8) Kodera, M., Sunami, T. and Nakahashi, K., “Numerical Analysis of Scramjet Combusting flows by Unstructured Hybrid Grid Method,” AIAA Paper 2000-0886, 2000.
- (9) Wada, Y. and Liou, M.-S., “A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities,” AIAA Paper 94-0083, 1994.
- (10) Spalart, P. R., and Allmaras, S. R., “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows,” AIAA Paper 92-0439, 1992.
- (11) Spalart, P. R., “Trends in Turbulence Treatments,” AIAA Paper 2000-2306, 2000.
- (12) Stahl, G. and Warnatz, J., “Numerical Investigation of Time Dependent Properties and Extinction of Structure of Methane and Propane Air Flame-lets,” *Combustion and Flame*, Vol. 85, 1991, pp. 285-299.
- (13) Takita, K., “Ignition and Flame-holding by Oxygen, Nitrogen and Argon Plasma Torches in Supersonic Airflow,” *Combustion and Flame*, Vol. 128, 2002, pp. 301-313.
- (14) Pointwise, Version 18.1 Release 1, Pointwise, Inc., <https://www.pointwise.com>.
- (15) 須浪, 小寺, 中橋, “スクラムジェットエンジンの混合・燃焼形態に関する考察—弱燃焼から強燃焼

への遷移過程,” 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 50, No. 576, 2002, pp. 22-29.

- (16) Yamashita, H., Shimada, M., and Takeno, T., “A Numerical Study of Flame Stability at the Transition Point of Jet Diffusion Flames,” *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 26, No.1, 1996, pp. 27-34.
- (17) Rogers, R. C., and Schexnayder, C. J., “Chemical Kinetic Analysis of Hydrogen-Air Ignition and Reaction Times,” NASA TP-1856, 1981.
- (18) Colket, M. B., and Spadaccini, L. J., “Scramjet Fuels Autoignition Study,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 2, 2001, pp. 315-323.