

CFD によるスクラムジェット飛行実験の事前解析

小寺 正敏, 須浪 徹治, 伊藤 勝宏
宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部

Pre-Flight Analysis of Scramjet Flight Experiment by CFD

by

Masatoshi Kodera, Tetsuji Sunami and Katsuhiko Itoh

ABSTRACT

In this study, CFD has been applied to the prediction of the characteristics of two scramjet engines that will be tested at Mach 8 in JAXA's flight program for 2005. The engines each has the Hyper Mixer (HM) injector, which generates streamwise vortices to enhance supersonic mixing and combustion, or the Back Step injector (BS), which generates no streamwise vortices. CFD results showed good agreements with data obtained from preflight experiments in the High Enthalpy Shock Tunnel. Comparisons between the CFD results for the two engines showed that the mixing ability of the engine with HM (HM engine) was much better than that of the engine with BS (BS engine), because streamwise vortices promoted the spread of H_2 distribution over the combustor flow path for HM engine, though the H_2 distribution concentrated near the combustor bottom wall for BS engine. Therefore combustion occurred widely in the supersonic core flow for HM engine, while ignition occurred near the injector within the bottom wall boundary layer and combustion occurred locally along the edge of the H_2 distribution for BS engine. The total pressure and heat losses were larger for HM engine than those for BS engine despite the larger amount of heat release. Thus the Thrust Potential (T_p) was superior for HM engine to that for BS engine, though T_p for HM engine decreased and approached to that for BS engine as going downstream of the combustor due to the losses dominating over the increment of heat release. This tendency was more remarkable when the nozzle with a fixed expansion ratio was applied to the engines. The changes of the free stream and wall temperatures proved to be sensitive for only the ignition point for HM engine. The change of the fuel equivalence ratio largely affected the ignition point and the heat release distribution for HM engine, while only the heat release distribution in the downstream of combustor for BS engine.

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では宇宙輸送用エンジンとして、マッハ6以上の高速域で使用可能な空気取り込み式エンジンであるスクラムジェットの研究を行っている。このエンジンはロケットが主流となる以前よりアメリカを中心に基礎研究が行われてきたが、今日まで実用に至っていない。しかしながら研究は着実に前進しており、それは最近の、豪州 Queensland 大学 (UQ) による HyShot⁽¹⁾ や NASA による X-43A⁽²⁾⁽³⁾ 等のスクラムジェットに関する飛行実験の成功に表れている。

一方、JAXA ではこれまで高温衝撃風洞 (HIEST) 等の地上実験設備や CFD を用いてエンジンの研究を行い、実績をあげてきた⁽⁴⁾。そこで研究をさらに発展させるため UQ の協力の下に HyShot を用いた飛行実験を今年予定している⁽⁵⁾。本実験ではスクラムジェットの鍵となる超音速混合促進技術に関して、JAXA が独自に開発した縦渦を用いた平行燃料噴射器⁽⁶⁾ (the Hyper Mixer injector; HM) の飛行実証を主な目的としている。さらに地上実験及び CFD の検証も重要な目的として挙げている。地上実験、CFD 及び飛行実験はそれぞれ欠点を有しており、信頼性の高いエンジンの性能及び特性評価を行うには相互に検証、補完が必要である。

飛行実験では異なる燃料噴射器を取り付けた二種類のエンジンが試験される。その噴射器の一つは HM でもう一つは比較用の形状の単純な平行燃料噴射器 (the Back Step injector; BS) である。これらエンジンの作動を確認するため、飛行実験前に HIEST を用いて想定飛行条件下で実験を行った⁽⁶⁾。しかしながら、実験では主にエンジン内壁面の圧力分布しか測定できないため、エンジン内の流れの様子や作動特性を詳細に把握することは困難である。そこで本研究では、飛行実験用エンジンの作動特性を CFD により調べる。そこでまず、想定飛行実験条件下で CFD と HIEST 結果の比較を行った後、二種類のエンジンの CFD 結果を比較しながら作動特性を調べる。

飛行実験では、エンジンを実験環境に運ぶロケットが歳差運動を行うため、エンジンに流入する気流は複雑になってくる。その結果想定される飛行条件とは異なる可能性が

ある。一方で地上実験もその困難さより気流条件の検証が不十分である。またエンジン内壁面温度も地上実験と飛行実験で異なることが予想される。したがってこのような両実験条件の違いがエンジン特性にどの程度影響を及ぼすかを事前に知っておくことが、飛行実験データ取得後、両者を比較する上で必要である。そこで、両者で異なる可能性のあるいくつかのパラメーターについて、その変化の影響を CFD で調べた結果を示す。今回は燃焼器入口主流温度、エンジン内壁面温度、燃料当量比について調べた。

Table 1: Numerical conditions

	Inlet entrance	Combustor entrance
Total enthalpy (MJ/kg)	3	
Total pressure (MPa)	14.2	
Mach number	7.65	
Velocity (m/s)	2345.	1873.
Dynamic pressure (kPa)	51.6	
Static pressure (kPa)	1.245	70.
Static temperature (K)	232.	1250.
Density (kg/m ³)	0.0187	0.204

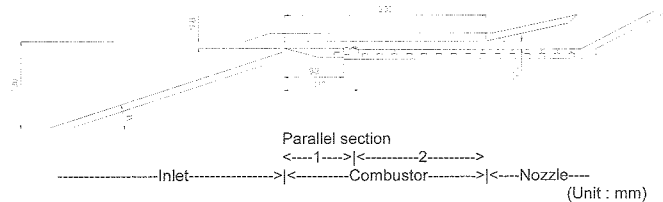


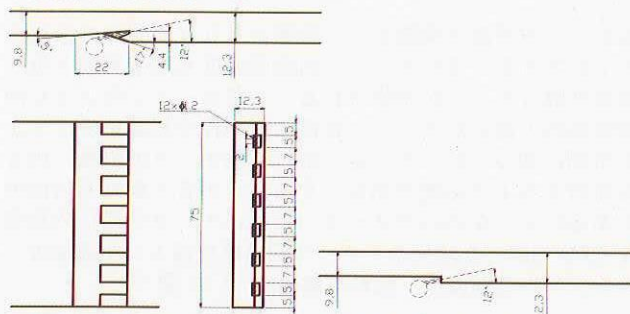
Fig.1: Side view of a scramjet engine with Hyper Mixer Injector for the flight experiment (Whole flow path is two-dimensional.)

2. エンジン

図1に飛行実験で用いられる HM 付きエンジン (HM engine) の側面から見た流路形状を示す。BS 付きエンジン (BS engine) は、燃料噴射器付近以外 HM engine と同じ形状である。図左よりエンジンはインレット、燃焼器、ノズルから構成されている。燃焼現象を理解しやすいため基本流路は二次元形状となっている。インレットはランプ角 18°、幅 196mm で気流の側方への流れ防止のためランプ壁両側に側壁フェンスを設けている。燃焼器は一定断面

積を有し長さ 300mm、幅 75mm であるが、高さの違いにより二領域に分かれる。上流側 (Parallel section 1) は入口より 88mm (BS engine では 110mm) まで高さ 9.8mm、110mm より下流 (Parallel section 2) では下壁面が一段下がって高さ 12.3mm となっており、その段差間に燃料噴射器が取り付けられる。燃焼器になるべく一様な気流を流入させるため、インレット前縁からの衝撃波はカウル (燃焼器上壁面) 前縁より上流を通過させ、さらにインレット/燃焼器下壁面間に設けられた隙間によってインレット下壁面境界層及びカウル前縁からの衝撃波を除去している。ノズルでは急膨張により反応を凍結してエンジン推力を抑制し、ロケットの飛行安定性への影響を極力小さくしている。

図 2 (a) に HM の三面図を示す。流れは図の左から右方向である。HM 前半部は 5° の二次元圧縮ランプで、後半部は圧縮ランプの延長部 (幅 5mm) と 17.5° の下向膨張ランプ (幅 7mm) がスパン方向に交互に並ぶ形状である。圧縮ランプの背面は 23° の上向ランプと下向膨張ランプで囲まれた楔型の空間となっている。これにより交互逆回転の縦渦を 12 本導入する。6 つの圧縮ランプ後縁にそれぞれ直径 1.2mm で噴射方向が主流に対して 12° の燃料噴射オリフィスを 2 つずつ設けている。図 2 (b) に縦渦無導入の BS の形状を示す。これは、流路の段差背面に HM と同じ直径、数、スパン方向位置、噴射方向の燃料噴射オリフィスを設けた単純な形状をしている。



(a) Hyper Mixer Injector (b) Back Step Injector
Fig. 2: Injector configurations (Unit : mm)

3. 解法

本研究では JAXA が開発し、スクラムジェットエンジンの燃焼計算に実績のある、非構造格子三次元反応流計算コード⁽⁷⁾を用いる。化学反応モデルには 9 化学種 17 反応モデル⁽⁸⁾を、また全域乱流とし乱流モデルには $k-\omega$ SST 二方程式モデル⁽⁹⁾を採用した。

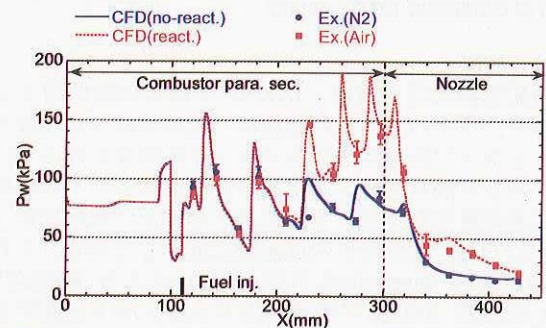
計算条件を表 1 に示す。これは飛行実験条件を想定した HIEST 実験条件である。計算は最初にインレット部分について二次元計算を行う。迎角 $\alpha=0^\circ$ の場合のインレット出口 (= 燃焼器入口) 主流条件についても表 1 に示す。この条件を基に燃焼器入口より下流領域について三次元計算を行う。この場合スパン方向領域は HM engine の場合に縦渦 1 つ入るだけの、圧縮ランプ中心線と膨張ランプ中心線の間の領域 (幅 6mm) のみとし、両端は周期境界条件を与えた。BS engine の場合も同様である。燃料は H_2 で、当量比 Φ は飛行実験条件と同様に 0.3 とした。壁面温度は 300K に固定した。三次元計算の場合、格子は壁面近傍にプリズム格子を配し、壁面垂直方向の最小格子幅は $1\mu\text{m}$ にした。一方壁面より遠方ではなるべく同じ大きさの四面体格子を配し、三方向の格子間隔はそれぞれ約 0.4mm とした。座標軸は主流方向を x 軸とし、原点は燃焼器入口に置いた。

4. 結果および考察

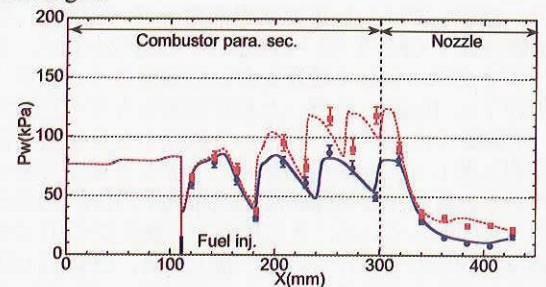
4. 1 HIEST 実験結果と CFD 結果の比較

図 3 に H_2 噴射時の燃焼器及びノズル下壁面中心線上 (HM engine の場合、膨張ランプ中心線に沿う) の圧力分布を、燃料噴射して反応有りとし無しの場合について CFD 結果と実験値を比較したものを両エンジンについて示す。ここで実験値については試験時間内の変動幅をエラーバーとして示している。また反応無しの場合については、試験気流を空気から窒素に変えることにより得ている。図よりいずれの結果についても CFD と実験値は良く一致している。したがって本計算手法および格子解像度が妥当であることが証明された。

次に、CFD の反応有りとし無しの結果を比較してみると、HM engine では $x=200\text{mm}$ 付近より差が生じており、この付近より着火したと考えられる。一方 BS engine では差が生じる場所が HM engine よりも上流側に位置し着火が早いことがわかる。燃焼による圧力増分の大きさについては、HM engine の方が BS engine よりも大きく、HM の有効性が確認できる。また CFD 結果より、両エンジンともに圧力分布は、下流に行くにしたがって増減を繰り返していることが確認できる。これは噴射器より発生する衝撃波および膨張波が燃焼器上下壁面に交互に反射することによる。この特徴は実験では測定点が少なく確認できない。したがって飛行実験ではこの特徴を捉えるために測定点を大幅に増やす必要がある。



(a) HM engine



(b) BS engine

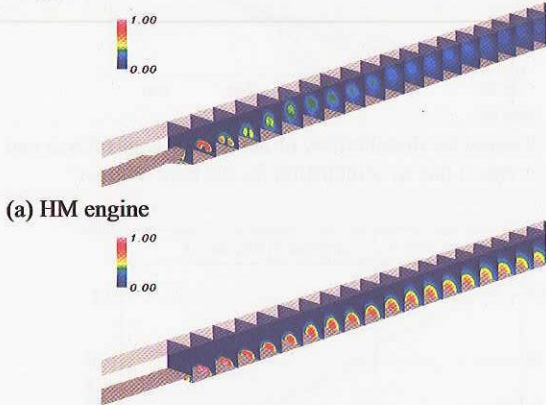
Fig. 3: Comparisons of wall pressure distributions along centerline of combustor and nozzle bottom walls between CFD and HIEST data for non-reacting and reacting cases

4. 2 HM/BS engine の流れ場の比較

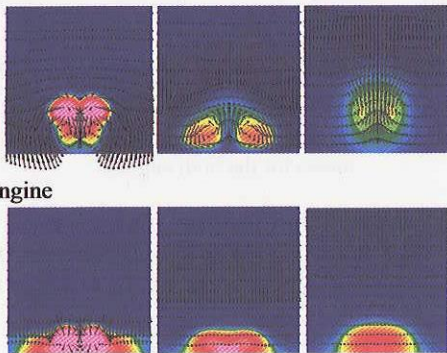
次に CFD 結果より両エンジンの特性を比較してみる。図 4 に反応無しの場合について、各流路断面上の H_2 モル分率分布を示す。流れの方向は左下から右上の方向である。HM engine について見てみると、 H_2 燃料は燃料噴射器 (図左端) 近傍では下壁面に偏って分布しているが、下流に行くにつれて上壁面方向に広がり、さらに流路全体に拡散している様子が見られる。一方で BS engine では、燃焼器全体を通して下壁面に偏った H_2 分布となっており、縦渦を用いないことにより明らかに混合が悪いように見える。

さらに詳しく混合の様子を比較するために、噴射器近くの流路断面 (噴射器からの下流方向距離 x' が 1, 20, 40mm の断面) 上の速度ベクトル図と反応無しの H_2 モル分率の分

布を重ね合わせたものを図5に示す。HM engine の場合、 $x'=1\text{mm}$ の断面について見てみると、断面中央の H_2 濃度の高い領域（圧縮ランプ後縁）から下壁面（膨張ランプ）方向に強い対流が生じているのがわかる。この流れによって縦渦が迅速に形成される。 $x'=20\text{mm}$ の断面に見られるように、 H_2 の分布は噴射器背後の強い膨張波の影響で一旦下壁面側に偏って分布する。また H_2 は2つの縦渦内に分かれて分布している。しかし $x'=40\text{mm}$ 断面では、互いに逆回転の縦渦対の巻き上がりに伴って H_2 が上壁面側に広がっている。これにより下壁面近傍に空気が入り込みより混合が促進される。また H_2 分布は縦渦対の合体により一つにまとまっている。



(a) HM engine
(b) BS engine
Fig. 4: Contours of H_2 mole fraction for non-reacting case

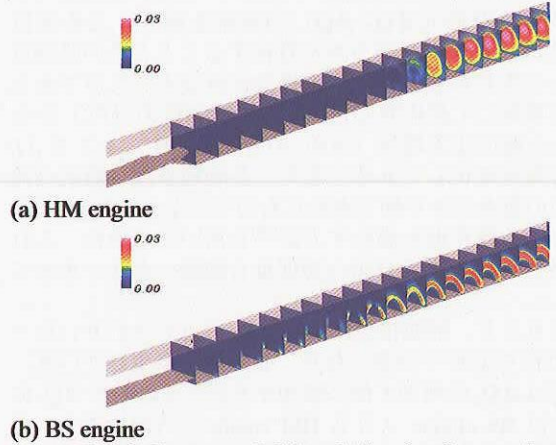


(a) HM engine
(b) BS engine
 $x'=1\text{mm}$ $x'=20\text{mm}$ $x'=40\text{mm}$
Fig. 5: Velocity vectors with contours of H_2 mole fraction near injector (x' ; Downstream distance from injector)

一方で BS engine では、 $x'=1\text{mm}$ の断面について、 H_2 は HM engine よりも幅方向に広がっている。これはステップ背後の再循環域に H_2 が取り込まれたからである。しかし下壁面付近は噴射位置と同程度の高さまで H_2 で覆われている。断面中央の燃料噴射位置よりスパン方向に離れると、 H_2 の層が薄くなり空気が下壁面近傍に流入している。この様子は下流の $x'=20, 40\text{mm}$ 断面でも見られる。

図6に燃焼時における、各流路断面上の OH モル分率分布を示す。HM engine の場合、燃料噴射器よりある程度下流の主流中で OH の分布が見られ、主流中で燃焼しているのがわかる。燃焼領域の上流側では H_2 噴流の外縁に沿って環状に OH が分布しているが、すぐ下流では H_2 噴流の内外で OH が分布し、流路断面全体に広く燃焼している様子が見られる。一方で BS engine の場合、 OH は燃料噴射器を有するステップ背後の下壁面境界層内の H_2 層両端で見られる。この領域は H_2 /空気間の混合層とステップ背後の再循環域の組み合わせにより主流中よりも混合が促進され、かつ再圧縮衝撃波の形成により着火遅れが小さくなる。その

結果、HM engine よりもかなり上流側で着火できたと考えられる。これより下流では、 H_2 層の外縁に沿って断面中央方向に OH 分布が拡大し、主流中でも燃焼が生じている。これはステップ背後からの再圧縮衝撃波が上壁面で反射してこの付近に入射したためである。この状態は下流まで続き、HM engine と比較して燃焼領域は局所的である。



(a) HM engine
(b) BS engine
Fig. 6: Contours of OH mole fraction for reacting case

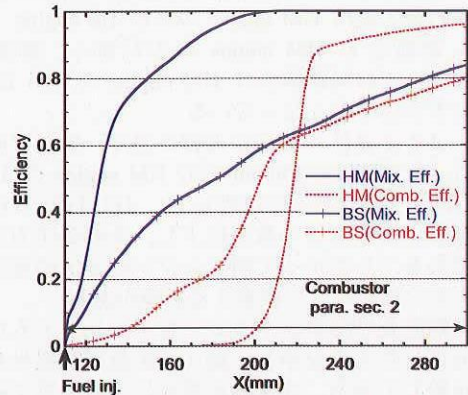


Fig. 7: Streamwise distributions of mixing and combustion efficiencies for the both engines

4. 3 HM/BS engine の性能の比較

次に性能の比較を容易にするため CFD の 3次元データを 1次元化処理し、各性能値の主流方向分布を求める。図7に両エンジンに対する混合効率 (η_m) および燃焼効率 (η_c) の分布を示す。これら効率の定義は以下の通り。

$$\eta_m = \frac{\int_A \left(\frac{\rho_{H_2} u}{\rho_{H_2} u + \rho_{air} u}\right) \cdot dA}{\int_A \rho_{H_2} u \cdot dA}, \quad \eta_c = 1 - \frac{\int_A \rho_{H_2} u \cdot dA}{\int_A \rho_{H_2} u \cdot dA}, \quad \phi = \begin{cases} \phi (\phi \geq 1) \\ 1 (\phi < 1) \end{cases} \quad (1)$$

ここで ρ は密度、 u は主流方向速度、 A は各位置での流路断面面積、 ϕ は局所当量比である。また添え字 H_2 は消費されたものも含めた H_2 である。

η_m について両エンジンを比較してみると、当初の期待通り図5, 6における流れ場の観察結果と同様に HM engine の方が BS engine よりも格段に良く、 $x < 200\text{mm}$ では約2倍高い。またその下流では100%となっている。BS engine の場合、 η_m は下流方向に HM engine と比較して緩やかに増加し、燃焼器出口 ($x=300\text{mm}$) でも100%とはならない。

一方で η_c について、先に述べたように燃焼は BS engine の方が HM engine よりも上流の燃料噴射位置 ($x=110\text{mm}$) より生じている。その下流において BS engine では η_c が最初徐々に増加し、ある位置になると大幅に増加する。これは図6で示した OH のスパン方向へ広がる位置に対応している。さらに下流で η_c は η_m に平行して増加しており、こ

の領域では混合律速になっている。HM engine では η_m に依存せず燃焼が $x=200\text{mm}$ 付近より開始する。この時 η_c が BS engine と比べて急激に増加し、下流で 100% に漸近する。このような傾向は予混合を仮定して一次元非平衡反応計算を行った時の解と良く似ている。このことから HM engine の場合、 η_m が非常に良く反応律速であることがわかる。

図 8 に η_c から求めた発熱量 (ΔQ_c)、正味の発熱量 (ΔQ) 及び両者の差 ($\Delta Q_c - \Delta Q$) の分布を示す。この差は H_2O が生成されずにラジカルが存在することとその吸熱反応によって生じたもので、解離損失とみなすことができる。また燃料噴射して反応無しを仮定した時の圧力 (P_{nr}) からの燃焼した時の圧力増分 (ΔP) の分布も示す。ここで ΔP は P_{nr} で無次元化してある。また、各物理量は一般的な流路断面内の重み付き平均で求めたものではなく、Riggins らが示している保存則を満たす方法⁽¹⁰⁾を用いて求めた。これ以降に示される一次元分布の物理量も同様の方法で求めている。

本図を見ると、解離損失により ΔQ_c の立ち上がりに比べて ΔQ の立ち上がりが遅くなり、発熱遅れが生じている。解離損失は ΔQ_c の増加と共に増加するが、その時の ΔQ_c に対する比は BS engine よりも HM engine の方が大きく、その分発熱遅れも大きい。そして ΔQ_c の増加が緩やかになった地点で最大となり、その下流では減少し再結合が進む。解離損失の最大値は HM engine の方が BS engine よりも大きい。再結合も HM engine の方が速く、燃焼器出口 ($x=300\text{mm}$) では解離損失は HM engine の方が BS engine よりもわずかに小さくなっている。

一方、 ΔP と ΔQ の傾向が非常に良く一致していることがわかる。ただし、 $x=300\text{mm}$ での HM engine の ΔP が BS engine の約 1.7 倍であるのに対して、 ΔQ は約 1.3 倍となる。これは発熱によりマッハ数が低下し、その分圧力が増加するからである。したがって両エンジンの ΔQ の差は ΔP の差ほど大きくないことに留意する必要がある。

図 9 に総圧及び総エンタルピーをインレット入口での値で無次元化したものを示し、総圧損失及び熱損失を両エンジンで比較してみる。まず総圧損失について見てみると、HM engine の場合、燃料噴射位置 ($x=110\text{mm}$) より上流で総圧損失が増加するが、これは HM の圧縮ランプからの斜め衝撃波によるものであり、その下流で主に縦渦形成によりさらに増加している。一方で BS engine の場合は、 $x=110\text{mm}$ で総圧損失が増加しているが、これは主にステップ背後の剥離渦によるものと考えられる。結果 $x=110\text{mm}$ において、総圧損失は HM engine の方が BS engine よりも約 1.1% 大きい。 $x=110\text{mm}$ より下流に行くと、HM engine よりも BS engine の総圧損失が増加するが、これは発熱によるものであり、仮に発熱がなければ両者の総圧損失の差は $x=110\text{mm}$ での差をほぼ保つ。HM engine も発熱が開始する $x=220\text{mm}$ 付近において総圧損失が増加し、結局燃焼器出口 ($x=300\text{mm}$) では HM engine の方が BS engine よりも $x=110\text{mm}$ 地点と同程度 (約 1.0%) 総圧損失が大きい。

次に熱損失について両エンジンを比較してみる。 $x=110\text{mm}$ において両者とも熱損失が増加しているが、これは総温の低い燃料を噴射したためである。その下流では HM engine の方が BS engine よりも熱損失が大きくなり、その差は $x=300\text{mm}$ で約 1.4% である。これは燃料噴射しない場合でも生じており、その差は $x=300\text{mm}$ で約 1.9% であった。この原因として HM engine の場合、図 5 で見られるように縦渦により主流中の熱が燃焼器下壁面の境界層内へ輸送されることが考えられる。燃料噴射すると、BS engine の場合図 4 に示されるように冷たい H_2 が燃焼器下壁面上を覆うため、HM engine よりも熱損失が小さくなる。一方で燃

焼すると、BS engine の場合燃焼器下壁面境界層付近でそれが生じるため、主流中で燃焼する HM engine よりも熱損失が大きくなり、先の効果が消される。

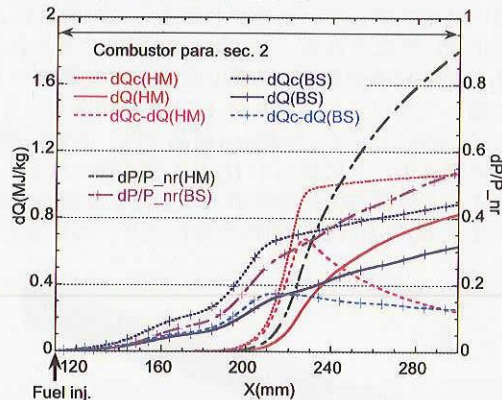


Fig. 8: Streamwise distributions of amount of heat release and pressure increment due to combustion for the both engines

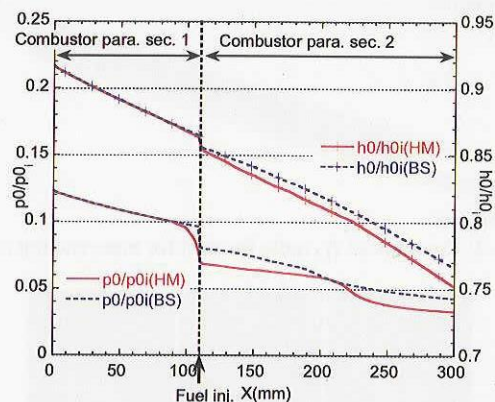


Fig. 9: Streamwise distributions of total pressure and heat losses for the both engines

図 10 に Stream Thrust Function (Sa) を両エンジンに対して、燃料噴射無し、燃料噴射して反応無し及び反応有りの各条件について求めたものを示す。 Sa の定義は以下の通りである。

$$Sa = \frac{\int_{-A}^A (\rho u^2 + P) dA}{\dot{m}_{air}} \quad (2)$$

ここで右辺分子は Impulse Function (I) であり、分母は燃焼器に流入する空気流量である。したがってその減少より燃焼器内での運動量損失 (= 抗力) を見積もることができる。

まず燃料噴射無しの条件について両エンジンを比較すると、燃料噴射位置 ($x=110\text{mm}$) より上流において HM engine の方が BS engine よりも Sa が小さくなっている。これは HM の圧縮ランプ面にかかる圧力抗力によるものである。その下流で HM engine の Sa がわずかに上昇しているが、これは HM の膨張ランプ面に働く推力を示している。一方で BS engine も $x=110\text{mm}$ でステップベース面に働く推力により Sa が上昇している。結果として $x=110\text{mm}$ で HM engine の方が BS engine よりも Sa の減少が 32m/s だけ大きい。 $x=110\text{mm}$ より下流でも、HM engine の方が BS engine よりも Sa の減少が大きく、摩擦抗力が多いことを示している。これは熱損失の場合と同様に縦渦により主流の運動量が燃焼器下壁面の境界層内に輸送されたためと考えられる。よって燃焼器出口 ($x=300\text{mm}$) では HM engine の方が BS engine よりも Sa の減少が 61m/s だけ大きくなっている。

次に燃料噴射して反応しない場合、燃料噴射しない場合に比べて、 $x=110\text{mm}$ において両エンジンともに Sa が増加しているが、これは燃料噴射による運動量増分である。

反応有りの場合、HM engine について Sa は反応無しの場合とほぼ同じである。一方で BS engine については $x=110\text{mm}$ の下流で反応無しの場合よりも Sa の減少がわずかであるが小さく、摩擦抗力が減少している。BS engine の燃焼器下壁面は、粘性係数の低い H_2 で覆われているが、それが消費されることにより摩擦抗力が増加すると考えられる。一方で燃焼後に、温度が 300K の場合 H_2 と同程度に低い粘性係数を持つ H_2O で覆われるためその効果は相殺される。また、BS engine は HM engine に比較して境界層内の運動量が小さく、逆圧力勾配に対して剥離し易くなっている。したがって燃焼による圧力上昇により、剥離域あるいは境界層内の運動量の小さい領域が拡大し、摩擦抗力が減少したと考えられる。

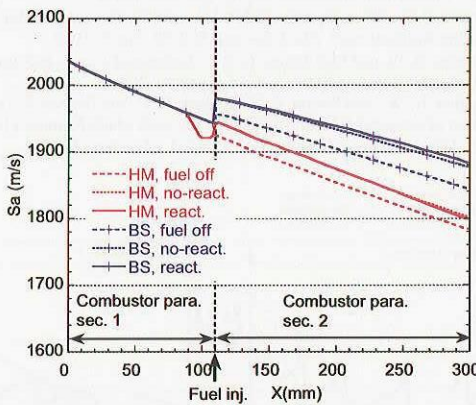


Fig. 10: Streamwise distributions of Stream Thrust Function (Sa) for the both engines

図 11 に Riggins ら⁽¹⁾ が提唱した Thrust Potential (Tp) を両エンジンについて示す。 Tp の定義は以下の通りである。

$$Tp = \frac{\int (\rho u^2 + P) dA - \int (\rho u^2 + P) dA}{\dot{m}_{air}} \quad (3)$$

ここで右辺分子第一式は燃焼器の主流方向各地点で理想ノズルを取り付けた時の I で、第二式は燃焼器入口 ($x=0\text{mm}$) での I である。理想ノズルは熱サイクルを閉じるためインレット入口静圧 (1.245kPa) まで膨張させる。その際断熱、等エントロピー、完全反応 (解離無し) を仮定し各損失を省く。ただし未消費の H_2 はさらに混合しないものとみなす。よって燃焼器の各地点で得られる最大の空気流量比推力 (インレット抗力は含まれない) を表している。なお、燃空比 f が 0.0093 であるので Tp を $9.8f$ で割ると一般的な比推力 (単位 s) となる。また、より現実的にノズル出口面積をインレット入口面積と同じにした場合 (Tp_i) と、それに反応凍結を仮定した場合 (Tp_{if})、さらに $\Delta Tp = Tp - Tp_i$ についても示す。

Tp は燃焼器入口 ($x=0\text{mm}$) より正の値を持つが、下流に行くにつれて、熱損失、総圧損失により減少する。燃料噴射位置 ($x=110\text{mm}$) より上流において、わずかであるが HM engine の方が BS engine よりも Tp が小さくなっている。これは減少の傾向が類似していることから、総圧損失の影響であると考えられる。一方で運動量損失の影響は小さい。これは、圧力増加による推力増加の効果によって相殺されるためと考えられる。 $x=110\text{mm}$ において運動量増加による Tp の増加が見られないが、これも圧力低下による推力減少の効果によって相殺されたと思われる。 $x=110\text{mm}$ より下流では、両エンジンともに Tp は発熱の効果で損失を上回り増加する。ここで発熱は Tp の定義より η_c の分布に沿

って増加する。しかし発熱の増加が緩やかになると、損失の影響が大きくなり Tp は減少に転じる。HM engine の場合 BS engine よりも発熱量が多い分 Tp の最大値は大きい。しかし Tp が減少した後は発熱の増加が小さくまた損失も大きいため Tp は大きく減少し BS engine の値に近づく。したがってその前に燃焼器長さを打ち切れば現在の燃焼器長さよりも推力性能が良くなることが期待される。一方で BS engine の場合、 $x>200\text{mm}$ では発熱による増加と損失による減少の効果が同程度で、 Tp はほぼ一定になっている。

次に Tp_i について、 $x<110\text{mm}$ において HM engine の場合に見られる総圧損失の増大による減少が Tp よりも顕著になっている。また、両エンジンともに下流での Tp_i の減少が Tp よりも大きくなっている。さらに ΔTp について見てみると、総圧損失の傾向と類似している。このことからノズル開口比が一定の場合、総圧損失の影響が増大することがわかる。これはノズル出口静圧が総圧に依存するためであり、開口比が小さいほどその効果が顕著になる。結果、 $x=300\text{mm}$ では両エンジンは同程度の値となっている。最後に Tp_{if} について見てみると、解離損失による発熱の減少により Tp_i と比べて値が大幅に減少しており、解離を抑えることが性能改善に重要であることがわかる。ノズルにおいて損失は考えず、再結合が進むことを期待すれば、 Tp_i と Tp_{if} の間に両エンジンの推力の最大値があると思われる。そして両者の優劣は再結合の程度によって左右される。

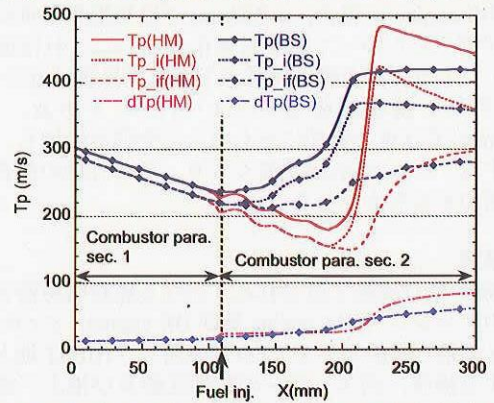


Fig. 11: Streamwise distributions of Thrust Potential (Tp) for the both engines

4. 4 実験条件の変化がエンジン特性に与える影響

最後に地上実験と飛行実験とで異なる可能性のある各パラメータについて変化を与えた場合のエンジン特性、特に燃焼特性に与える影響について調べる。

まず、燃焼器入口の主流温度について 1250K より $\pm 50\text{K}$ だけ変化させた時の影響について見てみる。ここで密度、流速は固定する。よって温度変化に伴い圧力も変化する。これはインレット計算より、飛行迎角が変化した場合、燃焼器に流入する気流の温度、圧力の変化が他のパラメータと比較して大きいことが予想されたからである。図 12 に、燃焼器下壁面圧力分布及び次元発熱量分布を両エンジンについて示す。この図より HM engine の場合、壁圧分布波形は燃焼領域 ($x>200\text{mm}$) で温度が低い場合は下流側に、高い場合は上流側に大きく変動していることがわかる。また、発熱の立ち上がり位置が圧力分布と同様に上下流に大きく変動している。一方で発熱量の分布形状自体は大きな変化が見られない。燃焼器出口 ($x=300\text{mm}$) での発熱量は温度が低いほど低下するが、その下流で三条件とも同程度になる。したがって HM engine の場合に、燃焼器入口主流温度の変化は、着火位置のみに大きく影響を与えることがわかった。これは主流中で着火することに起因している。一方で BS engine の場合は、HM engine に比べれば主流温度

の変化の影響はほとんどない。着火位置についても、境界層内で着火するため主流温度変化の影響を受けず、燃料噴射位置に固定されている。

次に壁温の変化の影響について見てみる。これは Hiest では試験時間が 5msec と短く壁温は 300K で一定と見なせるが、飛行実験の場合は試験時間が 5sec と長く壁温が燃焼により上昇することが予想されるからである。図 13 に壁温が 300K と 600K の時の壁圧及び一次元発熱量分布を比較したものを両エンジンに対して示す。この図より壁温変化の影響は主流温度変化の影響と類似していることがわかる。すなわち壁温が上昇すると、HM engine の着火位置のみが上流に移動する。これは HM engine の場合、縦渦により温度の上昇した境界層内の気流が主流中に運ばれ、主流温度が上昇するためである。

最後に燃料当量比の変化の影響について見てみる。飛行実験では、飛行迎角及び高度によりエンジン内に流入する空気流量は変化するが、 $\Phi=0.3$ で一定になるように燃料流量が制御される。しかしながらロケットの運動が複雑でありどこまで Φ が一定に保たれるか疑問が残る。そこで、図 14 に $\Phi=0.3$ より ± 0.1 だけ変化させた時の壁圧及び一次元発熱量分布を比較したものを両エンジンに対して示す。HM engine の場合、 Φ が大きいほど発熱量は多く壁圧は増加するが、着火位置は下流に移動する。これは冷たい燃料が増加することにより主流温度が低下するためである。一方で BS engine の場合、 $x < 200\text{mm}$ では発熱量は Φ によって変化せず、したがって壁圧も変化しない。これは図 5, 6 で示したように混合燃焼領域が下壁面境界層付近で H_2 層間のわずかな領域に限られているためである。しかし $x > 200\text{mm}$ では Φ の増加とともに発熱が増加し、壁圧が上昇する。これは H_2 層が厚くなり、その外縁の混合燃焼領域が増加するためである。

5. 結論

HyShot 飛行実験で試される、異なる燃料噴射器を持つ二種類のエンジン (HM engine 及び BS engine) について、マッハ 8 の飛行実験条件で CFD を適用し、HIEST 地上実験結果による検証、両エンジンの特性比較及び地上/飛行実験間で異なる可能性のあるパラメーター変化のエンジン燃焼特性への影響について検討を行った。得られた結果は以下の通りである。

- CFD は Hiest 結果と特に着火位置及び燃焼による圧力増分に関して良く一致する。
- HM engine の混合性能は、縦渦により主流中での燃料混合が促進されるため、 H_2 が燃焼器下壁面に偏っている BS engine よりも格段に良い。これにより HM engine の場合噴射器下流の主流中で広く燃焼するのに対し、BS engine の場合噴射器近傍の下壁面境界層内で着火し、下壁面側の H_2 分布の外縁で局所的に燃焼する。
- 発熱量は HM engine の方が BS engine よりも多いが、総圧損失、熱損失についても HM engine の方が BS engine よりも大きい。よって Thrust Potential は、HM engine の方が BS engine よりも優れているが、HM engine の場合燃焼器下流で発熱増加よりも損失が支配的になるため減少し、BS engine に近づく。ノズル開口比が固定された場合、総圧損失の影響が大きくなるためさらに両者の差は小さくなる。
- 燃焼器入口主流温度及び壁面温度の変化は、HM engine の着火位置に大きく影響を与える。一方燃料当量比の変化は、HM engine の場合着火位置及びその下流での発熱に大きく影響を与え、BS engine の場合着火位置は変化せず、燃焼器下流での発熱に影響を与える。

参考文献

- 1) Paul, A., "The HyShot Flight Program and How it was developed", *AIAA Paper* 2002-5248.
- 2) Ferlemann, S. M., McClinton, C. R., Rock, K. E. and Volland, R. T., "Hyper-X Mach 7 Scramjet Design, Ground Test and Flight Results", *AIAA Paper* 2005-3322.
- 3) Ferlemann, P. G., "Comparison of Hyper-X Mach 10 Scramjet Preflight Predictions and Flight Data", *AIAA Paper* 2005-3352
- 4) Chinzei, N., "Scramjet Engine Tests at NAL-KPL, Japan", *Proc. of ISABE*, 2003-1171.
- 5) 須浪, 小寺, 伊藤, 丹野, "縦渦導入型スクラムジェット機の飛行実験", 日本機械学会熱工学コンファレンス 2004 講演論文集.
- 6) 須浪, 伊藤, 小室, 佐藤, "縦渦導入型スクラムジェットエンジンの作動特性に関する研究—高温衝撃風洞によるマッハ 8 燃焼実験—", 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 53, No. 621, pp. 467-481, 2005.
- 7) Kodera, M., Sunami, T. and Nakahashi, K., "Numerical Analysis of Scramjet Combusting flows by Unstructured Hybrid Grid Method", *AIAA Paper* 2000-0886.
- 8) Stahl, G. and Warnatz, J., "Numerical Investigation of Time Dependent Properties and Extinction of Structure of Methane and Propane Air Flamelets", *Combustion and Flame* 85, pp. 285-299, 1991.
- 9) Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994.
- 10) Riggins, D. W. and McClinton, C. R., "Analysis of Losses in Supersonic Mixing and Reacting Flows", *AIAA Paper* 91-2266.
- 11) Riggins, D. W., McClinton, C. R., Rogers, R. C. and Bittner, R. D., "Investigation of Scramjet Injection Strategies for High Mach Number Flows", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 1, No. 3, May-June 1995.

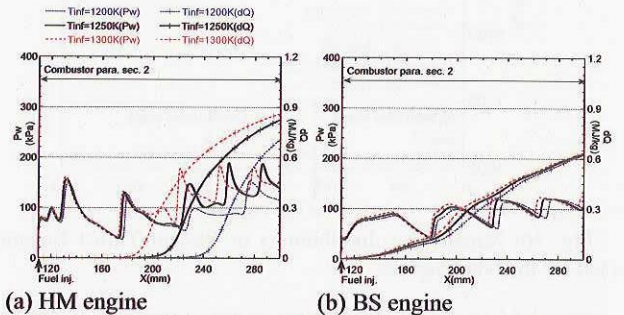


Fig. 12: Effects of changing of free stream temperature at combustor entrance on pressure and heat release distributions

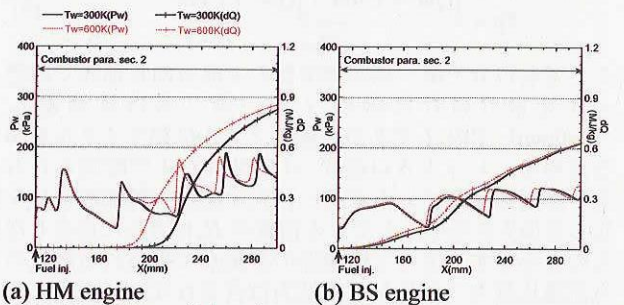


Fig. 13: Effects of changing of wall temperature on pressure and heat release distributions

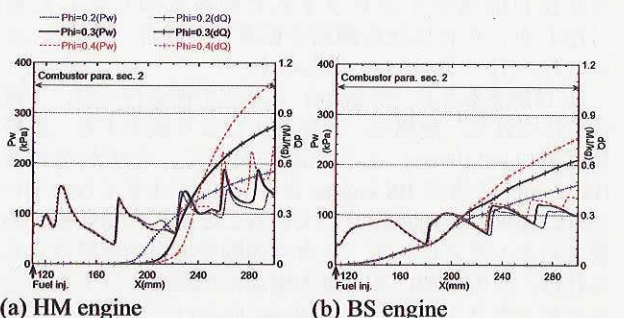


Fig. 14: Effects of changing of fuel equivalence ratio on pressure and heat release distributions