

超音速燃焼飛行試験に用いる燃焼器流路形状の検討

高橋 政浩, 富岡 定毅 (宇宙航空研究開発機構)

Flow-path Design of a Combustor Model for a Supersonic-combustion Flight Experiment

TAKAHASHI Masahiro, TOMIOKA Sadatake (Japan Aerospace Exploration Agency)

ABSTRACT

A flight-ground test comparison program is undergoing at JAXA to reveal so-called facility effects on hypersonic aerodynamics and combustion phenomena. The flight test vehicle will mount a combustor duct along its centerline, with so-called alligator type inlet with side-spillage to attain good starting characteristics. In the present paper, parametric study on flow-path design of the combustor model was conducted by CFD to examine influences of the geometry parameters, such as configurations of fuel injector holes and geometry of a flame-holding cavity, on combustion characteristics and to settle the design guideline which could enhance so-called vitiation effects on combustion. A two-staged fuel injection scheme was adopted for the combustor model and the first-stage and second-stage injection holes were installed at upstream and downstream of the flame-holding cavity, respectively. The results showed that a distance between the first-stage injection hole and the flame-holding cavity as well as the number of the injector holes at each stage would have strong influence on the combustor flow-field and its characteristics while the depth of the flame-holding cavity would have little influence.

1. はじめに

極超音速飛行システム実現のため、スクラムジェットエンジンなど極超音速空気吸込み式エンジンの研究開発が各国で盛んに進められている。その研究開発のためには、地上風洞設備を用いた燃焼試験による作動特性データ蓄積やCFDの活用が必要不可欠である。これらを最大限に活用することで、飛行試験回数を減らし、開発コストの圧縮が期待される。

しかし、試験データを実際のエンジン設計に適用するためには、風洞の気流特性が試験データに及ぼす影響、すなわち、風洞依存性を考慮する必要がある¹⁾。一例を挙げると、スクラムジェット作動条件に相当する高速気流を風洞で発生させるには、作動流体である空気を加熱して気流総温を上げる必要がある。JAXA角田に設置されたラムジェットエンジン試験設備(RJTF)は、空気加熱装置として蓄熱体加熱器と、空気流に付加した水素と酸素の燃焼により加熱する燃焼加熱器(Vitiation Air Heater; VAH)を有しているが、過去の試験において、試験気流の加熱方法の違いによりエンジン燃焼試験結果に差異が生じることがわかっている²⁾。これは、燃焼加熱時に試験気流中に混入する水蒸気の影響によるものと考えられる。特に、マッハ数6を超える高速作動条件では高温流を得るのにVAHに頼らざるを得ず、風洞依存性の問題は避けられない。そこで、JAXAは、風洞試験気流の乱れや組成の違いが燃焼に及ぼす影響を明らかにし、風洞試験データから実飛行データを推定できるツールを構築する研究を開始した。最終的に超音速燃焼に関する飛行試験を実施し、実飛行データによるツールの検証を行う計画である¹⁾。

先報³⁾では、この飛行試験に用いる燃焼器供試体の流

路設計指針を得るため、飛行試験と地上設備試験におけるエンジン流入気流組成の違いが燃焼過程に及ぼす影響が、壁圧計測等で明確に検知できる差となって現れる燃焼器流路形状を一次元解析および3D-CFDにより検討した。検討開始当初は、燃料噴射器と保炎キャビティが設置される長さ300 mmの定断面矩形流路部と、その下流に接続された拡大矩形流路部からなる燃焼器を基本形状として検討を進めた。しかし、本飛行試験で狙う超音速燃焼モード作動とするには、燃料当量比を0.3まで下げなければならず、その場合、燃焼圧力が低く、壁圧計測で識別できる燃焼圧力の差を得ることが困難であると予想された。一次元解析で示されたように、気流組成の違いによる燃焼圧力の明確な差を得るには、適度な当量比の燃料を供給する必要がある。そこで、次に、当量比を上げて超音速燃焼モードを維持できる流路形状について検討した。そして、飛行マッハ数8条件で、当量比1の燃料を供給し、超音速燃焼モードを維持しつつ燃焼効率0.7以上の高性能を達成した米豪共同実施の飛行試験HIFiRE Flight 2 (HF2)⁴⁾で用いられた燃焼器流路形状に、本飛行試験の試験条件や設計要求に合うよう変更を加える検討を実施し、候補形状の一例を示した。

本報では、上記のHF2燃焼器をベースとした流路形状検討の中で行った、燃料噴射孔形態および保炎キャビティ形状が燃焼器作動特性に及ぼす影響についての評価結果を報告する。

2. 飛行試験機と燃焼器供試体の概要

飛行試験機および燃焼器供試体の概要を図1に示す¹⁾。燃焼器供試体は、空気取入口および分離部(Isolator)と

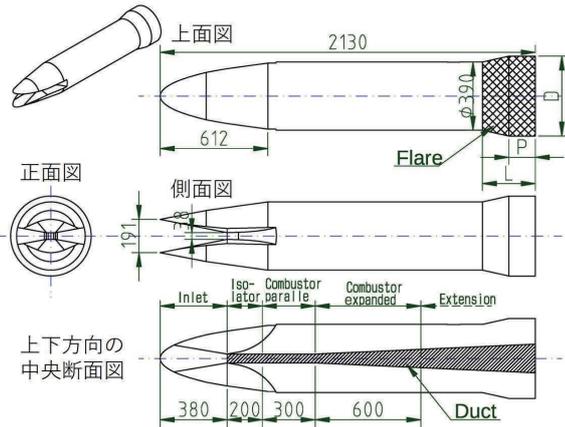


図1 飛行試験機および燃焼器供試体の概要¹⁾

ともに、試験機の中心軸上に設置される。空気取入口は、縮流比5の上下対称ランプ圧縮型で、長さ380 mm、入口と出口の流路高さはそれぞれ190.5 mmと38.1 mm、出口幅は50.8 mmである。側板は分離部入口から始まり、空気取入口からの漏れ流れを許容する構造となっている。分離部は、長さ200 mmの定断面矩形流路である。燃焼器内の圧力上昇により生じた擬似衝撃波などが空気取入口まで遡りエンジン不始動に陥ることを防ぐために設けられる。検討対象である燃焼器は、分離部の下流に接続される。図1には長さ300 mmの定断面矩形流路部(Combustor parallel)と拡大矩形流路部(Combustor expanded)からなる検討初期の形状が示されているが、HF2燃焼器をベースとした本報の燃焼器は、定断面部を持たず、燃焼器全体が半開き角1.3度の拡大矩形流路である。拡大流路は、燃焼の進行に伴う圧力上昇を流れの膨張により緩和するものであり、高圧領域の上流遡りを抑える効果が期待される。

近年、スクラムジェット用燃料として、水素燃料に比べて、高密度で体積当たりの燃焼エネルギーが大きい炭化水素系燃料が用いられる傾向にある。そのため、本飛行試験では、炭化水素の中で反応性が良く、また、ジェット燃料の熱分解主要成分の一つであるエチレン(C_2H_4)を燃料として用いる。

3. 数値解法

本研究では、超音速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。

先述の通り、本研究ではエチレン(C_2H_4)を燃料として用いる。先報³⁾では、燃焼器流入気流の組成の違いが燃焼に及ぼす影響を評価することが目的であり、燃焼反応過程を精度よく再現することが重要であったため、31化学種を考慮した詳細なskeletal反応機構を用いたが、ここでは、計算コストを抑えて評価解析を効率的に実施するため、Hassanらの3段総括反応機構⁶⁾を用いた。この総括反応機構では、 C_2H_4 、 CO 、 CO_2 、 H_2 、 H_2O 、

O_2 、および、 N_2 (不活性)の7化学種が考慮される。過去に行った本数値解法の検証解析^{7,8)}において、本総括反応機構を用いた解析結果は、Skeletal反応機構を用いた結果と概ねよく一致することを確認している。

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⁹⁾を用いた。また、乱流拡散混合の寄与を調整する乱流Schmidt数(Sc_T)は、燃焼CFDの結果に強く影響するパラメータの一つである。ここでは、検証解析^{7,8)}においてCFDと試験結果との良い一致が得られた $Sc_T=0.3$ を用いた。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。

4. 解析結果および考察

4.1. 燃焼器流路形状

今回評価した燃焼器流路形状を図2に示す。エンジン軸方向をX軸、スパン方向をY軸、高さ方向をZ軸と定義した。また、X軸の原点は分離部入口とした。燃焼器入口は $X=200$ mmである。なお、図2の燃焼器下流端位置は、計算コスト低減のため、実際の燃焼器より短く設定している。

図2(1)に示した形状Aは、HF2燃焼器^{4,10)}のZ方向断面形状を1.5倍した相似形状であり、本評価における基準形状である。HF2燃焼器および本燃焼器の入口高さはそれぞれ25.4 mmおよび38.1 mmである。なお、HF2燃焼器と本燃焼器の入口断面アスペクト比はそれぞれ4と1.33と大きく異なるため、噴射孔間隔などY方向の相

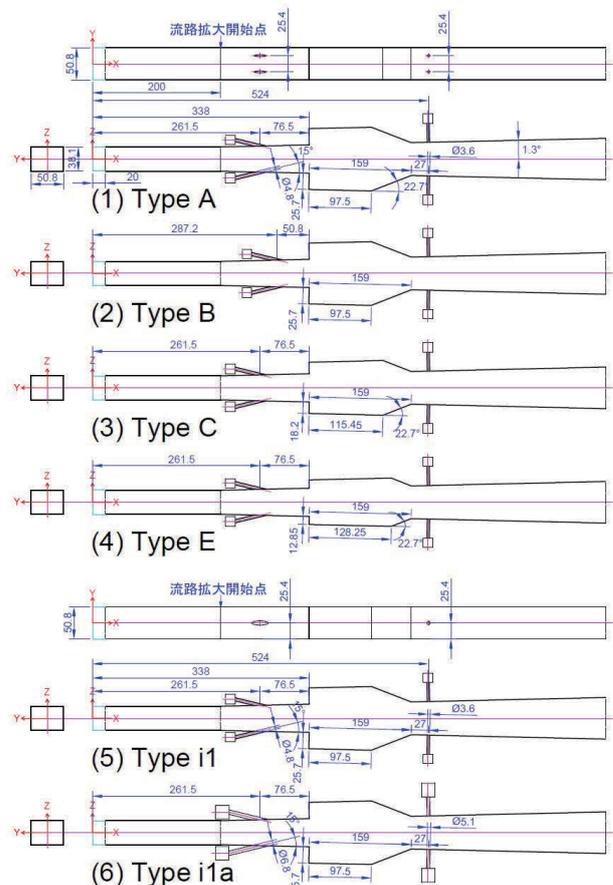


図2 燃焼器流路形状

似性は考慮していない。低アスペクト比の本燃焼器は、HF2燃焼器より、断面内コーナー部で生じる境界層剥離などの影響を強く受けることが予想される。基本形状は、Z方向に半開き角1.3度で拡大する矩形流路である。天板と底板に取付けられる保炎キャビティの形状は、開口部長さ $L_0=159$ mm、深さ $D_0=25.7$ mm、後端ランプ角22.7度である。また、キャビティ上流端位置は $X=338$ mmである。燃料噴射は2段式で、1段目噴射孔は $X=261.5$ mmに、2段目噴射孔は $X=524$ mmに設置される。1段目噴射孔からキャビティ上流端までの距離は76.5 mmで、これはキャビティ深さ D_0 の約3倍である。一方、キャビティランプ後端から2段目噴射孔までの距離は27mm ($1.05D_0$)である。1段目および2段目の噴射角は、壁面に対してそれぞれ15度および90度である。基準形状では、1段目と2段目の噴射孔はそれぞれ2個ずつ25.4 mmの間隔をあけて配置される。噴射孔の直径は、1段目が4.8 mm、2段目が3.6 mmである。

燃焼特性に対する影響を評価する形状パラメータは、(1) 1段目噴射孔のX方向位置(X_{i1})、(2) キャビティ深さ(D)、(3) 噴射孔の配置および孔径(D_{i1} , D_{i2})の3項目である。

1段目噴射孔のX方向位置の変更は、噴射孔とキャビティとの相対位置の影響を調べるのが目的である。HF2燃焼器形状の特徴として、大型キャビティの採用と、1段目噴射孔とキャビティ間の距離が長いことが挙げられる。著者の知る限り、設計理由について物理的に説明した文献はないが、HF2燃焼器が高当量比・高燃焼効率の燃焼状態と超音速燃焼モードの維持を両立できるのは、1段目噴射燃料やその燃焼に起因して生じる衝撃波や圧力上昇の影響を、主流とキャビティ内再循環領域とが膨張・収縮することで緩和しているためではないかと推測される。図2(2)に示した形状Bは、1段目噴射位置を25.7 mm ($1D_0$)下流へ移動したものであり、1段目噴射に伴う気流擾乱がキャビティ(特に後端ランプ面)に近づくことの影響を評価する。

キャビティ深さの変更も、キャビティの気流擾乱緩和効果を調べるのが目的である。形状C(図2(3))、および、形状E(図2(4))のキャビティ深さはそれぞれ18.2 mm ($0.71D_0$)および12.85 mm ($0.5D_0$)である。キャビティの開口部長さと後端ランプ角は形状Aと同じである。形状Aを含めた3形状について比較する。

噴射孔の数および直径の変更は、本燃焼器の断面形状が低アスペクト比であり燃料噴射流とコーナー付近の流れとの干渉が強いと予想されること、また、孔径や燃料噴射流の運動量は燃料貫通高さに影響するパラ

メータであることから評価項目とした。形状Aに対して、形状i1(図2(5))は、1段目および2段目ともに噴射孔の径は変えず、孔数を2個から1個に減らし、Y方向中央($Y=0$ mm)に配置したものである。燃料流量が同じ場合、噴射孔の総面積が半分になるため質量流束は2倍になる。一方、形状i1a(図2(6))は、形状i1の1段目および2段目の噴射孔径をそれぞれ $\sqrt{2}$ 倍し、各段の噴射孔総面積を形状Aの値と同じにしたものである。なお、燃焼器流路の拡大角、各段の燃料噴射角、2段目噴射孔のX方向位置、キャビティの開口部長さと後端ランプ角は全形状で共通とした。また、1段目噴射孔と2段目噴射孔の個数は常に同じとし、両者の断面積比も一定とした。各形態の形状パラメータを表1に示す。

4.2. 計算格子および境界条件

形状Cの計算格子を図3に示す。計算領域は図2に示した分離部と燃焼器を含む範囲であり、分離部入口から20 mm下流位置を上流境界とした。また、流路形状の対称性および迎角0度であることから、Y方向及びZ方向の中央面に対称境界条件を与え、計算領域を流路の1/4空間のみに限定することで計算コスト低減を図った。計算格子の総要素数は330~380万要素、壁近傍の最小格子幅は10 μ である。

本検討では、飛行試験時の燃焼器流れを想定した。燃焼器CFDの上流境界条件は、飛行試験期間の代表条件に対して、空気取入口と分離部を含む試験機前胴部周り流れの非燃焼CFDを事前に行い、境界断面内の主要物理量分布を取得してこれを与えた。ここで、飛行試験期間の代表条件は、飛行マッハ数6.1、飛行動圧62.5 kPa、迎角0度である。一方、燃焼器CFDの下流境界には0次外挿による流出条件を与えた。燃焼器壁面はnon-slip/等温壁を仮定し、壁温は700 Kとした。燃料は常温 C_2H_4 ガスである。各噴射孔の供給ポート上流端にマニホールドを設け、その流入境界に燃料当量比に応じた質量流量と温度を与えた。総当量比は0.5、1段目と2段目の当量比はそれぞれ0.25ずつとした。

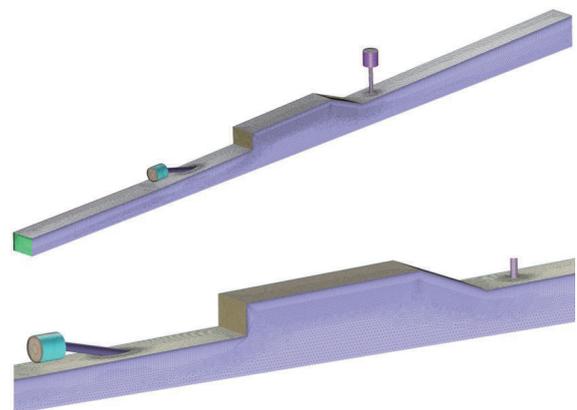


図3 計算格子の例(形状C)

4.3. 燃焼器流れ場の概要

形状Aの静温、マッハ数、および、当量比の断面分布を図4に示す。また、壁圧分布と壁面流跡線を図5に、静温を色で表示した流跡線($Y \geq 0$ mmの半空間のみ表示)を図6に示す。燃焼による温度上昇が顕著なのは、

表1 燃焼器形態と形状パラメータ

Type	Cavity D, mm	Primary injector			Secondary injector	
		Number	D_{i1} , mm	X_{i1} , mm	Number	D_{i2} , mm
A	25.7	2	4.8	261.5	2	3.6
B	25.7	2	4.8	287.2	2	3.6
C	18.2	2	4.8	261.5	2	3.6
E	12.85	2	4.8	261.5	2	3.6
i1	25.7	1	4.8	261.5	1	3.6
i1a	25.7	1	6.8	261.5	1	5.1

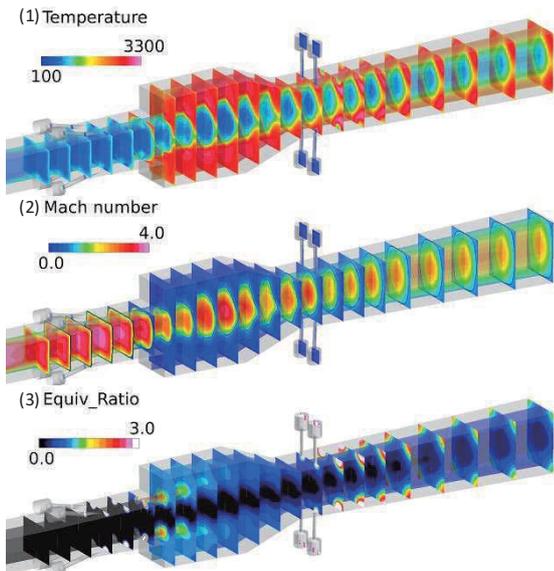


図4 静温、マッハ数、当量比の断面分布 (形状A)

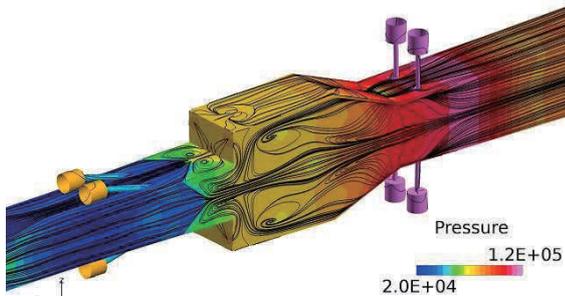


図5 壁圧分布と壁面流跡線 (形状A)

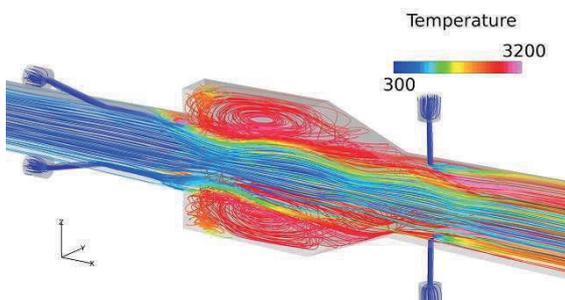


図6 静温をカラー表示した流跡線 (形状A; 半空間)

キャビティ内および断面内コーナー部付近である。一方、高マッハ数領域は各断面の中央に分布しており、主流空気が超音速を維持したまま燃焼器中央を流れていることがわかる。特徴的なのは、高マッハ数領域の広さがX方向位置により変化することである。高マッハ数領域は、キャビティ上流端付近でZ方向に縮小し、キャビティ中間位置付近で一度拡大して、キャビティ後端ランプ部で再び縮小している。また、2段目噴射位置の直下流でもマッハ数の一時的な低下が見られる。当量比分布は、1段目燃料が、2個の噴射孔より噴射された後、Y方向中央面に接近して一つにまとまり、キャビティ領域で急速に拡散していること、また、2段目燃料が断面内コーナー部に集中して分布していることを示している。図5の壁圧分布と壁面流跡線からは、キ

ャビティ内の圧力上昇により、キャビティより上流の断面内コーナー部付近で境界層剥離が起きていることがわかる。図4の静温分布で、キャビティ内の高温領域が、キャビティ上流端より上流のコーナー部付近に広がっているのは、この境界層剥離に伴う逆流のためである。図6の流跡線からは、キャビティ内の再循環領域や、超音速主流が膨張と縮流を繰り返す様子、また、前述の境界層剥離や高温ガスの逆流の様子がよくわかる。

4.4.1 段目噴射孔位置の影響 (形状A、Bの比較)

まず、1段目噴射位置を形状Aより25.7 mm下流に移動した形状Bと形状Aとの比較より、1段目噴射孔位置が燃焼器特性に及ぼす影響を検討した。

形状Bの静温とマッハ数の断面分布を図7に、また、壁面流跡線と流跡線をそれぞれ図8と図9に示す。形状Bの流れ場構造は、基本的に形状Aと同じであるが、形状Aとの違いとして、キャビティ内の壁圧が高く、境界層剥離が1段目噴射孔位置の上流まで遡っていることが挙げられる。ただし、形状Aの場合と同様、流路中央の主流は超音速に維持されており、亜音速燃焼モ

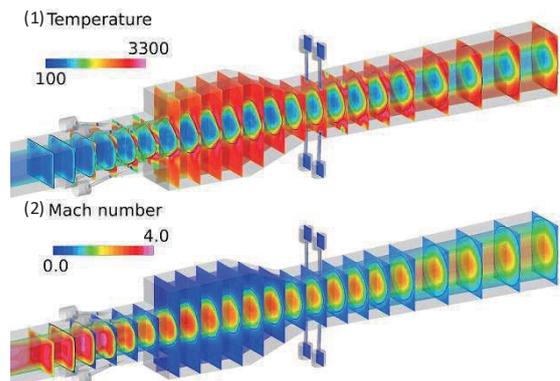


図7 静温、マッハ数の断面分布 (形状B)

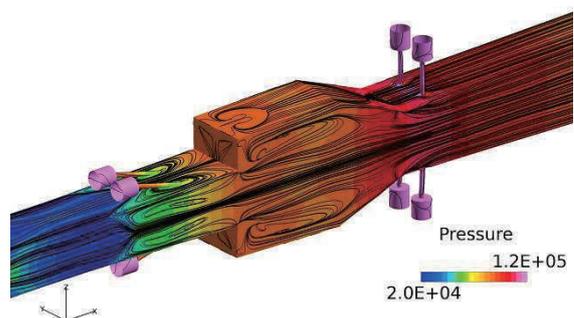


図8 壁圧分布と壁面流跡線 (形状B)

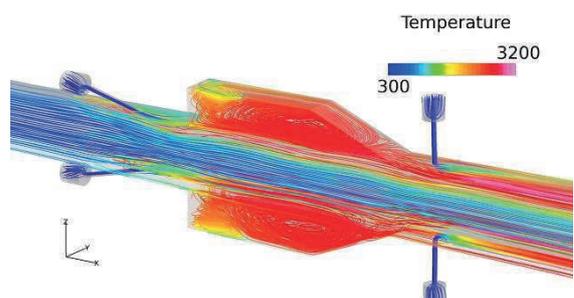


図9 静温をカラー表示した流跡線 (形状B; 半空間)

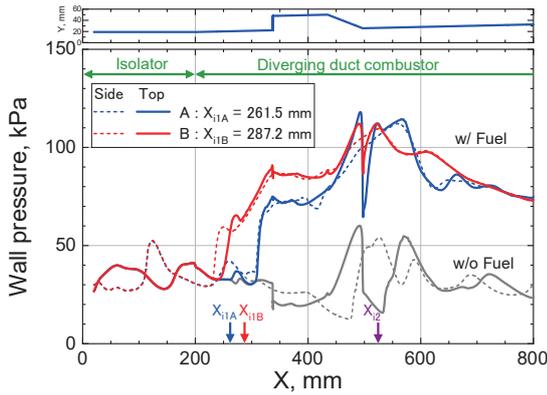


図 10 壁圧分布の比較 (形状 A、形状 B)

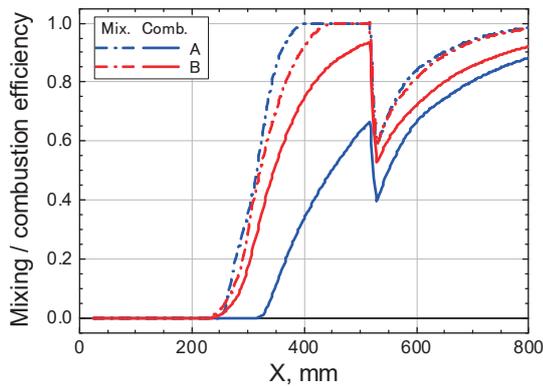


図 11 混合効率、燃焼効率の比較 (形状 A、形状 B)

ードへの遷移は起きていない。

図10は、壁圧分布の比較である。青が形状A、赤が形状Bの結果を示す。なお、燃料噴射なしの場合の壁圧分布も灰色で示した。また、太い実線は天板の中央 ($Y=0$ mm)、細い破線は側板の中央 ($Z=0$ mm)の壁圧分布を表す。壁圧分布図の上方に燃焼器形状も示した。形状Bのキャビティ底面の壁圧は、形状Aの値より約15kPa高く、形状Bの境界層剥離が形状Aの場合より上流まで広がるのはそのためである。一方、キャビティ後端ランプ面からその下流域では、両形状の壁圧はほぼ同レベルであった。

次に、混合効率および燃焼効率の比較を図11に示す。混合効率は、各X方向断面内で、化学量論比相当の燃料量の質量流束重み付け積分値を燃焼参加しうる燃料量とし、その全燃料量の積分値に対する比で定義した。また、燃焼効率は、各断面内で得られた燃焼発熱量と、全燃料が完全混合かつ理想燃焼した場合の燃焼発熱量との比で定義した。X=524 mm付近で両効率が同時に低下するのは2段目燃料噴射の影響による。形状Aと形状Bの結果で最も顕著に異なるのは1段目燃料の燃焼効率である。形状Bの混合効率の上昇は、形状Aより若干遅いものの、燃焼効率の上昇は、形状Aよりずっと速い。2段目噴射位置の直上流で、形状Bの燃焼効率は0.93であり、形状Aの0.66を大きく上回っている。形状Bのキャビティ底面部壁圧が高いのは、燃焼効率が高いためである。

1段目噴射孔位置を25.7 mm下流へ移動したことで、形状Bの流れ場が、形状Aの流れ場と大きく異なった原

因については、形状Aの超音速主流に見られる断面積変化領域とキャビティ後端ランプ面との位置関係の違いが原因と考えている。超音速主流の断面積変化は、1段目噴射燃料流周りに生じた衝撃波が、主流の中央面と外縁せん断層の間で入射・反射を繰り返すことで生じている。形状Aの場合、主流断面積は、後端ランプ面の upstream よりやや upstream 位置で拡大した後、後端ランプ面付近では縮小傾向にある。そのため、主流外縁の流線と後端ランプ面との角度差が小さく、両者の干渉は小さいと考えられる。一方、1段目噴射孔を下流に移動した場合、主流の拡大領域が後端ランプ面に接近し、主流外縁流線とランプ面の角度差が増加する。その結果、後端ランプ面付近での流れの圧縮および減速が強くなり、顕著な圧力上昇や流れ場構造の変化が引き起こされたものと推測される。

4.5. キャビティ深さの影響 (形状 A、C、E の比較)

次に、形状A、形状Cおよび形状Eの比較より、キャビティ深さが燃焼器特性に及ぼす影響を検討した。しかし、予想に反して、キャビティ深さを変えても、キャビティ内の再循環領域を除いて、燃焼器流れ場に大きな変化は見られなかった。

3形状の壁圧分布の比較を図12に、混合効率と燃焼効率の比較を図13に示す。3形状の壁圧、混合効率および燃焼効率のX方向分布に有意差は見られない。

詳しく検証するため、X=400 mm、Y=0 mmにおけるX方向速度成分、静温および静圧のZ方向分布の比較を

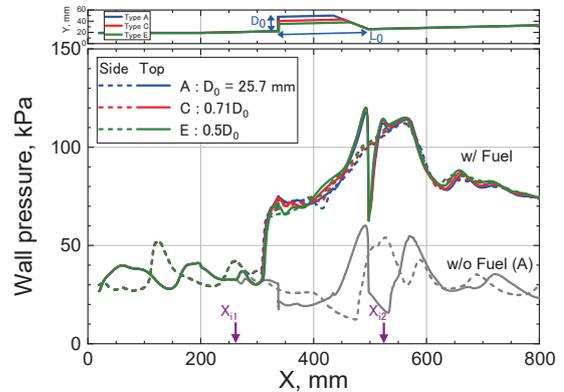


図 12 壁圧分布の比較 (形状 A、形状 C、形状 E)

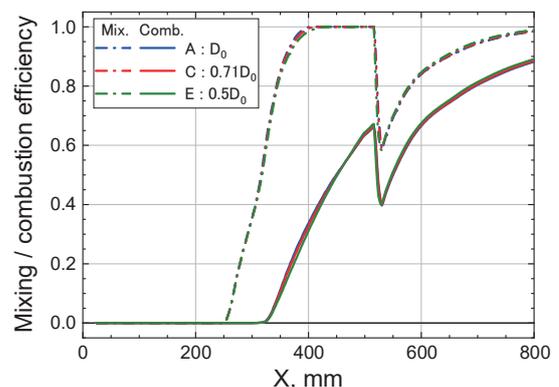


図 13 混合効率、燃焼効率の比較 (形状 A、形状 C、形状 E)

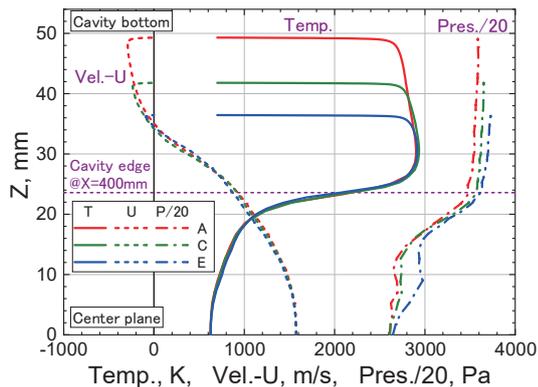


図 14 流速 X 軸成分、静温、静圧の Z 方向分布の比較 (形状 A、形状 C、形状 E ; X=400 mm、Y=0 mm)

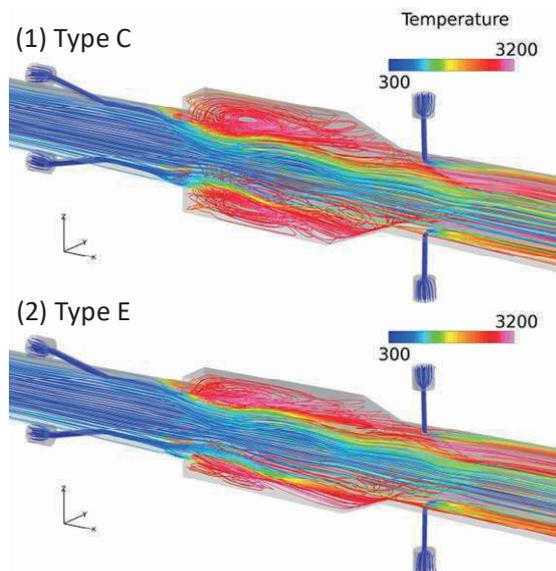


図 15 静温をカラー表示した流跡線 (形状 C、形状 E ; 半空間)

図14に示す。破線で示した $Z=23.8\text{ mm}$ は、 $X=400\text{ mm}$ 位置におけるキャビティ開口部高さである。キャビティが最も浅い形状Eのキャビティ底面位置付近まで、3形状の各物理量分布はよく一致した。また、結果を示していないが、3形状の各物理量の断面分布にも有意差は見られなかった。

キャビティ深さを変えたことで唯一影響を受けたのは、キャビティ内の再循環流であった。形状Cと形状Eの流跡線を図15に示す。最も深いキャビティを持つ形状A (図6)の場合、主にY軸に平行な渦中心軸をもつ循環流が形成されるのに対し、最も浅いキャビティを持つ形状Eでは、Z軸に平行な渦中心軸をもつ循環流が形成されている。形状Eのキャビティ深さ12.85mmは、Y軸に平行な渦中心軸を持つ循環流を形成するのに十分な深さではなかったと推測される。なお、形状Aのキャビティ深さは25.7 mmであり、これは燃焼器幅の半分25.4 mmとほぼ等しい。キャビティ深さの異なる形状Aと形状Eで、回転面は異なるが同規模の循環流が形成されていることになる。この知見は、キャビティ保炎器内の着火特性を検討する際に基本パラメータとなる燃料滞留時間の評価に注意を要することを示唆している。

キャビティ深さを変えても燃焼器流れ場に大きな違いが見られなかった理由については検討を継続している。

4.6. 噴射孔の配置・孔径の影響 (形状 A、i1、i1a の比較)

最後に、1段目および2段目に噴射孔を2個ずつ設置した形状Aに対して、噴射孔径を変えず噴射孔数を各1個にしてY方向中央に配置した形状i1、および、孔径を $\sqrt{2}$ 倍して噴射孔の総面積を形状Aと同じにした形状i1aの燃焼器流れ場を比較し、噴射孔形態が燃焼器特性に及ぼす影響を検討した。

形状i1および形状i1aの静温、マッハ数、当量比の断面分布を図16および図17に示す。また、両形状の壁面流跡線および流跡線の比較をそれぞれ図18および図19に示す。

各段の噴射孔を2個から1個に変更してY方向中央に配置したことによる燃焼器流れ場の最も顕著な変化は、

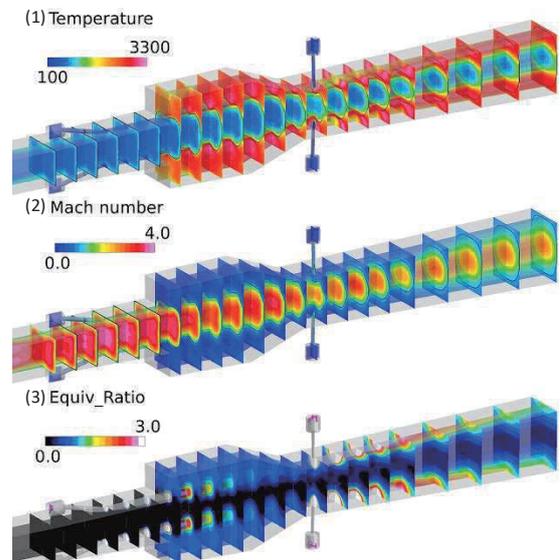


図 16 静温、マッハ数、当量比の断面分布 (形状 i1)

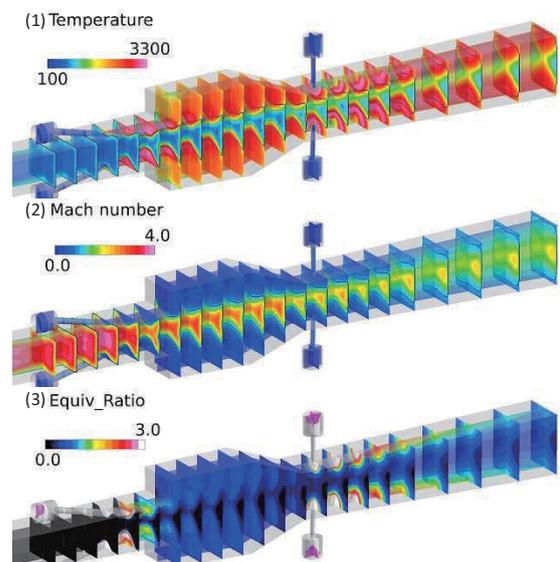


図 17 静温、マッハ数、当量比の断面分布 (形状 i1a)

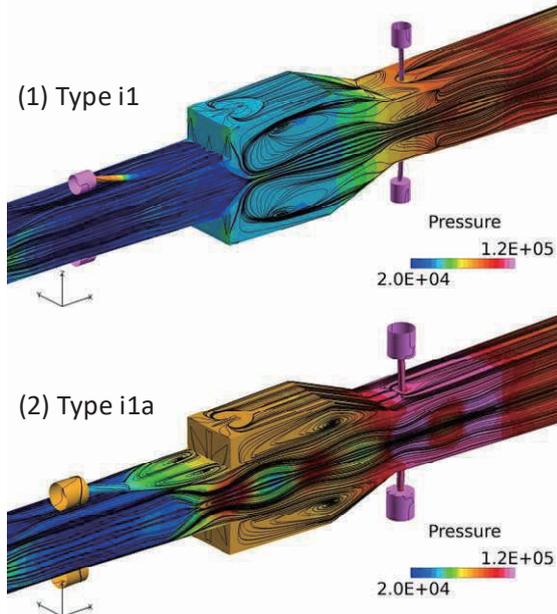


図 18 壁圧分布と壁面流跡線 (形状 i1、形状 i1a)

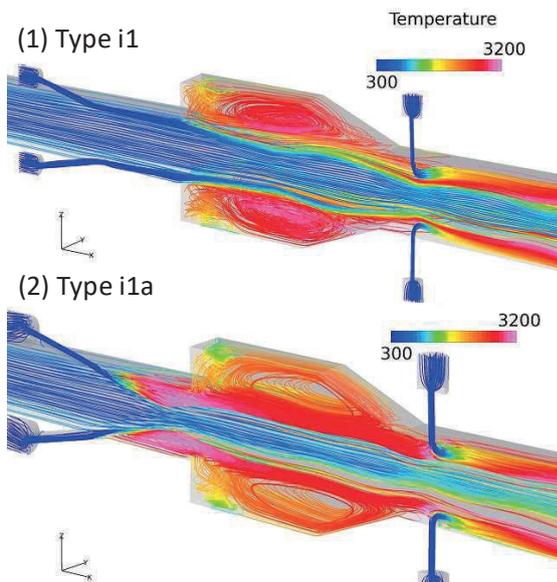


図 19 静温をカラー表示した流跡線 (形状 i1、形状 i1a ; 半空間)

超音速主流と燃焼ガス流の断面内分布の変化である。噴射孔が2個ずつの場合、超音速主流が流路断面の中央部を流れ、燃焼ガス流がその周囲を取り囲む構造となる。一方、噴射孔を1個にしてY方向中央に配置した場合、超音速主流はZ方向中央を流れ、燃焼ガス流がその上下を流れる層状構造となった。これは、噴射孔が2個ずつの場合、燃料流および燃焼ガス流がY方向中央からコーナー部の方へ押しやられ、さらに、側壁に沿って超音速主流を取り囲むように流れようとするのに対し、噴射孔が1個の場合には、主流内に貫入しようとする燃料流および燃焼ガス流が超音速主流に押し返され、天板および底板に沿ってY方向に広がるためと考えられる。

基準孔径のまま孔数を減らした形状i1では、燃焼が

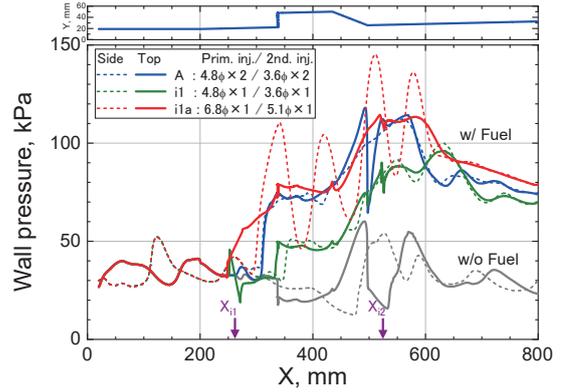


図 20 壁圧分布の比較 (形状 A、形状 i1、形状 i1a)

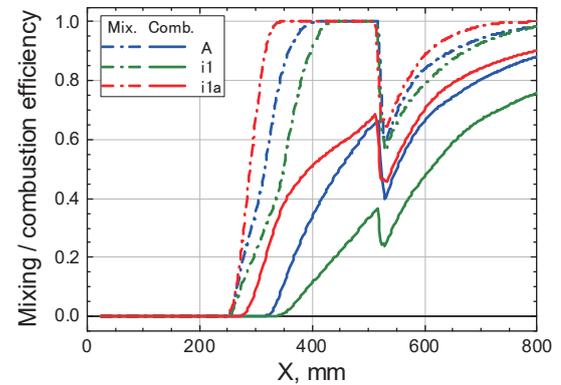


図 21 混合効率、燃焼効率の比較 (形状 A、形状 i1、形状 i1a)

著しく弱くなっている。図18を見ると、形状i1のキャビティ内壁圧は形状Aや形状i1aの値より大幅に低く、その結果、形状i1以外の形状で見られたキャビティ上流側の境界層剥離が、形状i1では発生していない。一方、孔径を $\sqrt{2}$ 倍した形状i1aでは、図17の静温断面分布で高温領域が広範囲に広がっていることから、燃焼が顕著に促進されていることが確認できる。図19に示した形状i1aの流跡線を見ると、1段目噴射孔の直下流に循環流が形成され、その中で燃焼が直ちに始まり高温領域となっているのが特徴である。一方、マッハ数の断面分布では、超音速主流領域が著しく縮小し、各断面内の最高マッハ数も低下している。また、天板および底板付近の燃焼ガス流がY方向中央で突出し、超音速主流を側壁方向に押しやるため、マッハ数の高い領域は側壁近傍のみに存在している。

より詳しく検討するため、各形状の壁圧分布の比較を図20に、混合効率と燃焼効率の比較を図21に示す。形状i1では、燃焼による圧力上昇がキャビティ上流端位置付近から始まり、キャビティ部の壁圧は他の形状より大幅に低い。しかし、下流境界付近になると他形状との壁圧差はずっと小さくなる。一方、形状i1aの壁圧は、3形状の中で最も高い。また、形状i1aの側壁上の壁圧分布には、他形状の結果にはない大きな変動が生じている。この壁圧の大きな変動は、図18に示した形状i1aの壁圧分布の側壁面上にも現れている。これは、形状i1aでは、燃焼ガス流によって側壁の方へ押しやら

れた超音速主流が、Z方向に膨張と縮流を繰返しなが
 ら流れることで生じた圧力変化である。図21に示した混
 合効率および燃焼効率の比較でも、形状i1aは、1段目
 燃料の混合効率および燃焼効率の上昇が最も速く、2
 段目燃料噴射以降も混合効率と燃焼効率が最も高い。
 逆に、形状i1は、混合効率と燃焼効率が最も低く、特
 に、1段目燃料の燃焼効率の上昇が著しく遅い。この比
 較より、噴射孔の配置および孔径が燃焼器流れに大き
 く影響する形状パラメータであることが示された。

5. まとめ

極超音速空気吸込み式エンジンの研究開発における
 風洞依存性を解明する研究の一環として、超音速燃焼
 に関する実飛行データ取得を目的とした飛行試験機に
 搭載する超音速燃焼器の流路形状についてCFDにより
 検討した。燃焼器流路形状に対する設計要求は、飛行
 条件と地上試験条件において壁圧計測で明確に検知で
 きる差を生み出せることである。

高当量比かつ高燃焼効率での作動と超音速燃焼モー
 ドの維持を両立したHIFiRE 2燃焼器の流路形状をベー
 スに、本飛行試験の試験条件および設計要求に適合す
 るよう設計変更を検討した。

燃焼特性に対する影響を評価した形状パラメータは、
 1段目噴射孔のX方向位置、キャビティ深さ、および、
 噴射孔の配置と孔径の3項目である。

保炎キャビティに対する1段目噴射孔のX方向位置、
 および、各段の噴射孔のY方向配置と孔径は、燃焼器
 流れ場に強く影響した。一方、キャビティ深さを変え
 ても燃焼器流れ場に顕著な変化は見られなかった。

現在、本検討で評価した流路形状を持つ地上燃焼試
 験用燃焼器供試体を製作中である。今後、地上燃焼試
 験を実施し、燃焼器流路形状の選定およびCFDの検証
 を行う。

謝辞

JAXA研究開発部門第三研究ユニット 清水太郎氏、
 並びに、(株)計算力学研究センター 青野淳也氏には
 LS-FLOWの提供、利用支援および有益なご助言をいた
 だいた。また、(株)日立ソリューションズ東日本 宗像
 利彦氏には、計算格子生成およびデータ処理ツール整
 備を支援いただいた。ここに感謝の意を表す。

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

参考文献

- (1) 谷、小野寺、加藤、竹腰、”実環境における超音速
 燃焼を目指した飛行試験について,” 2A10, 第 59 回
 航空原動機・宇宙推進講演会, 2019.
- (2) S. Tomioka, T. Hiraiwa, K. Kobayashi, M. Izumikawa,
 T. Kishida, H. Yamasaki, “Vitiation Effects on Scramjet
 Engine Performance in Mach 6 Flight Conditions,”
Journal of Propulsion and Power, Vol.23 (2007),
 pp.789-796.
- (3) 高橋、富岡、小寺、小林、長谷川、清水、青野、宗
 像、”スクラムジェット飛行試験用燃焼器の流路形
 状設計検討について,” 2A11, 第 59 回航空原動機・
 宇宙推進講演会, 2019.
- (4) K. R. Jackson, M. R. Gruber, “HIFiRE Flight 2 – A
 Program Overview,” AIAA 2013-0695 (2013).
- (5) K. Kitamura, K. Fujimoto, K. Kuzuu, E. Shima, Z.J.
 Wang, “Validation of Arbitrary Unstructured CFD Code
 for Aerodynamic Analyses,” *Trans. Japan Soc.
 Aeronaut. Space Sci.*, Vol. 53, No. 182 (2011), pp.
 311-319.
- (6) E. Hassan, D. M. Peterson, J. Liu, M. Hagenmaier,
 “Reacting Hybrid Reynolds-Averaged Navier-Stokes /
 Large-Eddy Simulation of a Supersonic Cavity
 Flameholder,” AIAA 2016-4566 (2016).
- (7) 高橋、野島、清水、青野、宗像、”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, 2017.
- (8) 高橋、野島、清水、青野、宗像、”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),” 第 50 回流体力学講演
 会/第 36 回航空宇宙数値シミュレーション技術シ
 ンポジウム講演集, 2018.
- (9) F. R. Menter, “Zonal Two Equation k-omega Turbulence
 Models for Aerodynamic Flows,” AIAA Paper 93-2906
 (1993).
- (10) M. R. Gruber, K. R. Jackson, J. Liu,
 “Hydrocarbon-Fueled Scramjet Combustor Flowpath
 Development for Mach 6-8 HIFiRE Flight
 Experiments,” JANNAF Joint Subcommittee Meeting,
 2008.