

STCP-2012-035 RBCC エンジンのスクラムジェットモードでの流入空気とロケット排気との混合評価について

○高木翔平(東北大学), 富岡定毅(JAXA), 工藤賢司(JAXA), 村上淳郎(JAXA), 升谷五郎(東北大学)

Mixture Evaluation with Incoming Air and the Rocket Exhaust of the RBCC Engine at Scramjet Mode

○Shohei Takagi(Tohoku University), Sadatake Tomioka, Kenji Kudo, Atsurou Murakami(JAXA),
Goro Masuya(Tohoku University)

Key Words: RBCC engine, Hypersonic Flow, Auxiliary Injection

Abstract

From the Mach 11 flight condition experiment result at HIEST, it was found that it was necessary to promote mixing to raise combustion efficiency. Therefore, the mixture state in the engine was investigated. The experiment conducted at supersonic wind tunnel. The mixture state was evaluated by gas sampling by the experiment without combustion. As a result, mixing promotion effect is match higher with the rocket side auxiliary injection than the cowl side auxiliary injection. Additionally, a mixture promotion effect by the incidence of the expansion wave to rocket exhaust was confirmed.

1. はじめに

1.1 研究背景

現在, 将来宇宙輸送システムとしてスペースプレーンが期待されている(図 1.1 参照). このスペースプレーンは航空機のように特別な打ち上げ施設を必要とせず, 水平離陸から大気圏離脱, 目標軌道達成そして大気圏突入と着陸までを自力で行うことのできる完全再使用可能な宇宙往還機で, 現在の宇宙輸送システムよりも大幅なコストダウンが見込まれている. しかし, 再使用可能な高強度な機体や離陸や帰還時に必要となる翼や着陸装置などのために機体重量が大きくなり, 大幅な軽量化が必要となる. その解決策として, 比推力の大きなエンジンを開発することにより積載推進剤重量を減らすということが考えられた. そこで, 大気中の酸素を酸化剤として用いる空気吸い込み式エンジンが検討され, 静止状態から起動達成に必要な第一宇宙速度までの幅広い飛行マッハ数で使用可能なラムジェットエンジンとスクラムジェットエンジンをロケットエンジンと組み合わせた複合エンジンが検討されている.

この複合エンジンは4つの作動モードを有す. 図 1.2 にこのエンジンの概略図とその作動モードであるエジェクターモード, ラムジェットモード, スクラムジェットモード, ロケットモードを示す. この複合

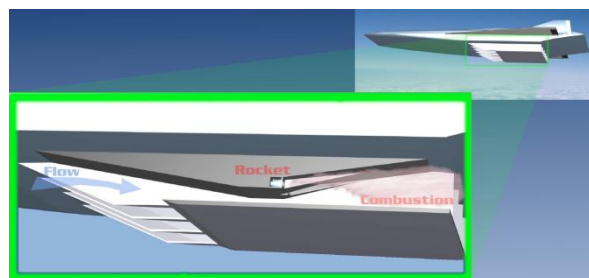


図 1.1 スペースプレーンと RBCC エンジン

エンジンは図 1.2 に示すようにスクラムジェットエンジン内にロケットエンジンが仕込まれている形状をしており, マッハ数 0~3 ではエジェクターモードで作動し, ロケットエンジンを定格作動させることで生じたエジェクター効果によって, 吸い込まれた空気と燃料を混合させ亜音速燃焼させる. 飛行マッハ数 3~7 ではラムジェットモードで作動し, 流入した超音速流は擬似衝撃波によって亜音速まで減速された後, 噴射した燃料と混合し, 亜音速燃焼することで熱閉塞を生じて圧力上昇を保持し, 推力を得る. この時, 比推力を稼ぐためにロケットエンジンの出力は小さくし, 点火器として作動させる. 飛行マッハ数 7~12 ではスクラムジェットモードで作動し, エンジン内で流入空気は常に超音速に保たれ, 流入空気は噴射した燃料と混合し超音速燃焼する. 空気を利用することで比推力を稼ぐつつ, ロケットエン

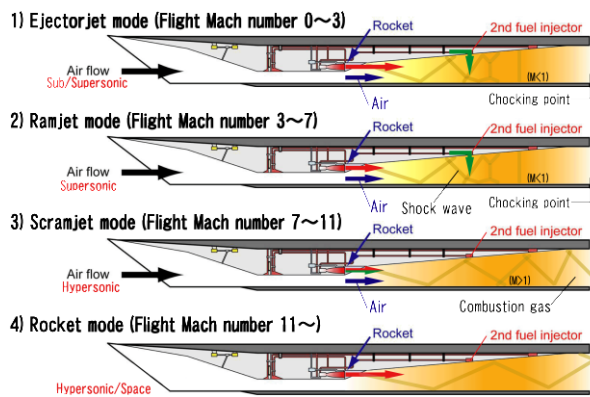


図 1.2 RBCC エンジンの作動モード

エンジンの出力を大きくし、加速に必要な推力を得る。飛行マッハ数 12 以上では飛行速度が高速となり、流入空気自体のエンタルピーが非常に大きく熱機関としてスクラムジェットモードの効率が落ちるため、ロケットエンジンのみを作動させて最終加速を行うロケットモードで作動する。本研究では飛行マッハ数 7~12 で作動するスクラムジェットモードを対象とする。

1.2 経緯

スクラムジェットモードの課題として高い当量比でロケットエンジンを作動させた場合、流入空気およびロケット排気が同方向に高速で流れるために、流入空気中の酸素とロケット排気中の未燃水素のエンジン滞在時間が非常に短く燃焼の反応速度が追いつかないというものがあった。この課題に対し、アイソレータ部と称するインレットのランプ部下流に設置されている定断面ダクト部で補助噴射と称する水素を噴射することで着火が達成できるのではないかと検討され、飛行マッハ数 11 相当のエンジン試験にて効果が示された^{[1][2][3]}。この補助燃料はアイソレータ部で噴射され、そこで一度燃焼反応を生じさせる。この反応によって温度、圧力を上昇させ、流入空気とロケット排気とのせん断層での反応速度を上昇させる。この効果によってロケット排気中の未燃水素への着火を達成させた。しかし、着火達成は実現したものの燃焼効率はまだ 30%ほどであり、エンジン内に投入した燃料の大部分が反応を生じずにエンジン外へと流出してしまっている状況である^[3]。この結果より、着火が達成できていることから反応速度は十分上昇していることが考えられる。よって、この低燃焼効率は流入空気とロケット排気との混合不足が原因であると考えられる。そこで、本研究では RBCC エンジンのスクラムジェットモードで

の低燃焼効率の状態を改善することを目的とする。特に今回に実験では、この低燃焼効率の原因が混合不足にあることの裏付けおよび現状のエンジン内の混合状況の評価を行うことを目的とし、非燃焼の実験にてガス採取による混合評価試験を行うこととした。

また、西岡によると縦渦と斜め衝撃波との干渉によって発生するバロクリニックトルクによって小スケール渦を生成し、それを崩壊に導くことで流れの混合が促進されるということが分かっている^{[4][5]}。これまでの研究から複合エンジン内部でも流入空気と 2 機の内部ロケットとの干渉からエンジン内に縦渦が生じることが予想できる。そして、アイソレータ部にてロケットが設置されている側から補助噴射した場合はアイソレータ内での燃焼と衝撃波の重なりによって強い斜め衝撃波がエンジン内に生じている^[3]。よって、この強い斜め衝撃波が縦渦を伴う流入空気とロケット排気とのせん断層に入射すると流入空気とロケット排気中の未燃水素との混合が促進される可能性がある。そこで、この衝撃波とせん断層との干渉による混合促進効果についても今回の混合評価試験で調査を行うことにした。なお、今後はアイソレータ部での補助噴射位置についてロケットの設置されている壁面側からの噴射をロケット側補助噴射、逆側壁面からの噴射をカウル側噴射と呼ぶこととする。

2. 実験装置

2.1 吹き出し式風洞とテスト部

今回の実験は JAXA 角田宇宙センター内にある吹き出し式風洞および窒素、ヘリウムの供給系を使用し実験を行った。その概略図を図 2.1 にテスト部の拡大図を図 2.2 に示す。今回使用した超音速風洞は間欠吹き出し式の風洞で、空気はコンプレッサーによって加圧され貯気槽に蓄えられる。加圧空気は調圧弁で設定した総圧に調整されたのち、ノズルを通過して超音速に加速されてテストセクションに流入する。なお、テストセクション出口は大気に解放されている。テストセクションには 2 孔のロケットノズルを設置し、そのロケットは窒素の供給系と接続されており、ロケット排気は窒素によって模擬される。また、以後、ロケットが設置されている側の壁面をロケット側、逆側をカウル側と呼び説明して行くこととする。ロケットベース面上流の 25mm には補助噴射を行うことのできるインジェクタがカウル側およびロケット側の壁面に設置可能である。その補助噴

射インジェクタはヘリウムの供給系に接続されており、補助噴射はヘリウムによって模擬した。試験部の壁圧はスキヤニバルブ \odot (誤差 $\pm 1.4\text{kPa}$)によって測定し、風洞主流の総圧、総温はノズル上流の整流部で測定した。噴射するヘリウムの流量はチョークトオリフィスの上流で圧力、温度を測定することで算出した。また、ガスサンプリングやピトー圧の測定は10本のピトー管をくし形に並べたプローブを流路に挿入することで行った。そのプローブの挿入位置はテスト部出口からの剥離距離を考慮し、図 2.2 に示すようにロケットベース面から流れ方向への距離 $X=185\text{mm}$ にプローブの先端が位置するように挿入することとした。

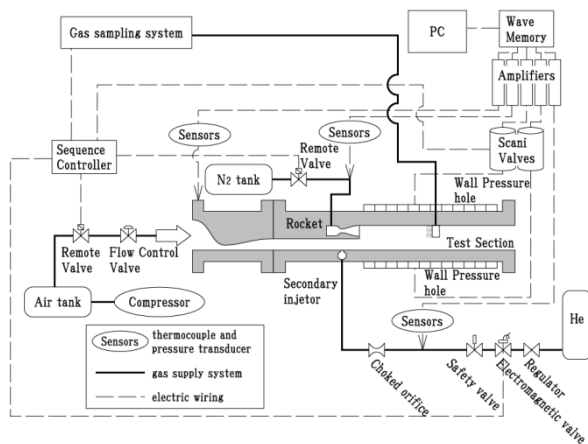


図 2.1 風洞設備とテスト部・測定系などの概略図

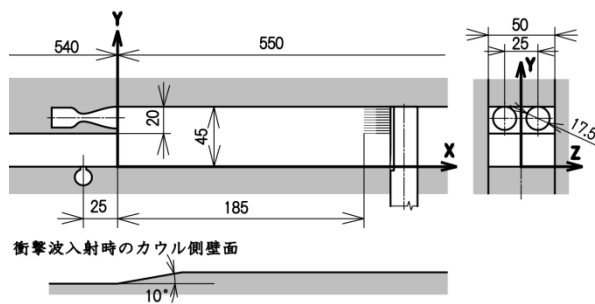


図 2.2 テスト部の拡大図

2.2 試験条件

表 2.1 に本実験で用いた試験条件を示す。この試験条件は飛行マッハ数 11 試験でのエンジン内の気流状態を模擬したものであり、試験条件は表 2.2 に示すように、それぞれロケットノズル出口とアイソレータ部の圧力比、速度比およびせん断層の移流速度とアイソレータ部の速度比を合わせることで模擬することとした。ただし、せん断層の成長率は飛行マッハ数 11 条件のほうが本実験条件よりも 1.6 倍ほど大きな

値となっている。しかし、これは混合の評価を行うときに、このせん断層成長パラメータの差を考慮して考察を行えば問題はないと考える。また、このせん断層の移流速度および成長率は Papamoschou と Roshko によって示された式を用いて算出した⁶⁾。また、垂直噴射燃料の混合へ影響を及ぼす因子として噴射燃料の主流への貫通距離というものがある。その混合への影響をエンジン試験のものと同じとするために、今回は飛行マッハ数 11 条件のエンジン試験と燃料の貫通距離とベース高さの比を合わせることで模擬することとした。

表 2.1 主流およびロケット排気条件

		Mainstream(Air)	Rocket(N ₂)
Stagnation condition	pressure[MPa]	0.51	4.0
	Mach number	2.5	4.0
Nozzle exit condition	Velocity[m/s]	551.7	655.7
	Pressure[kPa]	29.9	26.6
	Flow rate[g/s]	592.8	438.2

表 2.2 飛行マッハ数 11 試験と混合評価試験の条件比較

		Flight Mach No. 11	Mixing appraisal test
Mainstream	Pressure rate (Rocket nozzle exit/ isolator)	0.89	0.89
	Velocity rate (Rocket nozzle exit/ isolator)	1.31	1.19
Share layer	Velocity rate (Advective flow/ isolator)	1.11	1.12
	Pitot growth rate	0.039	0.024

3. 実験結果と考察

3.1 モル濃度と局所当量比の算出

今回使用したガスクロマトグラフィーの装置では分析により酸素、窒素およびヘリウムのモル分率を出力することができる。これの酸素のモル分率から流入空気を国際標準大気の組成と仮定して流入空気によってもたらされた窒素とロケット排気からもたらされた窒素をそれぞれ算出した。この結果から酸素、窒素およびヘリウムのモル分率を空気、窒素およびヘリウムのモル分率に変換した。その後以下の流れでモル濃度を算出、そしてその結果から局所当量比の算出を行った。

3.1.1 モル濃度の算出

- 1) ガスクロマトグラフィーによって解析された採取した混合気の本モル分率から混合気の比熱比、気体定数、平均分子量を算出する。
- 2) 測定したピトー圧、静圧および比熱比からマッハ数を算出する。ただし、静圧はカウル側およびロケット側の壁圧から算出した。カウル側壁圧は主流の空気の流管の静圧、ロケット側壁圧はロケット排気の窒素の流管の静圧とし、流管内の静圧は一定とした。流管の範囲の判断はモル分率から行った。それぞれの最大の空気および窒素の本モル分率の90%までをそれぞれの流管の範囲とし、その間は混合層として、その範囲では静圧はカウル側壁圧からロケット側壁圧まで線形に変化するとした。
- 3) 主流よどみ温度、ロケット排気よどみ温度およびピトー管位置でのマッハ数、比熱比から等エントロピーを仮定しピトー管位置での静温を算出。気体の状態方程式から密度を算出し、ピトー管位置での混合気の密度、平均分子量、本モル分率から空気、窒素、ヘリウムの本モル濃度を算出した。

3.1.2 局所当量比の算出

今回は過去に行ったエンジン試験のエンジン内の混合評価を目的とする。よって、補助燃料を模擬したヘリウムとロケット排気を模擬した窒素を実際に水素を補助噴射し、未燃水素を含むロケット排気を作動させたと仮定し、局所当量比および混合効率の算出を行うこととした。過去のエンジン試験の条件は[補助燃料当量比 $\phi_i=0.5$ 、ロケット単体当量比 $\phi_r=1.5$]である。この条件での局所当量比の算出は以下の流れで行った。また、エンジン試験では低燃焼効率という結果であり、燃焼反応は活発に起こっていない。よって、燃焼による混合への影響は無視できるとした。

- 1) ヘリウムは流入空気に対し当量比 $\phi=0.5$ で水素を噴射したと仮定した。この時に流入空気と噴射流量の本モル比が水素とヘリウムで等しくなるようにした。この本モル比によってガス採取で検出したヘリウムの本モル濃度の重みづけを行い、補助噴射からの水素本モル濃度を算出した。
- 2) ロケット排気は単体の当量比で1.5の排気と仮定し、排気中に水蒸気：水素が2：1で含まれるとした。その仮定における水素と実際に噴射している窒素の本モル比によってガス採取で検出

した窒素の本モル濃度の重みづけを行い、ロケット排気からの水素本モル濃度を算出した。

- 3) この仮定と空気、窒素、ヘリウムの本モル濃度から、空気と水素の本モル濃度を算出した。その後、空気と水素の本モル濃度から局所当量比の算出を行った。また、補助噴射を行わないロケットのみを作動させた実験も行った。以後、これをロケット単体作動と称することとする。このロケット単体作動の場合の当量比は補助噴射のロケットの混合への影響を比較するため、補助噴射を行った時と同様に $\phi_r=1.5$ とすることとした。

3.2 計測結果の精度

今回の混合評価試験では試験回数の制約から大部分の測定条件で試験回数を複数行うことができなかった。よって、エンジン試験同様に複数回試験した条件において標準偏差を算出し、その標準偏差によって測定値の精度を評価することとした。なお、本モル分率は分析装置の誤差が十分小さかったため無視し標準偏差のみとした。ピトー圧および本モル分率の測定値の標準偏差の最大値はそれぞれ6.1kPa、0.92%ほどであり、測定値の平均に対する標準偏差の割合の最大値はそれぞれ10.0%、0.92%でありどちらも十分な精度があると考えられる。

また、この標準偏差から誤差の伝播の法則を用いて3.1.2章の流れで局所当量比を標準偏差を算出すると最大で偏差は局所当量比および混合効率の算出値ではそれぞれ8.2%、7.1%ほどとなった。

3.3 噴射位置による局所当量比分布の比較

図3.1に局所当量比の算出結果を示す。また、比較のため、分布図の左側には補助噴射を行った場合の分布を、右側にはロケットのみを作動させた場合の分布をそれぞれ示す。ただし、カウル側補助噴射時の $Z=\pm 12.5\text{mm}$ の列にて左右の対称性が確認されたため、その他の測定条件ではプローブによるガス採取およびピトー圧の測定は図2.2の流路中心 $Z=0\text{mm}$ と右片側の流路中心からの距離 $Z=12.5\text{mm}$ 、 19.0mm の3列についてのみ行うこととした。なお、Y方向には2mm間隔でガス採取およびピトー圧測定を行っている。

図3.1のa)、b)を比較するとロケットのみの作動および各補助噴射位置についても、流入空気とロケット排気とのせん断層付近の水素分布がY軸の負方向へと膨らんでいることがわかる。また、補助噴射を行った場合ではそのせん断層付近の当量比、約1.0

以下の領域で流路中心辺りが Y 軸の正方向のカウル側へと引っ張られるように膨らんだ分布となっている。しかし、このカウル側への当量比分布の膨らみはロケットのみの作動結果では見られない。このことから、ロケットノズル同士に流入空気を巻き込むようにしてロケット排気中に発生する縦渦はロケットのみの作動およびロケット側、カウル側の各位置で補助噴射を行った場合のどの条件でも発生することが言える。また、せん断層をカウル側へと引っ張るような流入空気側に発生する縦渦は補助噴射を行った場合にのみ発生することが言える。また、この縦渦によって生じたカウル側への当量比分布の膨らみはロケット側から補助噴射を行った場合の方がカウル側から噴射した場合よりも大きい。これは実験装置の噴射孔列の形状の影響があるのではないかと考える。今回の装置の補助噴射孔列の両脇には噴射孔間隔の 1.7 倍のスペースが噴射孔と側壁との間に空いている。そのスペースには補助噴射の噴流管に流れ込む主流よりも多くの主流が流れ込むこととなる。この流れが補助噴射によって圧力が低くなった噴流下流に巻き込むように流れ、縦渦を生み出すと考える。

ここで図 3.2 に示したロケット側補助噴射での噴射された水素のモル濃度分布およびロケット排気に含まれる未燃水素のモル濃度分布を参照する。これは補助噴射燃料とロケット排気を模擬した気体が異なることから実現されている。ここで、ロケット側からの補助噴射の場合には、この噴射によって生じた縦渦のすぐ下流のロケット側にはこれと逆向きの縦渦がロケット排気によって生み出されている。そこで、ロケット側噴射ではこの 2 方向の縦渦同士が互いに渦を強めあった。よって、この縦渦同士の干渉がロケット側噴射で強い縦渦が生み出された原因ではないかと考える。

ここで混合状況の評価を定量的に行うため、この局所当量比分布および水素のモル濃度から混合効率の算出を行った。なお、これらの当量比分布やモル濃度はガス採取およびピトー圧の測定位置間の中間まで一定であると仮定し算出した。すると、ロケットのみの作動、ロケット側噴射、カウル側噴射の混合効率はそれぞれ 11.6、13.9、30.6% となり、補助噴射を行った場合の方が高い混合効率となることがわかる。この原因については、混合のよい垂直噴射にて補助噴射を行った補助燃料がよく主流と混合したからである。とくにカウル側では補助燃料の周辺は流入空気のみであり、補助燃料とロケット排気の間

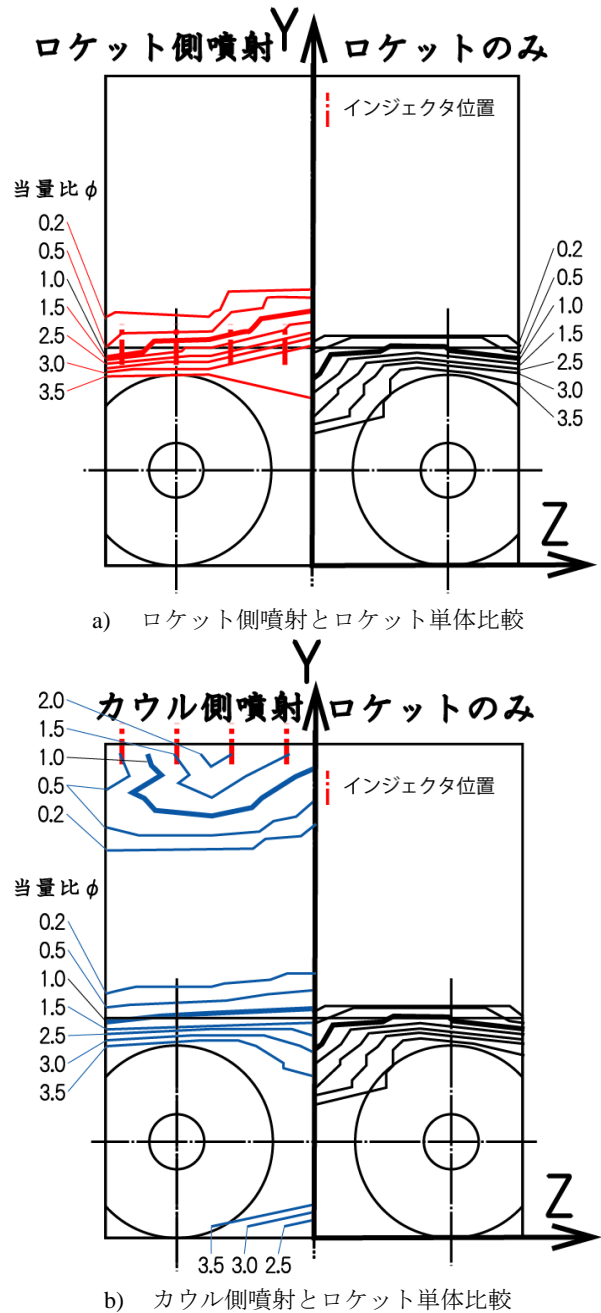


図 3.1 補助噴射位置を変更した場合の局所当量比分布

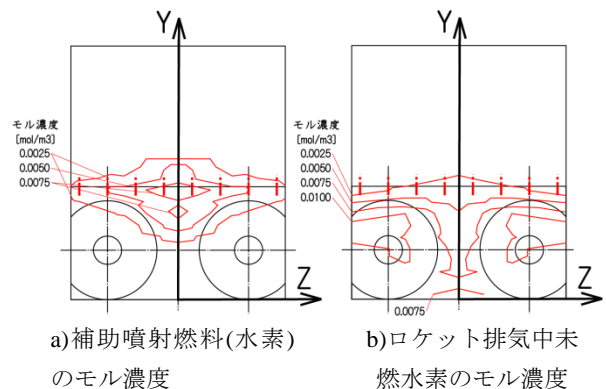


図 3.2 ロケット側補助噴射時のモル濃度分布

布が完全に分離されている。よってカウル側噴射の混合効率は単純に補助燃料およびロケット排気の混合効率の和となった。このことが、カウル側噴射で30.6%もの高い混合効率となった原因である。

一方、ロケット側で噴射では、図3.2からわかるように、補助燃料の分布はロケット排気の分布と重なっており、噴射された燃料の大部分がロケット排気中へと取り込まれてしまっている。つまり、ロケット側噴射ではロケット側から補助噴射を行わなかった場合に空気を取り込まれるはずだった領域に補助燃料が流入した。よって、ロケット側噴射ではロケット排気中へ空気を取り込む効果を補助燃料が妨害してしまうと言える。この補助燃料の妨害がロケット側噴射では補助燃料を噴射したにもかかわらず、ロケットのみの作動からほとんど混合効率が上昇しなかった原因である。

また、ここでRBCCエンジンの比推力を向上させるためには補助燃料の噴射量をできるだけ減らし、ロケット排気にできるだけ多くの未燃水素を含ませる必要がある¹⁷⁾。よって、補助噴射を除いたロケット排気のみからのデータから補助噴射の流入空気とロケット排気との混合への影響を評価することとする。するとロケットのみの作動、ロケット側噴射、カウル側噴射のそれぞれの混合効率は11.6、9.4、11.4%となる。ロケットのみの作動とカウル側噴射でのロケット排気の混合効率はほぼ等しく、カウル側噴射は流入空気とロケット排気との混合に影響しないと言える。また、ロケット側噴射では混合効率がほかの2つと比べて低い。これはロケット側から噴射した燃料がロケット排気中に引き込まれる空気の妨害を行ったことによる。

以上から、複合エンジンの燃焼効率の向上を行うに当たり、補助燃料のロケット側噴射はカウル側噴射よりも混合については不利であると言える。

3.4 衝撃波入射の有無による局所当量比分布の比較

図3.3にロケットのみを作動させた場合と衝撃波をエンジン内に発生させた場合の局所当量比分布を示す。この結果より、衝撃波を発生させた場合の局所当量比分布は発生させなかった場合と比べ、全体的にロケット側に分布していることがわかる。これは図3.4のシュリーレン写真を見るとわかるとおり、発生させた衝撃波によってロケット排気の流れがロケット側壁面方向へと曲げられたためである。また、衝撃波を発生させた場合の当量比分布では等高線の間隔がロケットのみの作動のものよりも大きくなっ

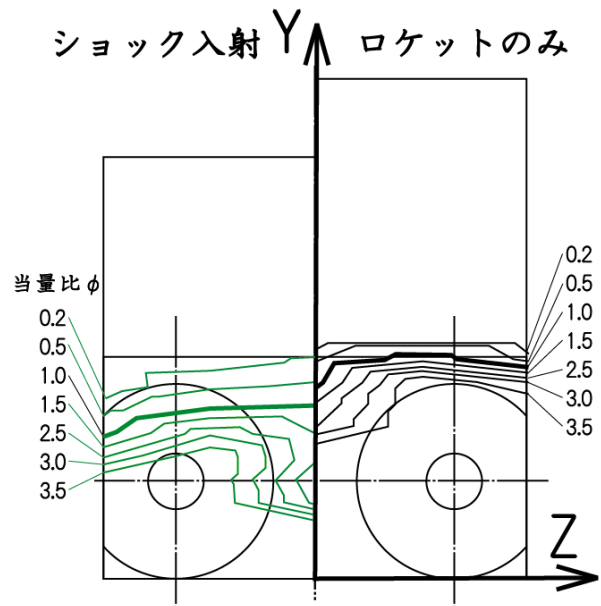
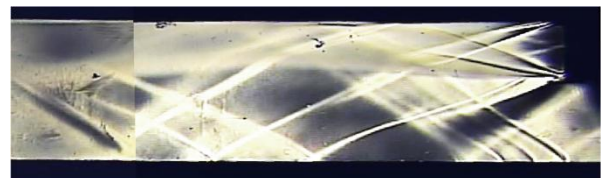
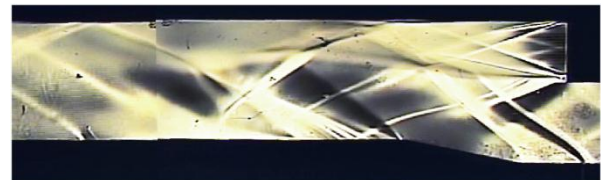


図3.3 衝撃波入射の有無による局所当量比分布比較



a) 衝撃波を生じさせなかった場合



b) 強い斜め衝撃波を生じさせた場合

図3.4 シュリーレン写真

ていることから、混合が促進されていることがわかる。3.2章と同様に混合効率を算出すると、ロケットのみでは11.6%であるのに対し、衝撃波を入射した場合には29.1%と混合効率が約2.5倍上昇している。しかし、この混合効率の上昇は衝撃波による効果ではないと考える。図3.4を見ると、ランプによって生じた衝撃波がロケット排気中へ入射した位置の上流と下流に注目すると、確認できるのはロケット排気の流れが曲げられたことによるせん断層の偏向のみであり、せん断層の乱れや、せん断層厚さの急成長などは見られない。一方、ランプの終端から生じた膨張波がせん断層に入射した位置では、ロケット排気の流れが急激にカウル側方向へと曲げられ、せん断層厚さも急激に成長していることが確認できる。よ

って、今回生じた混合効率の向上は衝撃波による流体的な効果ではなく、膨張波による流れの急膨張によるものであると言える。よって、複合エンジン内に強い衝撃波を生じさせることによる流入空気とロケット排気との混合促進効果はないと言える。一方、エンジン内存在する膨張波を流入空気とロケット排気とのせん断層へ入射させることによる混合促進効果は期待できると考える。

3.5 飛行マッハ数 11 条件でのエンジン試験との比較

図 2.2 にも示したが、今回のテストセクションのロケットベース面下流は定断面であり、飛行マッハ数 11 条件の試験で使用したエンジン模型の拡大ダクトとは異なる^[3]。

しかし、この拡大ダクトは断面の膨張比によりダクト内の濃度分布が Y 軸方向へと引き伸ばされるだけであり、流入空気とロケット排気中の未燃水素との混合には影響がないと考える。

一方、2.2 章に示したせん断層の成長パラメータの違いに関しては、混合へ影響すると考える。飛行マッハ数 11 条件は今回の試験よりもせん断層が 1.6 倍も成長する(表 2.2 参照)。せん断層内の Y 軸方向の未燃水素のモル濃度分布はせん断層の厚さに相似であると考えられることから、エンジン内の同位置での混合層の厚さは今回の試験よりもエンジン試験の方が 1.6 倍も大きくなることが予想できる。よって、せん断層の領域を取り出して飛行マッハ数 11 条件と今回の試験を比較すると、飛行マッハ数 11 条件の試験の方が混合効率が上昇すると考える。

また、今回の今回の評価試験ではカウル側噴射の方がロケット側噴射よりも混合効率が 2.2 倍も高いという結果となった。しかし、飛行マッハ数 11 条件での燃焼試験ではロケット側噴射の方がカウル側噴射よりも 1.6 倍も燃焼効率が高いという結果となっていた。これはロケット側噴射ではアイソレータ内での補助噴射の着火性がよく、アイソレータ部で補助噴射燃料が着火したことによる反応速度の上昇によってロケット排気中の未燃水素への着火が生じたためである。つまり、低混合効率でもロケット排気と流入空気がわずかに混合した部分で燃焼反応が開始し、その結果燃焼効率が単に補助噴射燃料のみが燃焼するよりも上昇したと考える。一方、カウル側噴射では流入空気とロケット排気との混合はよいが、アイソレータ部での補助燃料の着火が達成されていないため、反応速度が足りず、ロケット排気中の未

燃水素への着火が達成できなかったということである。

つまり、カウル側噴射では補助燃料が拡大ダクト内で燃焼した。ロケット側噴射では補助燃料が燃焼したことに加え、ロケット排気中の未燃水素が燃焼した。これがカウル側噴射の方が混合がよいにもかかわらず、ロケット側噴射の方が燃焼効率が高かった原因である。よって、もし、カウル側から噴射した燃料がアイソレータ部で燃焼開始したならば、ロケット側噴射よりも高い燃焼効率が得られたはずであると考える。

4. 結論

飛行マッハ数 11 相当の複合エンジン内の流れを模擬した混合調査試験の結果から以下の知見を得た。

- 1) カウル側から噴射した燃料はカウル側壁面付近に分布し、ロケット排気の分布と合わさることはない。一方、ロケット側から噴射した燃料の大部分はロケット排気中に取り込まれ、ロケット排気と同化してしまう。
- 2) カウル側補助噴射は流入空気とロケット排気との混合へ影響しない。一方、ロケット側噴射では噴射した燃料ロケット排気内部へと引き込まれることで流入空気とロケット排気との混合を妨げてしまう。
- 3) 衝撃波を流入空気とロケット排気とのせん断層に入射させることによる混合促進効果は確認できなかった。一方、膨張波を入射させることによる混合促進効果は確認できた。
- 4) 今後、エンジン内の混合を促進するために、カウル側からのできるだけ少ない補助燃料噴射による流入空気とロケット排気との着火法と、膨張波をうまく活用した混合促進法について検討を進める必要がある。

参考文献

- [1]Sadatake Tomioka, Kenji Kudo, Kanenori Kato, Atsuo Murakami, and Takeshi Kanda "Auxiliary Injection for Combustion Augmentation of G/G Plume in RBCC combustor", AIAA 2005-4284
- [2]Sadatake Tomioka, Ryohei Kobayashi, Atsuo Murakami, Shuichi Ueda, Tomoyuki Komuro, and Katsuhiko Itoh "Combustion Enhancement in Scramjet-Operation of a RBCC Engine", 2011
- [3] 高木翔平, 富岡定毅, 小室智幸, 伊藤勝宏, 升谷

五郎”極超音速流下での補助噴射による RBCC エンジンの燃焼促進”, 宇宙科学技術連合講演会講演集第 56 巻, ROMBUNNO.3H16,2012.

[4] 西岡通男, ”超音速乱流混合” 航空宇宙技術研究所特別資料, NAL- SP-12, 1990.

[5] 西岡通男, ”超音混合の促進制御” 航空宇宙技術研究所特別資料, NAL-SP-36, 1997.

[6] Dimitri Papamoschou , Anatol Roshko “The compressible turbulent shear layer : an experimental study”, 20 May 1987.

[7]高木翔平” 修士学位論文 極超音速流下での RBCC エンジンにおける燃焼促進”, 2013-03