

# 宇宙輸送用推進システムの研究

中部大学 荻田丈士

Research results related to the author were summarized on the rocket engines, scramjets and rocket-ramjet combined-cycle engines. Topics are, for example, quasi-steady simulation of LE-7, correction on the estimation method of heat flux to the rocket engine combustion chamber, the expander cycle, cooling requirement of the scramjet engines, combustion test results of scramjet engine models, operating characteristics of the combined cycle engines, prediction way of the pseudo-shock length, comment on the ejector suction performance, design of the combined-cycle engine model, and prediction of the laminar-turbulent transition.

Key words: Rocket engine, Scramjet engine, RBCC, Pseudo-shock, Ejector, Transition

## 1. まえがき

1984年(昭和59年)に科学技術庁航空宇宙技術研究所(当時、航技研、NAL)に入所し角田支所に配属されて以降、液体ロケットエンジン、スクラムジェットエンジン、ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジン(RBCC)の研究開発に携わってきた。1986年には米スペースシャトルチャレンジャー号の事故が起き、2003年にはコロンビア号の事故が起きた。同じ2003年にはNAL、宇宙開発事業団(当時、NASDA)、宇宙科学研究所(当時、ISAS)の宇宙3機関が統合して宇宙航空研究開発機構(JAXA)が発足した。社会ではバブル景気が終わり、オウム真理教事件が起き、ベルリンの壁が壊され、東日本大震災が起き、人口減少、格差の拡大が問題となっている。このように社会が大きく動く中、時代を反映した研究もあり、また時代とは関係のない内容もあった。この間の宇宙輸送用推進システムに関する知見を中心にまとめてみた。なお古い論文には定性的には正しくとも不適切な式を用いる等の誤りのある場合がある。参考にされる場合には注意されたい。

## 2. 液体ロケットエンジン

### 2.1 LE-7 起動停止シミュレーション計算

NASDA との LE-7 開発のための共同研究の一環として起動停止過渡計算を行った<sup>1)</sup>。短時間でのスムーズな起動、停止のためのエンジンバルブシーケンス設定のために、またエンジン燃焼試験結果の事後解析のために使用された。LE-5 の開発時に同様の計算シミュレーションが行われ<sup>2)</sup>、実績のある手法であっ

た。時定数によって現象を分け、ガス・液流れを定常状態として計算し、ターボポンプの回転とマニホールド等の冷却を非定常計算として扱う準定常計算方式であった(図1)。計算機の能力が十分ではなかったこともあり、この計算のために水素、酸素およびその燃焼ガスの物性値を高速で計算するプログラムも整備した<sup>3)</sup>。

ガスと液の流れを定常計算で求めるため現象を理

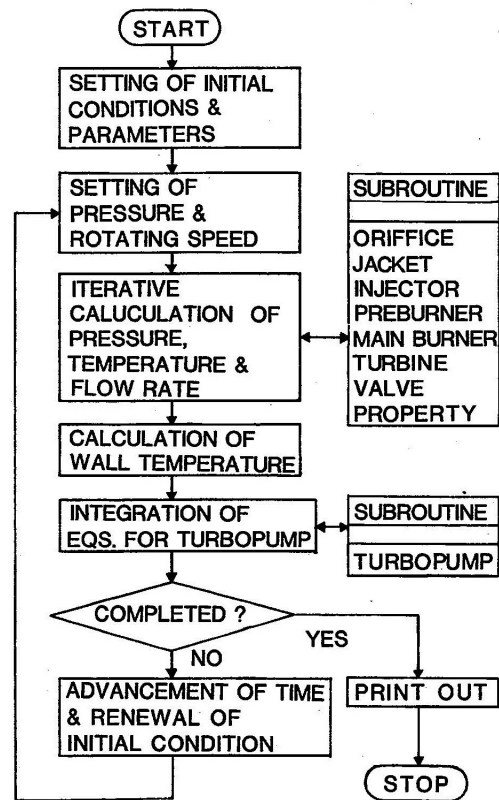


図1 LE-7 起動停止過渡計算フローチャート

解しやすく、配管やバルブ、オリフィス等の追加や変更への対応も容易であった。正確な値が事前には不明であるマニホールド等の実効熱容量がエンジンの圧力変化、流量変化には大きく影響した。この方式での高速現象の計算は不可能であるが、エンジン故障の模擬計算、エンジン制御技術の研究などには現在でも十分に活用可能と考える。このうち非定常計算プログラムも開発された<sup>4)</sup>。

## 2.2 再生冷却による推力・比推力の向上

ロケットエンジンあるいはスクラムジェットエンジンなどのエンジン超音速流部を再生冷却することにより、推力および比推力を向上させることが可能である。エンジンとしての推力増加は数%程度であるが、メカニズムとしては面白いと思うので紹介する。

報告では燃焼ガスが冷却されることによるエントロピーの低下が、冷却剤の加熱によるエントロピー増加を上回ることを用いて説明を行った<sup>5,6)</sup>。この推力増加はエネルギー保存の観点からも説明することができる。スクラムジェットの再生冷却を例にして説明する(図2)。

分かりやすくするために、再生冷却によって燃焼ガスから奪われる熱( $\Delta Q_{ex}$ )は、全てエンジン出口で冷却剤に移動するものとする。その後、燃料はタンクにあった時よりも高いエネルギーを持った状態で噴射される。そのため燃焼ガスも高い圧力を発生し、エンジンは大きな推力を発生する。エンジン出口に達したところで、再生冷却により燃料に与えられていたエネルギー $\Delta Q_{ex}$ が燃焼ガスから奪われ、冷却剤へ移動する。エンジンを出る時にはエネルギーは保存されているが、推力は増加している。

スクラムジェットでは、再生冷却した燃料を流れ方向に噴射することでも推力が発生するが、この機構は燃焼を垂直に噴射した場合にも、ロケットエンジンでも推力が増加する、エネルギーフローによる

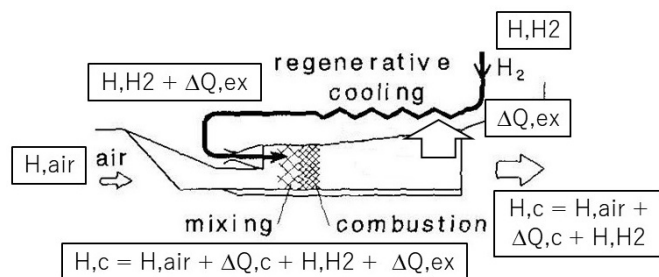


図2 スクラムジェットの再生冷却におけるエネルギーの流れ

機構である。

## 2.3 ロケットエンジン燃焼器熱流束簡易計算法

ロケットエンジン燃焼器の熱流束の計算には、Bartzによる簡便法が広く利用されており、教科書でも紹介されている。しかしながらこの方法には誤りがあり、Bartz自身も別の報告の中で、別の方法を使うべきであると記している<sup>7)</sup>。誤りは燃焼ガスの流れに円管流れの式を使用している点である。実際の燃焼器内部では粘性流(境界層)は壁付近に限られている。対流熱伝達は平板境界層の計算法を用いると、精度良く見積もることが可能である<sup>8)</sup>。

このことがあまり留意されなかった理由のひとつは、輻射熱流束の効果が見過ごされていたためと思われる。水素を燃料とする場合、対流熱伝達の10~20%程度になる<sup>7)</sup>。

## 2.4 エキスパンダーサイクル

再生冷却で得たエネルギーでタービンを駆動する吸熱サイクルであるエキスパンダーサイクルは、従来、小型エンジンにのみ適用され、成立する燃焼圧にも限界があるとされており、Suttonは著書の中でその値を7.6 MPaと記している<sup>9)</sup>。実際、小型ロケットエンジンRL-10で使用され、燃焼圧は約3 MPaである<sup>10)</sup>。これらは水素を燃料に想定しての説明であったと思われる。

しかしながら検討してみると、メタン燃料エンジンでは高燃焼圧までサイクルは成立する<sup>8)</sup>。これは主にメタンの密度が水素よりも高いためであり、簡単な解析によってもサイクル成立限界に対する密度などの効果を示すことができた。若松も同様の検討を1980年に実施している<sup>11)</sup>、関心のある方は参照されたい。

## 2.5 その他

液体ロケットエンジンにはまだ多くの技術的な課題が残されている。筆者は高周波振動燃焼と近臨界熱伝達について検討を進めている。その取組の状況を簡単に紹介する。

高周波振動燃焼には多数の報告、論文が出されている。数kHzから数十kHzの時間変化で、燃焼器内の圧力が設計圧の数%から数倍の振幅で変動し、数秒のうちに燃焼器が破壊される場合もある。

筆者は、噴射面の溶損が甚だしいことから噴射面上で燃焼が起きていると考えた。この部位での燃焼が高い圧力と熱伝達を引き起

こし、エンジンの破壊を引き起こすという仮説を立てた。簡単な実験とモデル計算により、高い圧力が発生すること、1 ms 以下の短時間に圧力変動が発生することを確認した<sup>12,13)</sup>。

ロケットエンジン燃焼器の冷却において、近臨界で熱伝達が大きく低下する可能性があることが知られている。長年、種々のモデルが提案され研究が続けられている。この熱伝達の低下の原因として、冷却剤の再層流化の可能性を検討している。円管流れの臨界レイノルズ数として約 2000 が知られているが、遷移レイノルズ数としては 20,000 という値も報告されている。5 章で説明するように近年、運動量保存則を適用することにより乱流遷移条件を求めたが<sup>14)</sup>、再層流化にこの条件を適用してみた。遷移課程では層流と乱流は連続的に変化することを踏まえ、再層流化率を設定して Hendricks の実験と比較したところ、測定値をほぼ再現することができている<sup>15,16)</sup>。

### 3. スクラムジェット

1986 年に米国でスペースプレーン計画 (NASP) が発表された。水素を燃料とするスクラムジェットを使いマッハ 30 まで加速し、単段式輸送機 (SSTO) で低軌道・地上間を飛行するというものであった。日本でも大規模にスペースプレーンの研究が始まり一部は今日も続いている。航技研では石井、鎮西、升谷を中心にスクラムジェットの研究が進められていた。

#### 3.1 冷却システムおよびエンジン性能

ロケットエンジンシステム研究の手法を適用し、スクラムジェットの冷却特性検討を行った<sup>17)</sup>。およそマッハ 10 以上の高速では、再生冷却に必要な燃料当量比が 1 を超え、比推力が急速に低下し始めることが明らかとなった。この冷却剤の超過に対しては、再生冷却後の水素をフィルム冷却剤として使用し、フィルム冷却と再生冷却と併用するシステムを考案した (図 3)。高飛行マッハ数においても燃料当量比

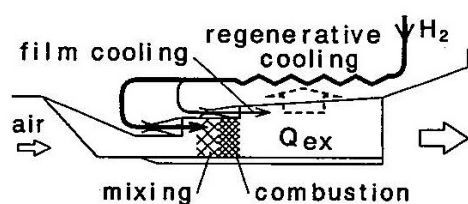


図 3 再生冷却とフィルム冷却を併用したスクラムジェット冷却システム (©AIAA)

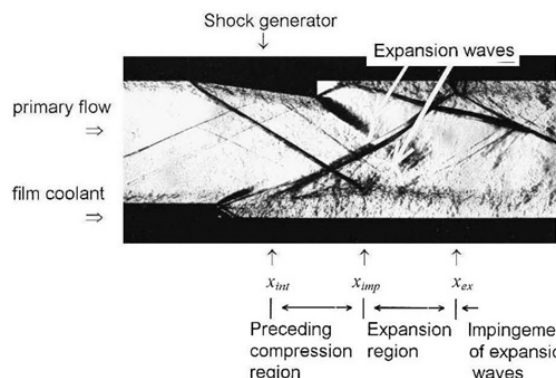


図 4 フィルム冷却と衝撃波との干渉の様子 (©AIAA)

が 1 を僅かに上回る程度に抑えられた<sup>18)</sup>。フィルム冷却に衝撃波が入射すると冷却能力が低下することが懸念されたが、フィルム冷却剤の噴射総圧を衝撃波背後の圧力よりも高く保つことで冷却能力の低下を抑制できることが分かった (図 4)<sup>19)</sup>。しかしマッハ 30 まで高いエンジン性能を維持することは不可能であった。

当時、スクラムジェットのエンジン性能は升谷らが検討を進め<sup>20)</sup>、またスクラムジェットを使った輸送能力の検討も進めていた。当時は NASP に倣い、100 kPa という高い飛行動圧で検討していた。離陸重量が同一の場合には、小さい翼面積で高い揚力を発生できる。当時の資料を参照する場合には、飛行動圧に留意する必要がある。

SSTO は極超音速飛行における空力加熱後に、真空断熱された宇宙へ飛行することになる。このとき加熱された断熱タイル内部の熱は機体内部へ侵入し、機体内部が高温になることが懸念された。また帰還時の前縁などの能動冷却が必要な場所の冷却剤量の推算も必要であった。必要な断熱タイル厚さや飛行方法による熱環境への影響などを検討し、スペースプレーンの成立性を示した<sup>21-23)</sup>。

2 段式スペースプレーン (TSTO) は、1 段上面に 2 段を搭載する形式を中心に検討が進められていた。分離に関する研究は、1・2 段で発生する衝撃波の影響などの空力研究を中心に進められていた。筆者らは分離時の飛行方法について検討を行った<sup>24)</sup>。揚力が発生した状況で分離を行おうとしても、分離と同時に 1 段が上昇するので分離が進まない。分離時には揚力を発生しない、エンジンを停止した飛行とする必要がある。また分離に伴うピッチングモーメントの変化も検討した。他方、小型機にスクラムジェッ

トを適用した場合の検討なども並行して行った<sup>25)</sup>。

インレット下流の分離部で亜音速燃焼を行いラムジェットしても作動させ、作動範囲を低速側に拡張するデュアルモードエンジンの研究も進められている。燃焼による圧力上昇によるインレット不始動を抑制することが課題となる。これに対し後出のロケット-ラムジェット複合サイクルエンジン (RBCC) の研究を進める中で、擬似衝撃波長さの推算法を考案した<sup>26)</sup>。擬似衝撃波は超音速流れが亜音速に減速するときに現れ、衝撃波列とも呼ばれる。擬似衝撃波を含む流れ場における運動量の釣合いを基にした簡便な、しかし基本的な方法である (図5)。この擬似衝撃波長さの計算法を用いてデュアルモードエンジンの性能計算を行った<sup>27)</sup>。分離部・燃焼器出口での衝撃関数が、分離部入口での衝撃関数を上回らないように燃焼させることが、インレット不始動を防ぐ基本要件となる。他方、ラムジェット作動では燃焼器出口でマッハ 1 となり、スクラムジェット作動での最大燃料流量は燃焼ガスのマッハ数が 1 となる場合であることから、両者の性能はほぼ同じであることも示した。この擬似衝撃波の計算法はのちにロケット高空燃焼試験設備 (HATS) の検討<sup>28)</sup>など、いろいろなところに適用されている。

### 3.2 エンジンコンポーネント

側板圧縮型インレットの実験では、天板部分をガラスにすることによりインレット内部の衝撃波の撮影に成功した (図6)<sup>29)</sup>。その後も前縁後退角や収縮比を変えたモデルの衝撃波撮影や捕獲率測定、総圧回復率測定などを行い、インレットの性能評価、設計法の検討を進めた。インレット性能として総圧回復率が評価されることが多い。気流の回復圧力で推力を発生するラムジェットと違い、スクラムジェットではインレット出口での衝撃関数は総圧損失の影響をほとんど受けないこと、超音速燃焼による総圧損失

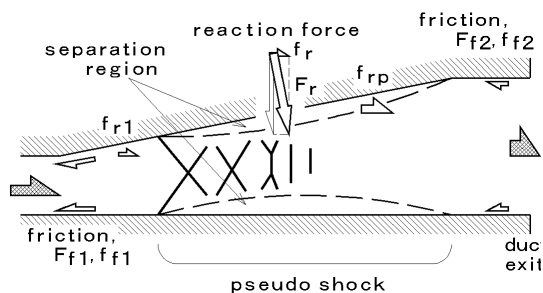


図5 擬似衝撃波を含む流れ場に入・出する衝撃関数と摩擦力、壁面反力

がインレットにおける損失よりも遙かに大きいことに留意する必要がある。スクラムジェットは機体をインレットおよびノズルの一部として使用している場合が多い。そのためエンジン単独の性能だけではなく、機体にエンジンを搭載した場合の性能も評価する必要があることが知られている<sup>30)</sup>。

スクラムジェット燃焼器の研究を進める一方、並行してデュアルモード燃焼器の研究も進めた。分離部下流の拡大部で擬似衝撃波を通して亜音速に減速し、拡大部出口で亜音速燃焼加速・チョークさせるラムジェットモードを採用した。拡大部出口に平行部を設けることで安定な燃焼が可能となった<sup>31)</sup>。その他、縮流部を設けなくても燃焼ガスを燃焼器出口でチョークさせられることを確認した。このことはRBCC設計に活かされた。

### 3.3 エンジン燃焼試験

スクラムジェット燃焼試験のためにラムジェットエンジン試験設備 (RJTF) が建設され、鎮西、升谷を中心に研究試験用スクラムジェットエンジンが設計・製作された。マッハ 4、6、8 それぞれの条件での試験が実施され、マッハ 4 条件ではエンジン収縮比 3、ストラット無しで実験された。マッハ 6 条件ではストラットを用いることで燃焼と十分な推力の発生に成功した<sup>32)</sup>。ストラットを用いることで燃焼器内の気流マッハ数は低下する。このとき垂直噴射した燃料の上流影響距離が大きくなり、燃料噴射口上流に設けた後ろ向きステップ背後の気流と干渉する。ステップと噴射燃料との間に再循環域が形成され、強燃焼状態、大推力化に成功した。

マッハ 8 条件では収縮比を上げ、ランプ圧縮を組み合わせることで十分な燃焼状態、正味推力の発生を達成することができた<sup>33)</sup>。ランプ圧縮によって燃焼器入口での境界層高さを抑え、燃焼による上流への影響距離を抑えられたことが成功の原因であったと考える。

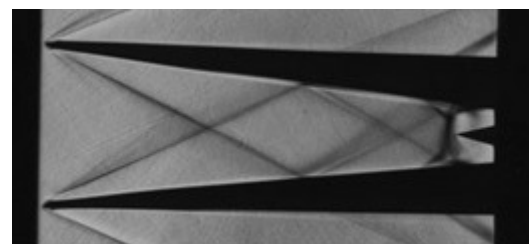


図6 側板圧縮型インレット内部の衝撃波 (マッハ 4、後退角 45 度) (©AIAA)

#### 4. RBCC

スクラムジェットおよびラムジェットは低速では作動しないため、スペースプレーンに使用する場合は、低速での推力発生が常に問題であった。解決策としてラムジェットをロケットエンジンと組み合わせ、低速ではエジェクタージェットとして、高空ではロケットエンジンとして作動するRBCCの研究が、スクラムジェットと並行して進められた(図7、8)。1960年代にはMarquardt社がエンジン燃焼実験を行うなど、RBCCのアイデアは長い歴史を有している。しかし1台のエンジンで低速から極超音速までの作動を達成したのは我々が最初と思われる。

##### 4.1 エンジン性能・作動特性

離陸から超音速までの間に使用するエジェクタージェットの作動原理は、1950年代からの研究によって非粘性のな二流体間の運動量交換によることが明らかにされていた。この非粘性の運動量交換に基づきエジェクタージェットの吸込性能計算を行った<sup>34,35)</sup>。また先出の擬似衝撃波計算モデルを使い、エジェクタージェットおよびラムジェットの性能計算を行った。他にも他のモードでのエンジン性能、有効比推力、スペースプレーン冷却システム、ピッチングモーメントの検討なども行っている。

スクラムジェットを使用したのでは高い比推力にも関わらず運搬能力が向上しない<sup>36)</sup>。これはエンジン比推力に機体の空気抵抗の効果を含めた有効比推力が低いためである。空気吸込み式エンジンは水素を燃料とする場合、約マッハ7まではロケットエンジンよりも有効比推力が高く、メタンを燃料とする場合はおよそマッハ4までである<sup>37)</sup>。有効比推力には推力と抗力の比が含まれ、飛行動圧によって必要な翼面積が異なる。そのため有効比推力も飛行動圧によって若干、異なる点に注意が必要である。その後、迎角や経路角、高度などの飛行経路の効果も加えた

拡張有効比推力を提案した<sup>37)</sup>。このとき空気吸込み式エンジンが有効である飛行速度は更に低くなる。

##### 4.2 エンジンコンポーネント

特にエジェクタージェットモードの空力試験、燃焼器試験を重点的に行った。エジェクターの基礎的な実験は東北大と共同で実施した<sup>38)</sup>。ロケット排気を空気流で、空気流を窒素ガスで模擬し、先述の運動量交換による吸込み性能との比較、検証などを行った。JAXA宇宙科学研究所遷音速風洞でRBCCの空力試験を行った<sup>39,40)</sup>。ロケットエンジン排気に代わり窒素ガスを噴射した。種々のマッハ数において実験を行い、良好な吸込み性能が確認された。

燃焼器試験では、エジェクタージェットモードの作動を確認することができたが、吸込み性能が劣化した<sup>41)</sup>。これはロケット排気と空気との混合による<sup>42)</sup>。窒素ガスを用いた風洞試験では吸込み性能の低下が起きず、燃焼器試験で低下したのは、混合が性質の大きく異なる流体間で起きたためである。

##### 4.3 エンジン燃焼試験

性能・作動計算やコンポーネント試験などの知見に基づき、研究用RBCCエンジンを設計した<sup>43)</sup>。取

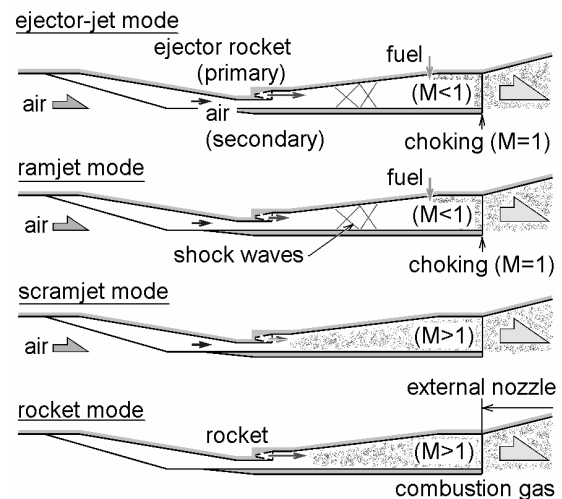


図7 RBCCの各作動モード

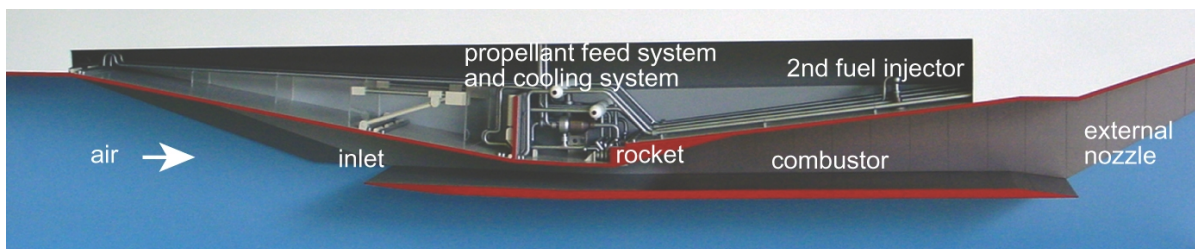


図8 RBCC展示用模型

縮比を 4.9、前縁後退角を 60 度と大きくとり、カウル先端を曲げるなどして低マッハ数でのインレット不始動を避けた。スクラムジェットモード、ロケットモードではロケットエンジン部が最大推力で作動しており、空気流路へ噴射した燃料による推力増加は僅かである。

エジェクタージェットモードおよびラムジェットモードでは、拡大部下流での亜音速二次燃焼とそれに続いてチョークさせる作動方法を採用した。二次燃焼位置を拡大部下流とすることで推力を大きくすることができると同時に、燃焼による不始動を回避することができた。また 3.2 で説明したように、拡大部出口に平行部を設けた。ロケットエンジンとしても作動するため、エンジン出口に縮流部を設けることはできない。縮流部を設けなくてもチョーク可能であることを確認していたが、試験における安全上、当量比を抑えた状態でチョークするようにエジェクターモード試験ではエンジン出口に縮流部を設けた。

地上静止状態（マッハ 0）、マッハ 4、6、8、11 条件においてほぼ設計通りの作動をすることが確認できた（図 9）。地上静止状態ではエジェクタージェットモード、マッハ 4、6 条件ではラムジェットモード、マッハ 8、11 条件ではスクラムジェットモード作動を確認した。マッハ 8、11 条件のスクラムジェットモードではロケットエンジン部を最大出力で作動させており、発生推力はほぼロケットエンジンに因る。

エジェクタージェットモードでは、設計どおりの吸込性能が得られなかった。これは 4.2 で述べたように、吸込み過程における混合が原因であった。亜音速でのエジェクターモード試験として、北大と共同で CAMUI ロケットを用いた飛行実験を行った。ロケット排気が高温ガスであったにもかかわらず良好な吸込み性能を確認した。先述のエジェクターの吸込み性能劣化に関する解析<sup>42)</sup>は、これらの燃焼器実験、エンジン燃焼試験、CAMUI による飛行実験結果を基



図 9 RBCC 燃焼試験 (M0 条件)

にした結果である。

## 5. その他

ロケットエンジン、スクラムジェットエンジン、RBCC といったエンジン研究を行う中で、基本的な課題についての研究も進めた。ここでは近臨界熱伝達にも関係する乱流遷移の研究について紹介する。

スペースプレーン下面にエンジンを搭載する場合、エンジンは機体表面を発達する境界層を吸込むことになる。境界層が層流か乱流かによって、あるいは境界層の発達程度によってエンジンに流入する空気流量が異なる。またエンジンあるいは機体への熱伝達も層流か乱流かによって大きく異なる。この遷移条件について、質量流量の保存から遷移レイノルズ数を計算する方法を見出した（図 10）<sup>44, 45)</sup>。この方法によればマッハ数、壁温、鈍頭、単位レイノルズ数の効果を定量的に表すことができる。層流から乱流へ遷移するとき境界層厚さが増大するが、その現象の必然性も説明することができた。質量流量が保存される時、運動量は上流の層流境界層よりも下流の乱流境界層の値のほうが小さくなる。この運動量の減少を遷移領域での摩擦として遷移領域長さを定量的に計算した。新しい環境での設備整備も進みつつある。今後も実験による検証や、遷移機構を生かした機器の提案などを行う予定である。

上記は境界層の遷移であるが円管流れの遷移についても運動量保存則を用いて検討を行い、遷移レイノルズ数や臨界レイノルズ数を運動量の保存から説明した<sup>46)</sup>。現在、局所遷移領域長さ、乱流の確立等について研究を継続中である<sup>47)</sup>。

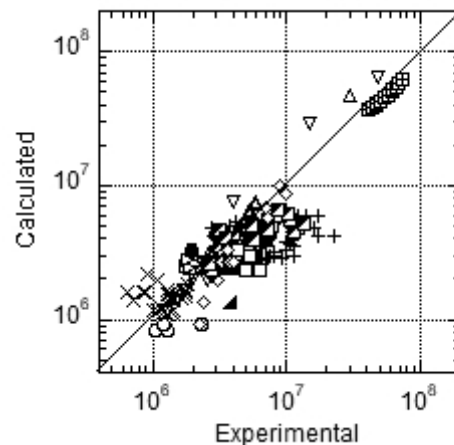


図 10 超音速平板・円錐上境界層の遷移レイノルズ数の計算値と実験値との比較 (©JSASS)

## 6. あとがき

筆者の関係したロケットエンジン、スクラムジェットエンジン、RBCC 等の研究から得られた知見をまとめた。これらの結果が今後の研究の一助になれば幸いである。このような機会を与えてくださった宇宙科学研究所関係諸氏と早稲田大学佐藤哲也教授に深く感謝する。

## 参考文献

- 1) 冠 昭夫、菊田丈士、若松義男、青木 宏、鳥井義弘、香河英史、“LE-7 起動および停止過渡特性のシミュレーション”、航技研報告 NAL TR-1449、2002 年 8 月。
- 2) 冠 昭夫、若松義男、志村 隆、都木恭一郎、鳥井義弘、“ターボポンプ式液酸・液水ロケットエンジンの起動過渡特性の解析”、航技研報告 NAL TR-868、1985 年 7 月。
- 3) 若松義男、菊田丈士、冠 昭夫、“液水/液酸ロケット推進剤および燃焼ガスの物性値高速計算用プログラム”、航技研資料 NAL TM-564、1987 年 3 月。
- 4) 木村俊哉、高橋政浩、若松義男、長谷川恵一、山西伸宏、長田 敦、“ロケットエンジン動的シミュレータ (REDS)”、宇宙機構報告 JAXA-RR-04-010、2004 年 10 月。
- 5) Kanda, T., Masuya, G., Wakamatsu, Y., Kanmuri, A., Chinzei, N. and Niino, M., “Effect of Regenerative Cooling on Rocket Engine Specific Impulse,” *J. Propulsion and Power*, Vol. 9, No. 6, 1994, pp. 286-288.
- 6) Kanda, T., Masuya, G. and Moro, A., “Analytical Investigation of a Regeneratively Cooled Scramjet Engine,” AIAA Paper, AIAA-1993-0739, 1993.
- 7) Kanda, T. and Sato, M., “Radiative Heating in Combustion Chamber of Liquid Propellant Rocket Engines,” *Trans. JSASS*, Vol. 59, No. 6, 2016, pp. 332-339.
- 8) Kanda, T., Sato, M., Kimura, T. and Asakawa, H., “Expander and Coolant-Bleed Cycles of Methane-Fueled Rocket Engines,” *Trans. JSASS*, Vol. 61, No. 3, 2018, pp.106-118.
- 9) Sutton, G. P., “*Rocket Propulsion Elements*,” 5<sup>th</sup> ed., John Wiley & Sons, New York, 1986, p. 156.
- 10) Huzel, D. K., and Huang, D. H., “*Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*,” AIAA Washington, DC, 1992, P. 382.
- 11) 若松義男、“高圧燃焼ロケットエンジン”、航技研資料 NAL TM-403、第 9 章、1980 年 1 月。
- 12) 菊池駿佑、木納穂乃香、菊田丈士、“液体ロケットエンジン振動燃焼メカニズムの研究”、第 55 回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会、k55-A13、2018 年 11 月。
- 13) Kanda, T., Kikuchi, S., and Kinoh, H., “Off-Design Combustion for Liquid-Propellant Rocket Engine High-Frequency Instability,” to be presented at 32<sup>nd</sup> ISTS, Fukui, Jun. 2019.
- 14) Kanda, T., “Conservation-law approach on transition in a pipe flow,” *Trans. JSASS*, Vol.59, No.6, 2016, pp. 356-363.
- 15) 和田綾音、菊田丈士、“臨界点近傍における熱伝達に関する研究”、第 59 回航空原動機・宇宙推進講演会、1B06、岐阜、2019 年 3 月。
- 16) Wada, A., and Kanda, T., “Study of Heat Transfer near the Critical Point,” to be presented at 32<sup>nd</sup> ISTS, Fukui, Jun. 2019.
- 17) Kanda, T., Masuya, G., Wakamatsu, Y., Chinzei, N., and Kanmuri, A., “Parametric Study of Airframe-Integrated Scramjet Cooling Requirement,” *J. Propulsion and Power*, Vol. 7, No .3, 1991, pp. 431-436.
- 18) Kanda, T., Masuya, G., Ono, F., and Wakamatsu, Y., “Effect of Film Cooling/Regenerative Cooling on Scramjet Engine Performance,” *J. Propulsion and Power*, Vol. 10, No. 5, 1994, pp. 618-624,
- 19) Kanda, T., Ono, F., Takahashi, M., Saito, T. and Wakamatsu, Y., “Experimental Studies of Supersonic Film Cooling with Shock Wave Interaction,” *AIAA J.*, Vol. 34, No. 4, 1996, pp. 265-271.
- 20) 升谷五郎、若松義男、“スクラムジェットの性能計算”、航技研報告、NAL TR-987、1988 年 7 月。
- 21) Kanda, T., and Kudo, K., “Preliminary Study of Thermal Protection System of Single-Stage-to-Orbit Plane,” 22<sup>nd</sup> ISTS, 2000-g-17, Morioka, 2000.

- 22) Kudo, K., and Kanda, T., "Preliminary Study of Thermal Protection System of a Single-Stage-to-Orbit Plane (II)," 23rd ISTS, 2002-e-13, Matsue, 2002.
- 23) Kanda, T., and Kudo, K., "Cooling Requirement of Combined-Cycle Engine in Descending Flight," 24<sup>th</sup> ISTS, 2004-a-12, Miyazaki, 2004.
- 24) Kudo, K., and Kanda, T., "Staging of Two-Stage-to-Orbit Aerospace Plane," *Trans. JSASS*, Vol. 48, No. 161, 2005, pp. 129-134.
- 25) Kanda, T. and Hiraiwa, T., "Evaluation of Effectiveness of Periodic Flight by a Hypersonic Vehicle," *J. Aircraft*, Vol. 44, No. 6, 2007, pp. 2076-2077.
- 26) Kanda, T. and Tani, K., "Momentum Balance Model of Flow Field with Pseudo-Shock," JAXA RR-06-037E, 2006 あるいは AIAA-2005-1045.
- 27) Kanda, T., Kudo, K. Tani, K. and Kato, K., "Calculation of Dual-Mode Engine Performance," *Trans. JSASS*, Vol. 48, No.162, 2006, pp. 221-228.
- 28) Kanda, T., Ogawa, Y., Sugimori, D. and Kojima, M., "Conceptual Design Method of High Altitude Test Stand of Rocket Engine," *Trans. JSASS*, Vol.59, No.3, 2016, pp. 161-169.
- 29) Kanda, T., Komuro, T., Masuya, G., Kudo, K., Murakami, A., Tani, K., Wakamatsu, Y. and Chinzei, N., "Mach 4 Testing of Scramjet Inlet Models," *J. Propulsion and Power*, Vol. 7, No. 2, 1991, pp. 275-280.
- 30) Akihisa, D., Kanda, T., Tani, K., Kudo, K. and Masuya, G., "Effect of Integration of Scramjet into Airframe on Engine Performance and Payload," *J. Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 3, 2002, pp.1026-1032.
- 31) Kanda, T., Chinzei, N., Kudo, K. and Murakami, A., "Dual-mode Operation in a Scramjet Combustor," *J. Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 4, 2004, pp. 760-763.
- 32) Kanda, T., Hiraiwa, T., Mitani, T., Tomioka, S. and Chinzei, N., "Mach 6 Testing of a Scramjet Engine Model," *J. Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 4, 1997, pp. 543-551.
- 33) Hiraiwa, T., Kanda, T., Kobayashi, K. and Saito, T., "Experiments on a Scramjet Engine with Ramp-Compression Inlet at Mach 8," *J. Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 2, 2006, pp. 440-446.
- 34) Kanda, T. and Kudo, K., "Conceptual Study of a Combined Cycle Engine for an Aerospace Plane," *J. Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, 2003, pp. 859-867.
- 35) Kanda, T., Tani, K. and Kudo, K., "Conceptual Study of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane," *J. Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 2, 2007, pp. 301-309.
- 36) Yokoyama, N., Suzuki, S., Tsuchiya, T., Taguchi, H. and Kanda, T., "Multidisciplinary Design Optimization of Space Plane Considering Rigid Body Characteristics," *J. Spacecraft and Rockets*, Vo. 44, No. 1, 2007, pp. 121-131.
- 37) Kanda, T., Tani, K. and Takasaki, K., "Extended Tsiolkovskii Equation and its Application to Launch Vehicles," *J. Spacecraft and Rockets*, Vol.53, No.5, 2016, pp. 969-979.
- 38) Aoki, S., Lee, J., Masuya, G., Kanda, T. and Kudo, K., "Aerodynamic Experiment on an Ejector-jet," *J. Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 3, 2005, pp. 496-503.
- 39) Tani, K., Kanda, T. and Tokudome, S., "Aerodynamic Performance of the Combined Cycle Engine in an Ejector Jet Mode," AIAA-2005-1210, 2005.
- 40) Tani, K., Kanda, T. and Tokudome, S., "Aerodynamic Characteristics of the Modified Combined-Cycle Engine in Ejector-Jet Mode," AIAA-2006-0224.
- 41) Kanda, T., Kato, K., Tani, K., Kudo, K. and Murakami, A., "Experimental Study of a Combined-Cycle Engine Combustor in Ejector-Jet Mode," *J. Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 6, 2007, pp. 1153-1159.
- 42) Tani, K., Hasegawa, S., Ueda, S., Kanda, T. and Nagata, H., "Analytical Method for Prediction of Suction Performance of Ejector-Jet," *Trans. JSASS*, Vol. 58, No. 4, 2015, pp. 228-236.
- 43) Kanda, T., Tomioka, S., Ueda, S., and Tani, K., "Design of Sub-Scale Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model," JAXA RR-06-009E, 2006



あるいは IAC-05-C4.5.03, 2005.

- 44) Kanda, T., "Conservation-Law Approach to Prediction of Boundary Layer Transition," *Trans. JSASS*, Vol.54, No. 183, 2011, pp. 7-15.
- 45) Kanda, T., "Conservation-Law Approach to Prediction of Length of Boundary Layer Transition Region," *Trans. JSASS*, Vol.55, No.5, 2012, pp. 295–303.
- 46) Kanda, T., "Conservation-Law Approach on Transition in a Pipe Flow," *Trans. JSASS*, Vol.59, No.6, 2016, pp. 356-363.
- 47) 宇野 誠、六浦悠太、荻田丈士、“円管流れの乱流遷移について”、日本機械学会東海学生会第 50 回学生員卒業研究発表講演会、SP21、2019 年 3 月。