

平成22年6月8日現在

研究種目：若手研究（B）  
研究期間：2007～2009  
課題番号：19760572  
研究課題名（和文） ロケットエンジン噴射器流れにおける微粒化・燃焼統一解析モデル構築に関する研究  
研究課題名（英文） A Study on Development of Numerical Treatment of Atomization and Combustion in a Rocket Engine Injector Flow  
研究代表者  
清水 和弥 (SHIMIZU KAZUYA)  
東京大学・大学院工学系研究科・特任助教  
研究者番号：80373447

## 研究成果の概要（和文）：

液体ロケットエンジン燃焼においては、燃料・酸化剤の混合過程が燃焼の安定性に直結する。その様子は燃焼圧力によって大きく異なるが、本研究では将来的に幅広い圧力範囲に適用可能な数値解析手法の構築を目的とした研究に取り組んだ。そのために必須となる燃焼反応モデル、熱物性等の詳細な検討を行うとともに、水素・酸素の混合や燃焼過程の圧力依存について検討し、今後の数値解析モデル構築へ向けた基礎となる多くの知見を得た。

## 研究成果の概要（英文）：

In a liquid rocket engine, mixing process affects on the stability of combustion, and the process is strongly depends on pressure in a combustion chamber. In this research, I have studied development of numerical method to investigate combustion phenomena in a rocket engine coaxial injector flow. The final target of this activity is to include vaporization of liquid oxygen in a numerical treatment. A detailed chemical kinetic model in hydrogen/oxygen system applicable to rocket engine combustion is proposed, and a stable time integration method of the detailed kinetic mechanism in a flow analysis is also proposed. The deformation of an oxygen droplet in a hydrogen stream and its mixing behavior is numerically studied. Numerical results showed that flow field and mixing process is divided into two patterns, depending on Reynolds number. When an ambient pressure becomes high, the deformation of the droplet becomes rapid and the separation behind the droplet developed significantly.

## 交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2007年度	1,200,000	0	1,200,000
2008年度	600,000	180,000	780,000
2009年度	600,000	180,000	780,000
年度			
年度			
総計	2,400,000	360,000	2,760,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙流体・推進，数値流体力学，燃焼，気液二相流

## 科学研究費補助金研究成果報告書

## 1. 研究開始当初の背景

液体ロケットエンジンの高性能化・高信頼性化、コストの低減、開発期間の短縮等を目指す上で、燃焼流れに関する知見を深めることは欠かせない。このことは、開発段階の不具合のうち4割近くが燃焼器およびその周辺部位で起こっていることからもうかがえる。ロケットエンジンの燃焼器には数百本の同軸型噴射器が設けられ、高圧力条件下で内側から低速の液体酸素を、外側から高速の水素をそれぞれ噴射し、液体酸素の微粒化、酸素・水素の混合、液体酸素の蒸発等を経て燃焼へと至る。ロケットエンジン燃焼を理解する上では、噴射器単体での燃焼流れの把握が必要不可欠であることは疑いようのないことであるが、数値解析で再現することを試みたとき、

- ・実在流体を厳密に考慮した熱物性・輸送係数等の扱い、
- ・大きな速度差に起因した剪断層の高精度な扱い、
- ・低速流れと高速流れを同時に扱う非圧縮性・圧縮性流れの統一解析、
- ・燃焼反応、
- ・気液二相流、
- ・液体酸素の蒸発、

を全て考慮する必要がある。これまでの研究は主に実験的なものが多く、可視化によって得られた情報は重要な知見となっているものの、そこで起こる物理現象の解明に十分な精度を有しているとは言いがたく、数値解析から得られる知見に対する期待は非常に大きい。液体ロケットエンジンの燃焼現象は、燃焼圧力が酸素の臨界圧力より高いか低いかによって超臨界圧燃焼、亜臨界圧燃焼の2つに大別されることが知られている。この2つの差異は、噴射された酸素が混合・燃焼へと至る相変化過程において不連続な変化を伴うかどうかであるが、これにより、そこで起こる物理現象は大きく異なったものとなる。これまでの数値解析はこのうち酸素の不連続な相変化を伴わない超臨界圧条件を対象としたものに限られており、気体燃焼の高圧延長上として取り扱うことでモデル化されている。しかしながらこの考え方では、亜臨界圧条件への適用は難しい。将来的に開発段階への適用などを考えたとき、圧力に依存せず統一的に解析可能な解析手法を確立することが望ましいが、そのような取り組みはほとんど見られない。

## 2. 研究の目的

「1. 研究開始当初の背景」の中で述べたように、ロケットエンジン燃焼はその燃焼圧力によって大きく現象が異なるものの、その両者に適用可能な解析モデル構築への取り組みというのほとんど見られない。したが

って幅広い燃焼圧力に適用可能な解析モデルが存在せず、特に亜臨界圧燃焼に適用可能な解析モデルが存在しない。将来的エンジンで想定されるスロットリングなどへの対応を考えた場合、燃焼圧力が低い条件に適用可能な解析モデルの構築が必要であり、本研究では幅広い燃焼圧力条件への適用が可能な燃焼流解析モデルの構築を最終的な目的とし、その基礎的な検討に取り組むことが目的である。幅広い燃焼圧力条件への適用を考えたとき、相変化をはじめとした液体酸素の振る舞いが重要な要素である。本研究では酸素の熱物性・輸送係数の詳細な検討、燃焼反応機構の検討をはじめ、特に液体酸素挙動の圧力依存に着目し、酸素の相変化・混合に関する知見を得ることを目的とした。

## 3. 研究の方法

燃焼圧力が低い条件を解析対象に含むことを考えた場合、液体酸素の挙動をどのように扱うかが重要となり、界面張力や蒸発といった気液二相流特有の現象を考慮する必要がある。従来行われている超臨界圧燃焼に対する解析モデルが亜臨界圧条件まで考慮できない理由はこの点にある。本研究では、これまで構築して来た気液二相流解析手法を燃焼流解析にまで応用することで、液体酸素の挙動を考慮した燃焼解析を可能とする。ここで扱う解析手法では、

- ・実在流体熱物性・輸送物性の厳密な考慮、
  - ・非圧縮性・圧縮性流体の統一解析、
- が可能である。また、ロケットエンジン燃焼は、
- ・その燃焼圧力が非常に高い、
  - ・純水素・酸素反応であり窒素などの不活性ガスが存在しない、
- ことが燃焼工学の観点からは特徴であり、そのような条件で適用可能な水素・酸素の詳細反応モデルの構築も欠かせない。中でも高圧条件で重要となる
- ・三体効果を有する素反応、
  - ・ $\text{HO}_2$  が関係する素反応、

などを再検討し、ロケットエンジン燃焼条件にまで適用可能な反応機構を提案する。さらに、水素・酸素の実在流体熱物性・輸送係数を解析の中で厳密に考慮することも必須であり、それらの検討も必要である。これらについての検討を行い、数値解析モデルに組み込み可能な形式を提案したうえで、特に液体酸素挙動の圧力依存について検討し、今後の蒸発モデルの構築、亜臨界圧燃焼への適用に資する知見を数値シミュレーションによって得る。

## 4. 研究成果

本研究は、ロケットエンジン燃焼の中でも、将来的に亜臨界圧燃焼・超臨界圧燃焼の違いを区別することなく解析可能とするこ

とを目指したものである。そのような目的のためにはじめに、実在流体物性、非圧縮性・圧縮性統一解析などが可能な気液二相流解析手法の検証を行い、気泡崩壊現象の再現などを通じて十分な精度を有することを確認した。その手法を基に水素・酸素の混合・燃焼過程を解析可能なように拡張を行った。

その過程における課題の一つとしてロケット燃焼環境に適用可能な反応モデルの構築が挙げられ、新たな詳細反応モデルの提案を行った。その反応では

- ・ 三体効果を伴う素反応の圧力依存
- ・  $\text{HO}_2$  が関係する素反応

について特に詳しく検討し、これまで提案されて来た他のモデルに比べて特に高压条件での適用に優位性があることを示した (図 1)。

また、この反応モデルを実際に解析モデルに組み込み、解析を実施する上では、反応項の時間積分精度に関する注意が必要であり、この傾向は生成速度が大きくなる高压条件下ほど顕著となる。この問題を解決するための簡易的な手法として、流体・反応の時間積分を分離し部分段階的に時間積分することを前提に、反応項の時間積分法として、異なる時間精度を有する手法を併用し、各ステップで局所誤差を評価することでそのステップ毎の時間積分安定性を判断し、時間刻み幅を可変とすることで効率的な時間積分を行う手法を提案した。その際、多変数の連立微分方程式系では局所誤差を判定する際に一般的には全変数を何らかの形で対象とする必要があるが、水素酸素反応の進行過程の特徴を考慮することで  $\text{HO}_2$  化学種にのみ着目すれば十分であることを示した。

熱物性に関する検討では、これまで提案さ

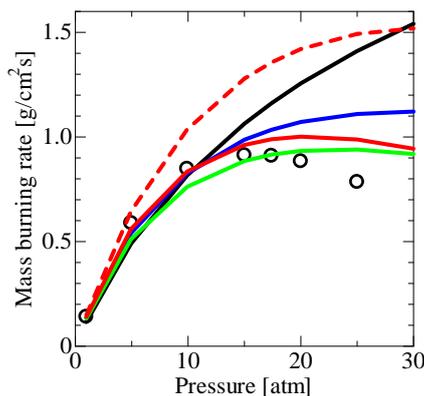


図 1 : 水素・酸素反応機構の違いによる燃焼速度の圧力依存 (赤線 : 本研究で提案したモデル, ○は実験値)。

れている多くの状態方程式・輸送係数についての推算式と、計測データとの比較を再検討することで、解析に適用可能な推算式の精度検証を行った。比較的圧力が高い条件においては、十分な精度を有しているものの、酸素臨界圧力に近い条件においては精度が不十分であることを確認した。一方で、特に混合系の熱物性・輸送係数については計測データが不足しており、推算式がどの程度の精度を有しているかをはっきりと確認するまでには至っておらず、今後の検討課題として残っ

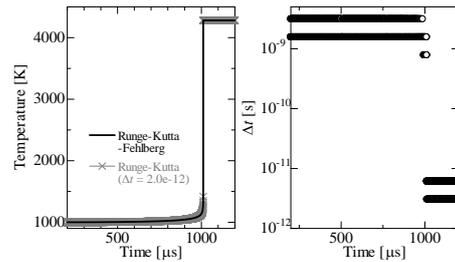


図 2 : 精度保証を取り入れた水素・酸素反応機構の時間積分法による解析結果。

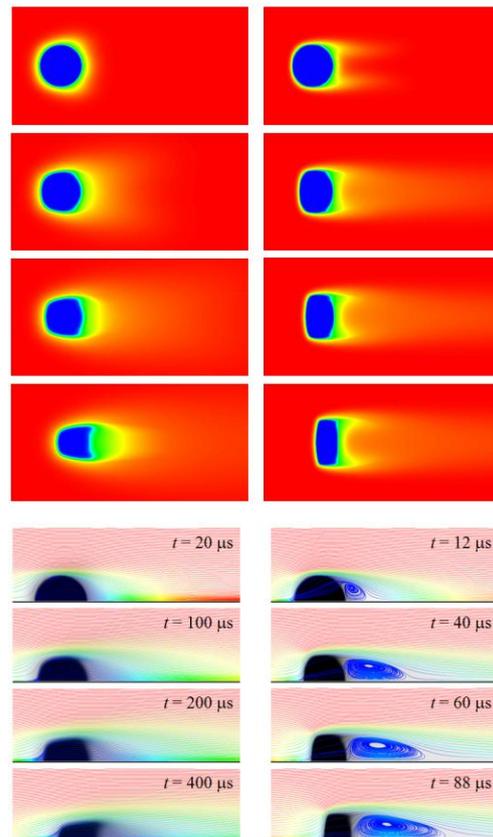


図 3 : 酸素液滴の変形および流れ場の圧力分布 (上 : 温度分布, 下 : 流れの様子)。

た。この点を解決する一つの方法として、分子間ポテンシャルに基づいた物性推算法などについて検討し、計測データが不十分な条件において推算精度を定量化する方法についての検討を始めており今後引き続き取り組みたいと考えている。

上記のことを検討した上で、ここで構築した解析手法を用いて水素・酸素の混合過程や燃焼過程に対して考察した。基礎的な知見を得るために水素流れ中の酸素液滴の変形や水素・酸素の混合、燃焼などに関する検討を行い、それらの圧力依存について検討した。圧力が高い条件ほど、酸素液滴の変形が大きく混合も促進されること、逆に圧力が低い条件では、酸素液滴背後に生じる剥離領域が非常に大きくなることなどを明らかにし、それらはレイノルズ数によって大きく2つのパターンに分類可能であることなどの知見を得ることができた。蒸発過程まで厳密に考慮した解析結果を得るまでに至ることはできていないが、今後引き続き取り組むことでそのような検討も十分可能であると考えられる結果を得ることができた。

#### 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計4件)

1. 清水和弥, 津田伸一, 井上智博, 山西伸宏, 姫野武洋, 越光男, 「概論: 現状と問題点 -液体ロケットエンジンのシミュレーションとモデリング-」, 日本航空宇宙学会誌, vol. 58, pp. 97-104, 2010. (査読有, 解説記事)
2. 津田伸一, 竹内伸太郎, 清水和弥, 谷直樹, 「ロケットポンプにおける極低温キャビテーション性能/安定性評価に向けて」, 日本航空宇宙学会誌, vol. 58, pp. 145-150, 2010. (査読有, 解説記事)
3. 清水和弥, 大門優, 越光男, 「超臨界燃焼現象の詳細理解と開発への応用に向けた取り組み」, 日本航空宇宙学会誌 (掲載予定). (査読有, 解説記事)
4. 清水和弥, 越光男, 津田伸一, 塩見淳一郎, 「ロケットエンジン熱流体解析のための熱・輸送物性」日本航空宇宙学会誌 (掲載予定). (査読有, 解説記事)

[学会発表] (計10件)

1. Kazuya Shimizu, "Numerical Study on the Deformation of an Oxygen Droplet in a Hydrogen Stream at High Pressures", The Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010(AJCPP2010), March 5, 2010, Miyazaki, Japan.
2. Kazuya Shimizu, "A Noble Kinetic Model

of H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> System Applicable to Liquid Rocket Engine Combustion", 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2009-4968, August 4, 2009, Denver, USA.

3. 清水和弥, 「高圧水素雰囲気中における酸素液滴挙動の数値解析」, 第47回燃焼シンポジウム, 2009年12月5日, 札幌.
4. 清水和弥, 「RCCE法による詳細反応機構の効率的時間積分法の開発」, 第47回燃焼シンポジウム, 2009年12月4日, 札幌.
5. 清水和弥, 越光男, 「分子間ポテンシャルに基づいた水素・酸素および混合系の熱物性推算」, 第30回日本熱物性シンポジウム, 2009年10月29日, 米沢.
6. 清水和弥, 越光男, 「水素酸素詳細反応機構の安定な時間積分法と燃焼流解析への応用に関する検討」, 日本流体力学会年会2009, 2009年9月3日, 東京.
7. 清水和弥, 「高圧水素/酸素燃焼反応機構の基礎検討」, 日本航空宇宙学会2009年北部支部講演会, 2009年3月12日, 仙台.
8. K. Shimizu, "Study on the Occurrence of the Liquid Jet and the Bubble Breakup in a Convergent Divergent Channel Flow", XXII International Congress of Theoretical and Applied Mechanics (ICTAM 2008), August 28, 2008, Adelaide, Australia.
9. K. Shimizu, "Two-Phase Flow Analysis on the Occurrence of the Liquid Jet into a Bubble in a Convergent Divergent Channel", 8th World Congress on Computational Mechanics (WCCM8), June 2, 2008, Venice, Italy
10. K. Shimizu, "Study on Development of Unified Simulation Method for Atomization and Combustion in a Coaxial Injector Flow", 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 7, 2008, Reno, USA

[図書] (計0件)

[産業財産権]

○出願状況 (計0件)

名称:  
発明者:  
権利者:  
種類:  
番号:  
出願年月日:  
国内外の別:

○取得状況（計0件）

名称：  
発明者：  
権利者：  
種類：  
番号：  
取得年月日：  
国内外の別：

〔その他〕  
ホームページ等

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

清水 和弥 (SHIMIZU KAZUYA)

東京大学・大学院工学系研究科・特任助教  
研究者番号：80373447

### (2) 研究分担者

( )

研究者番号：

### (3) 連携研究者

( )

研究者番号：