

# ロケットエンジン過渡時動的挙動解析技術の開発

## Engine Dynamics Rocket Technology

技術本部 赤澤公雄\*<sup>1</sup> 武石賢一郎\*<sup>2</sup>  
名古屋誘導推進システム製作所 長谷川恵一\*<sup>3</sup> 渥美正博\*<sup>4</sup>

液体ロケットエンジンでは、エンジン始動や停止時に水素、酸素の相状態が液体二相ガスと変化するため、これがエンジン全系の過渡特性を左右することとなる。この相状態変化を扱う二相流解析技術は将来、エンジン開発のキー技術として期待されている。原子力発電の二相流解析で蓄積した解析モデルに水素、酸素の物性値を組み込み、燃焼を含むエンジン特有のモデルを追加することにより、汎用的なロケットエンジンの二相流解析モデルを構築した。この解析モデルの特徴は、液体水素の極低温（-252）から燃焼ガスの超高温（3300）までの連続した相変化過渡状態の解析が可能なモデルである。解析モデルの精度を燃焼試験の過渡データと比較することで確認するとともに、新型エンジンの始動停止解析に適用中である。また、エンジン不具合解析に適用し、原因究明に大いに威力を発揮した。

In liquid fuel rocket engines, hydrogen and oxygen change their state phase. Two-phase flow analysis technology is expected to be a key technology in engine for development. We have developed an analysis model of 2-phase flow for nuclear power plants. By adding characteristic functions of hydrogen and oxygen, and adding specific models of rocket engines to the model, we analyzed general model two-phase flow for the rocket engine. The model can continuously analyze from super cool (-252) to super heat (3300). The model's potential was demonstrated for engine start-stop dynamics. The analyzing model is now being applied to the analysis of new rocket engines.

### 1. はじめに

液体ロケットエンジンに対する低コスト化、高性能化に加え、高信頼性が近年特に注目されつつあり、新型ロケットエンジンへの期待と要求とが高まりつつある。また、将来の再使用型エンジンでは、エンジン自己診断機能や推力調整機能を有するエンジンが考えられ、エンジン全系の挙動を監視しながら高い健全性を有するエンジンが求められている。

したがって、将来エンジン設計開発においては燃焼試験前に解析モデル計算により、始動/停止などの過渡現象を把握しておくことが重要な役割を担うことになる。そこで、汎用ロケットエンジン解析モデルを構築し、解析技術確立することとなった。汎用ロケットエンジン解析モデルが確立していれば、エンジンの不具合発生時に、不具合原因の究明にも使用が可能となる。

汎用ロケットエンジン解析モデルを構築する上で、大きな課題は燃料（水素）、酸素の二相流熱流動解析技術である。当社では、これまで原子力プラントの二相流熱流動解析に自社開発の熱流体システム汎用シミュレーションプログラムPRANET<sup>1)</sup>を使用しており、二相流解析技術の実績がある。そこでPRANETをベースとして汎用ロケットエンジン解析モデルを構築した。

本報では、汎用ロケットエンジン解析モデルの概要とその計算例について述べる。

### 2. 汎用ロケットエンジン解析モデル

#### 2.1 ロケットエンジン主要構成機器

汎用ロケットエンジン解析モデルは、以下に示すような主

要構成機器からなる流体ネットワークの解析計算が可能ながことが必須である。一例としてエキスパンダブリードサイクル（吸熱膨張タービン駆動サイクル）の主要系統図を図1に示す。

燃料タンクにためた液体燃料は、燃料ターボポンプにより昇圧され、主燃料弁を通りミキサーを経て燃焼室へ流れ燃焼する。また、主燃料弁を出た燃料の一部は、燃焼室壁内の細管を通り、加熱され、一部はミキサーで燃料を加熱し、残りは、まず燃料ターボポンプタービンを駆動し、更に、酸素ターボポンプタービンを駆動した後、ノズルスカート内に放出される。

液体酸素についても同様である。

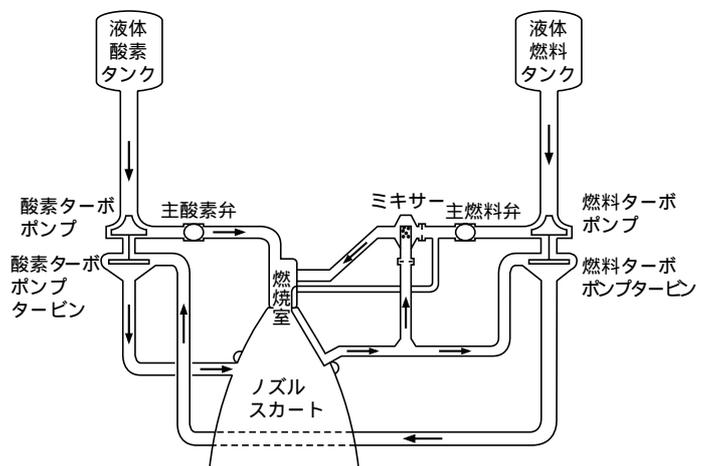


図1 ロケットエンジン系統例 一般的なロケットエンジンの主要な系統を示す。

A sample of rocket engine systematic figure

\*<sup>1</sup> 高砂研究所制御システム研究室

\*<sup>3</sup> エンジン機器技術部主幹

\*<sup>2</sup> 高砂研究所燃焼伝熱研究室 主席 工博

\*<sup>4</sup> エンジン機器技術部液体ロケットエンジン設計課 主席

## 2.2 解析モデルの特徴

本解析モデルの特徴は、質量保存則とエネルギー保存則を解く“ノード”と呼ぶ部品モデルと運動量保存則を解く“リンク”と呼ぶ部品モデルを組み合わせ、エンジン全体モデルを構築することである。ノードでは圧力、温度、密度を計算し、リンクでは流量を計算する。前項に示したエンジン主要構成機器を分類するとタンク、ミキサー、燃焼室はノードでモデル化し、ポンプ、タービン、弁はリンクでモデル化する。また、配管はノードとリンクとを組み合わせでモデル化する。例えば、図1の燃料ターボポンプから主燃料弁の間の配管は、温度分布がほとんどないため1つのノードでモデル化できる。一方、主燃料弁から燃焼室壁を通る配管は、燃焼室からの入熱により大きな温度変化が生じることから複数のノードとリンクでモデル化する。すなわち、解析目的に合わせて配管を分割して演算する。

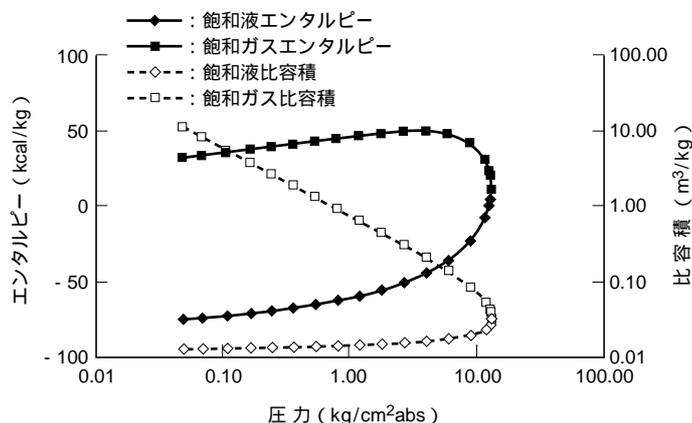


図2 物性相関関数例 物性相関関数の例として水素の圧力に対する飽和エンタルピー、飽和比容積の相関関数を示す。  
A sample of characteristic function of the property of hydrogen and oxygen

ノードとリンクに設定する諸元として以下のものがある。  
ノード：容積，初期圧力，初期温度，初期液位（タンク），熱伝達率（燃焼室）  
リンク：管路抵抗，管路長，管路断面積，流量vs揚程特性カーブ（ポンプ），弁開度vs流量係数特性カーブ（弁），定格上下流圧力，上流温度，流量vs効率特性カーブ（タービン）

その他の特徴を以下にまとめる。

- ① 一次元的な流体と熱の流れを扱う。
- ② 分布系を多点集中近似して扱う。
- ③ 流体が単相状態のときには、質量流量、圧力、エンタルピー（内部エネルギー）を独立変数として解き、二相状態では、質量流量、圧力、密度を独立変数として解く。他の物理量は、組み込んだ水素/酸素の物性相関関数を参照して求める。いずれの相状態でも流体の圧縮性を正しく扱うことができる。
- ④ 二相状態は完全均質として解く。すなわち、気相と液相とが同じ温度、速度として扱う。
- ⑤ ポンプの回転運動モデル、弁の開度制御、配管破断のような流体系の境界条件をモデル化することも可能である。

## 2.3 水素、酸素の物性

PRANETでは、流体として水、油、空気を対象としている。これをロケットエンジン解析に適用するには、水素及び酸素の物性相関関数を組み込むことが重要となる。PRANETに組み込んだ物性相関関数の一例として、水素の圧力に対する飽和エンタルピー、飽和比容積を図2に示す。

## 2.4 ロケットエンジン解析モデルの例

ロケットエンジンシステムを解析モデルとして構築した例を、図3に示す。図3の白抜きの部分は水素が流れるシステムを示し、

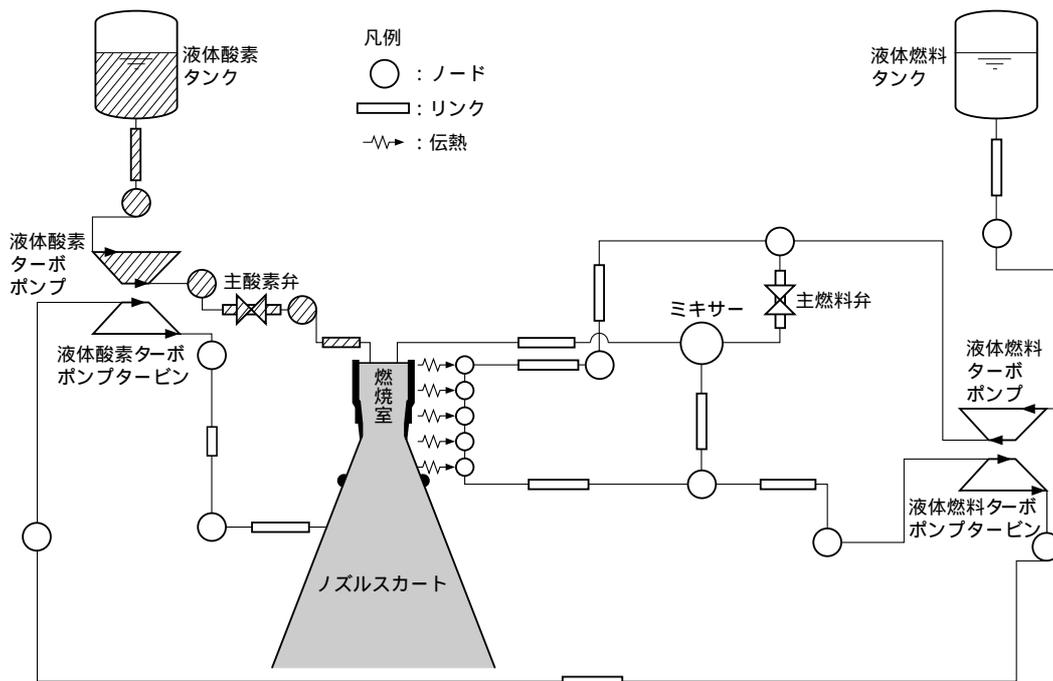


図3 解析モデル構築例 図1のエンジンシステムを解析モデルとして構築した例を示す。  
A sample of analyzing model

網掛けの部分は酸素が流れる系統を示し、塗りつぶしの部分は燃焼ガスの系統を示す。また、円で記述した部分が“ノード”であり、このポイントでの圧力、温度、密度を計算する。一方、その他の長方形などで記述した部分が“リンク”でありこのポイントでの流量を計算する。

### 3. 計算例

#### 3.1 解析モデル精度の評価計算

本解析モデルの能力・精度を評価するため、エンジン燃焼試験時のデータと比較する。比較の対象エンジンはH-IIAロケットで使用されているLE-5Bエンジンとし、解析モデルを構築したうえで、定常状態、始動過渡状態、停止過渡状態について計算を実施した。

定常出力時のエンジン各部の物理量を解析計算結果と燃焼試験データとを比較したものを表1、図4に示す。この結果から定常出力時の解析結果は試験データと良く一致している

表1 燃焼試験データと解析結果の比較（定常値）  
The result of static analysis

名称	燃焼試験データ	計算結果
燃料ポンプ入口圧力 (kg/cm <sup>2</sup> abs)	2.2	2.2
燃料ポンプ吐出圧力 (kg/cm <sup>2</sup> abs)	71	72
燃料ポンプタービン入口圧力 (kg/cm <sup>2</sup> abs)	40	39
燃料ポンプタービン出口圧力 (kg/cm <sup>2</sup> abs)	7.2	7.2
酸素ポンプタービン入口圧力 (kg/cm <sup>2</sup> abs)	6.7	6.7
酸素ポンプタービン出口圧力 (kg/cm <sup>2</sup> abs)	3.1	3.0
酸素ポンプ入口圧力 (kg/cm <sup>2</sup> abs)	2.7	2.7
酸素ポンプ吐出圧力 (kg/cm <sup>2</sup> abs)	56	56
燃料ポンプ流量 (kg/sec)	5.2	5.2
燃料ポンプタービン流量 (kg/sec)	0.67	0.65
酸素ポンプタービン流量 (kg/sec)	0.48	0.48
酸素ポンプ流量 (kg/sec)	26	26
燃焼室圧力 (kg/cm <sup>2</sup> abs)	37	36
燃焼温度 (°K)	3 500	3 400
燃料ポンプ回転数 (rpm)	52 100	52 100
酸素ポンプ回転数 (rpm)	17 600	17 500

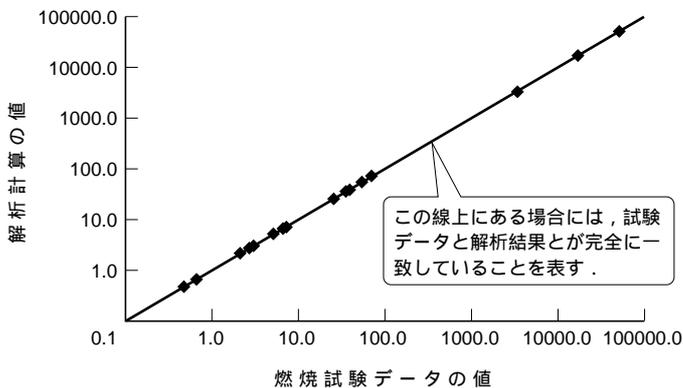


図4 燃焼試験データと解析結果の比較（定常値） 燃焼試験データと解析計算結果の定常値をx-yグラフで表現したもの。y=x線上であれば完全に一致している。  
The result of static analysis

ことが分かる。

また、始動過渡計算結果と燃焼試験データとを比較したものを図5に、停止過渡計算結果を比較したものを図6に示す。図5、図6から始動停止の過渡事象に対しても試験データと一致した計算結果が得られた。始動過渡において燃焼試験データとの若干の差異があるが、これは解析モデルの一部の諸元（タービン効率、燃焼室熱伝達率など）を定格値から近似しており、その近似誤差の影響が計算結果に現れたものであり、この改善は容易である。

この計算結果から、本解析モデルが将来エンジン開発支援ツールとして十分活用できることが確認できた。

#### 3.2 エンジン不具合解析計算

本解析モデルは新型ロケットエンジン開発時のみならず、不具合発生時の原因究明にも利用できる。その一例として、H-IIロケット8号機（LE-7）のトラブル解析結果を示す。

解析モデルに組み込んだ不具合発生時の想定原因を次に示す。  
燃料ターボポンプ：その揚程が短時間に急減する（ポンプ異常を想定）

ポンプ入口管：耐圧を超えると別途フライトデータから解析した漏れ量が漏れ出す。

この計算結果とフライトデータとを比較したものを図7に示す。比較したデータは、フライトデータで不具合発生後、

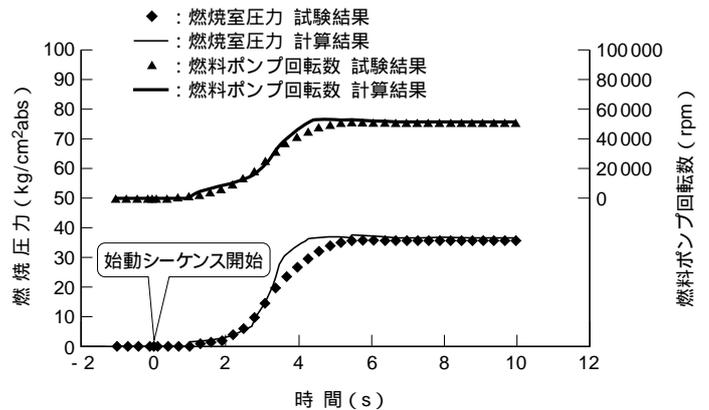


図5 燃焼試験データと解析結果の比較（始動過渡） 始動過渡解析結果と燃焼試験データとを比較したもの。  
The result of start-dynamics analysis

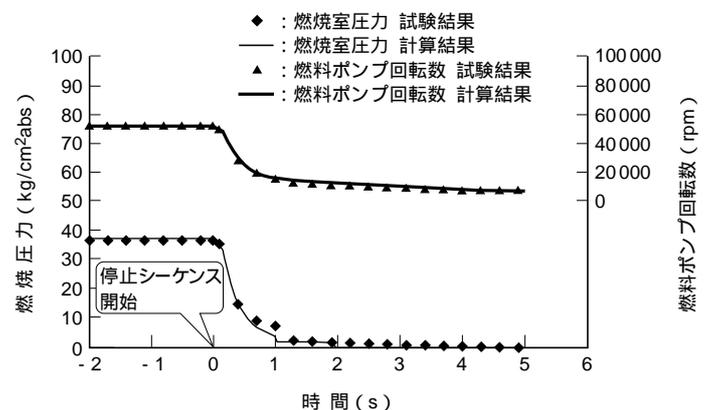


図6 燃焼試験データと解析結果の比較（停止過渡） 停止過渡解析結果と燃焼試験データとを比較したもの。  
The result of stop-dynamics analysis

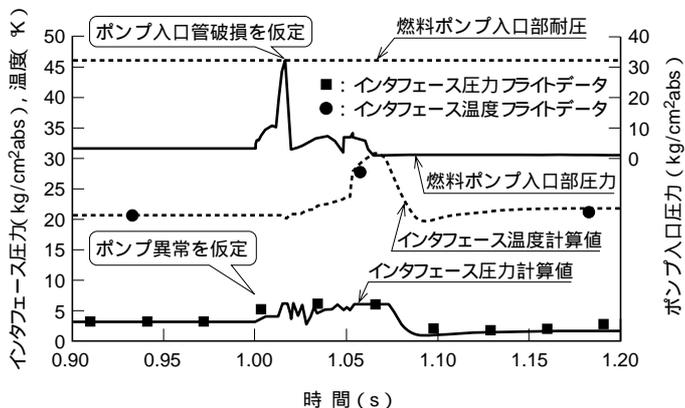


図7 不具合解析結果 H-II不具合解析結果とフライトデータとを対比したものを示す。良く一致している。  
The result of trouble shooting

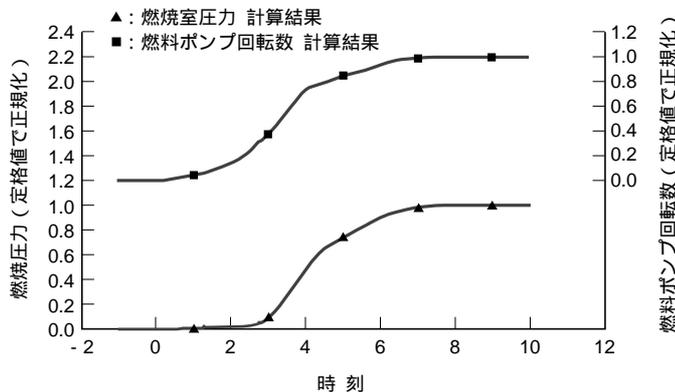


図8 新型エンジン始動解析結果 MB-XXエンジンの始動過渡事象を解析した結果を示す。  
The result of analyze of the new engine starting

表2 正常時フライトデータ  
The flight data of normal state

	フライトデータ	解析計算値
燃料ポンプインタフェース部圧力 (kg/cm²abs)	3.4	3.3
燃料ポンプインタフェース部温度 (°K)	21	21
燃料ポンプ入口部圧力 (kg/cm²abs)	—	3.2
燃料ポンプ入口部温度 (°K)	—	21
燃料ポンプ吐出部圧力 (kg/cm²abs)	277	275
燃料ポンプ吐出部温度 (°K)	—	51

直後に変化が計測された燃料ポンプインタフェース部圧力及び温度である。このポンプインタフェース部とは燃料タンクとポンプとの中間部のことである。また、ポンプ入口部圧力はフライトデータには無いが、解析の着目点であるため同じグラフに示す。

図7の1sの時点で燃料ポンプの異常が発生した解析を行った。異常発生前の各部の状態量を表2に示す。すなわち、ポンプが正常状態にあるときには、ポンプは270 kg/cm²以上の昇圧と30 °K程度の昇温を行っている。ポンプに異常が生じた後、この圧力差に起因する逆流が生じて、約1.01sの時点でポンプ入口部圧力がその耐圧を越えている。また、インタフェース圧力も、この逆流により上昇しており、フライトデータと同様の傾向を示している。さらに、インタフェース部温度も約51 °Kの比較的高温の水素が逆流してくることにより、ポンプ異常発生から約0.06sに28 °K程度まで上昇しており、これもまたフライトデータと良く一致した傾向を示している。

このように、仮説として設けた不具合想定原因を組み込んだ解析モデルにより、フライトデータに良く一致する計算結果を得た。その後、海底からエンジンを回収し、調査したところ、燃料ポンプの回転翼の一部が破損していたことが確認された。

### 3.3 新型ロケットエンジン始動停止解析計算

本解析モデルを用いて米ボーイング社と研究開発を進めている新型ロケットエンジンのMB-XXエンジンについて、始動停止過渡解析を行った一例を示す。

エンジン始動時の燃焼圧力、燃料ポンプ回転数の解析結果をそれぞれ図8に示す。このケースでは、エンジン始動後6s程度で立ち上がるものと推定される。

現在エンジンシステムの最適設計を支援する解析を継続実施中である。

## 4. おわりに

汎用ロケットエンジン過渡解析技術の概要について紹介した。また、この解析技術の精度を実機燃焼試験データと比較することにより示した。さらに、不具合解析計算例及び新型エンジンの解析計算について紹介した。この解析技術は、今後予定される再利用型を初めとする新型ロケットエンジン開発において強力な設計・試験ツールとなることが期待されている。

### 参考文献

- (1) 桑原耕治ほか、ノード・リンクネットワーク表現による流体システムのシミュレーションプログラムPRANET、三菱重工技報 Vol.22 No.6 (1985) p.859