

ロケットエンジン動的シミュレータ(REDS)

木村俊哉、高橋政浩、若松義男、長谷川恵・(航空宇宙技術研究所)、
山西伸宏(宇宙開発事業団)

Rocket Engine Dynamic Simulator (REDS)

by

Toshiya KIMURA, Masahiro TAKAHASHI, Yoshio WAKAMATSU, Keiichi HASEGAWA (NAL),
Nobuhiro YAMANISHI

ABSTRACT

The Rocket Engine Dynamic Simulator (REDS) has been developed. REDS is a kind of simulation tool to simulate and examine unsteady behavior of a rocket engine. A rocket engine is modeled as a system of pipes with various hydraulic elements such as turbopumps, turbines, valves, orifices, etc. Flows of fuel, oxidizer and combustion gas are simulated by solving conservative equations with calculations of their phase changes and physical properties. The motion of turbopumps and turbines are solved coupling with flow equations. The heat exchange between fluid and walls is also calculated and incorporated into the energy state of fluids. In the present version of REDS, the simulation code has been developed to simulate the unsteady behavior such as a startup and a shutdown of a staged combustion cycle engine, which has been applied to Japanese launch vehicles H-II and H-IIA. The validity of REDS has been checked by comparing with the combustion test data, and the results showed high capability in reproduction of unsteady response in startup and shutdown and steady state working condition. REDS has been constructed with flexibility to apply to any configuration of a rocket engine and is expected to contribute to R&D of a next generation rocket engine.

1. はじめに

H-II ロケット 8 号機の打ち上げ失敗を契機に、エンジントラブルが起こった際の原因究明を効率的かつ精密に行える手法の開発がロケットエンジンの研究開発の上で重要な課題となった。数値シミュレーションはトラブルシューティングの一手法として有力な方法であることからロケットエンジンのシステム全体としての過渡特性を解析する能力を有するシミュレータープログラムの開発を航空宇宙技術研究所角田宇宙推進研究所において行うこととなった。

ロケットエンジンの過渡特性をシミュレートする計算コードは、これまでも国内外で開発がなされている^{[1][2][3][4]}。国内においては冠らが LE-5^[1]や LE-7^[2]の起動及び停止過渡特性に関する報告を行っている。国外では NASA が Pratt & Whitney 社と共同で、ROCETS^[3]というコード名でシミュレータの開発を行いレポートを出しているが詳細は明らかでない。冠らが用いた手法は基本的には準定常を仮定し圧力と流量バランスをとりながら、起動時や停止時のエンジンの過渡特性をシミュレートするものであり、LE-5 や LE-7 の開発には大きな貢献をした。しかしながら、過渡時に何らかの不具合が発

生した場合、例えば配管が破損した様な場合、そのような状況の評価は不可能であり、また LE-5 や LE-7 に特化したものである。配管破損のようなトラブルをシミュレート出来る能力を持ち、かつ今後の新しいエンジンに柔軟に対応出来るシミュレータの開発が本研究の目的である。但し、エンジン要素のモデル化については、一部冠らの手法に準じたモデル化を採用した。三菱重工は独自にロケットエンジンの過渡特性解析プログラムを開発しているが^[4]、民間会社の社内コードであり航技研のような公的機関が独自にこのようなシミュレータを開発し利用出来ることは重要なことである。

ロケットエンジンは複雑な配管システムと流体機器の組み合わせである。大きさは異なるが同様に複雑な配管系を有するプラント設備として原子力発電設備の原子炉がある。原子炉の安全性解析では原子炉を管路系として内部の熱流動を模擬する手法が数多く行われており、その1つとしてボリューム・ジャンクション法というものが使われている。

そこで、ロケットエンジンを管路系としてモデル化し、同手法を用いた解法を用いて燃料、酸化剤、燃焼ガスに対応する流体の保存方程式を解くと同時に、ターボポンプの運動、熱伝導等、ロケットエ

エンジンに固有の特性を取り入れることによって、ロケットエンジンの起動や停止、事故時等におけるエンジン各部の圧力、温度やターボポンプの回転数、エンジン推力などの時間的な挙動を数値的に模擬計算できるシミュレータの構築を行った。

開発の第一段階として、通常運転状態における始動時や停止時のエンジンの挙動を再現できるシミュレータの開発を目標とし、H-II ロケット及びH-IIA ロケットのメインエンジンである LE-7 及び LE-7A エンジンの始動、停止過程の模擬を開発の目的とした。両エンジンについては、数多くの燃焼試験データの蓄積があり、これらを用いることでシミュレータの検証を行うことが出来る。

REDS はポリウム要素と流体機器を自由に組み合わせることで任意のシステムへの展開が容易に出来るようなフレキシビリティを備えて構築されており、今後再使用型エンジン等次世代のエンジン開発においても強力な開発支援ツールとして発展させることも可能である。

本研究は、航技研/宇宙開発事業団共同研究「H-IIA ロケットエンジンの信頼性向上に関する研究」の一環であり、また三機関連携融合プロジェクト「エンジン中核研究開発プロジェクト エンジンシステム解析の研究」の研究テーマでもある。

2. 解析手法

2. 1 基礎方程式

水素、酸素、燃焼ガスの流動を扱う基礎方程式は、流体計算で一般に用いられる1次元非定常の質量保存式、運動量保存式、エネルギー保存式である。流体の状態に応じて適切な物性計算を行うことによって、これらの基礎式によって極低温液相状態、2相状態、超臨界状態、気相状態を一元的に扱うことが出来る。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} = 0$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u u)}{\partial x} = -\frac{\partial P}{\partial x} - \frac{1}{2} K \rho u |u|$$

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial\{(E+P)u\}}{\partial x} = Q$$

2. 2 計算手法

流路はポリウム要素の連結として表される。そこで、上式を用いてそれぞれのポリウム要素での保存則を時間発展的に解くことによって、各ポリウム要素における物理量の時間変化を計算するこ

とが出来ると。

保存式の解法には、ポリウム・ジャンクション法^[5]を採用した。ポリウム中心において、密度、圧力等のスカラー量を定義し、ポリウム境界であるジャンクションにおいて流速(ベクトル量)を定義する。運動量保存則を、ジャンクションに隣接するポリウム間に渡る仮想コントロールポリウムを仮定し、それに対して解くことでジャンクションにおける流速が求まる。その流速を用いて各ポリウム毎に質量保存、エネルギー保存を解くことでポリウム内の密度、エネルギーが求まる。すなわち、ポリウム・ジャンクション法とは言葉を換えればスタッガード格子におけるコントロールポリウム法である。

それぞれの保存式の計算には差分法を用いる。質量保存式とエネルギー保存式の対流項の離散化には、1次精度の風上差分法を用いる。

エンジン配管は、ベント、エルボー、分岐等、複雑な構造をしている。REDS においては、それらを直管の連結として近似し準一次元的に取り扱うことで、一次元の保存方程式を解いている。ベント部、エルボー部、分岐部、また径が変化するところでは流体抵抗が生じるが、これらは付加抵抗値として考慮する。

3. 解析モデル

3. 1 流体抵抗モデル

流体はエンジン流路内において様々な抵抗を受けるが、それらは運動量保存式において抵抗係数として代表されている。REDS においては、各管路要素における壁面摩擦、バルブ、オリフィス、噴射器、タービンにおける抵抗を考慮している。また、流路拡大、流路縮小、ベント、分岐等によるその他の抵抗については、定常点解析から得られる値を付加抵抗値として流路の特定の位置に導入している。ただし、抵抗値導入の際には前後のポリウムの断面積及びジャンクションの面積の補正を加える必要がある。

3. 2 ターボポンプモデル

ポンプは1つのポリウム要素とその前後のジャンクション要素で取り扱い、タービンは1つのポリウム要素と1つの上流側のジャンクションで扱う。

FTP 及び OTP の回転の加速度で表す動特性は次の式で表される。

$$\frac{dN}{dt} = \frac{60}{2\pi I} \left[\frac{60}{2\pi N} L_T - \frac{60}{2\pi N} L_p - M_F \right]$$

上式を流れの方程式と連立して解く。各時間ステップでの回転数 N から揚程 ΔH が得られる。 ΔH による圧力上昇 $\Delta P = \rho g \Delta H$ がポンプ要素のジャンクションにおける運動方程式の加速項となる。また、散逸による加熱がポリウム要素に加えられる。タービンではタービン駆動によるエネルギー損失をポリウム要素に考慮する。

ポンプ揚程及びポンプ効率は回転数、流量の関数として、ポンプ特性データとして与えられる回帰式を用いる。またタービン効率についても回転数、特性速度の関数としてタービン特性として与えられる回帰式を用いる。なお、ポンプの水車作用は無いと仮定する。

3. 3 伝熱モデル

エンジンのモデル化において、エンジン内を流れる流体と管路要素との間の熱の授受はエンジンの動特性に重要な影響を与える。

特に始動過程において、

- ・バルブが開き始めると、未予冷区間に流れ込んだ液体酸素や液体水素は管壁から熱の流入を受け加熱され2相状態から超臨界状態を経て気相状態へと状態変化を起こす。
- ・エキスパンダーサイクルモードでは、気化した水素がタービンを駆動する。
- ・2段燃焼サイクルモードでは水素は再生冷却ジャケットで燃焼ガスからの加熱を受ける。

そこで、各ポリウム要素の壁をヒートマスとしてポリウム要素とその内部の流体との間の熱伝達を計算する。未予冷断熱区間では管壁から流体への伝熱、再生冷却ジャケット部では、燃焼ガスから管壁、管壁から流体への伝熱を計算する。各ポリウムでの壁温の分布は考えず集中常数として扱う。また、問題を単純化する目的で壁温は燃焼ガス側、冷却剤側で等しいと仮定している。金属の熱伝導率は流体の熱伝導率に比べて大きいので、壁面の温度差は流体と壁表面温度の温度差に比べて小さいのでこの過程による誤差は小さい。

3. 4 物性モデル

3. 4. 1 水素・酸素

ロケットエンジン内部において水素や酸素は極低温液相状態から2相状態、気相状態、そして超臨界状態と様々な相状態となりうる。また、温度も数10Kから数100K、圧力は0.1MPaから数10MPaのオーダーで変化しうる。そのような広範囲で変化する物理状態を計算するために、REDSでは水素および酸素の物性計算にはGASPコード^[6]を用いた。GASPは水素、酸素を含む10種の物性を広い温度、

圧力範囲で計算できるコードである。水素については、圧力範囲10⁻⁴MPaから100MPa、温度範囲は13.8Kから3000K、酸素の圧力範囲は10⁻²MPaから100MPa、温度範囲は70Kから500K程度である。

REDSでは、基礎方程式より密度、全エネルギーが計算されるので、密度、内部エネルギーを入力変数として、GASPを用いて圧力、温度、音速、比熱、粘性係数、熱伝導率、ポイド率等の物理量を求めるインターフェースを備えている。

しかしながら、GASPは水素、酸素だけでなく他8種の物質に対しても適応できるなど汎用性が高くなるよう作られているので計算負荷がかなり高い。また、REDSでは各ポリウムにおいて、各時間ステップで物性計算を行う必要があり、GASPコードをオリジナルのまま用いると全体の計算量に対して物性計算の計算負荷が圧倒的に大きくなる。そこで、水素と酸素について、あらかじめGASPを用いて必要な物性値の密度、内部エネルギーを変数とする物性テーブルを作成し、計算では必要な値を補間して求める方法を取る。

物性テーブルでは、水素は密度範囲0.01kg/m³から105kg/m³、内部エネルギー範囲-4.49×10⁶J/kgから3.15×10⁷J/kg、酸素は密度範囲0.5kg/m³から1300kg/m³、内部エネルギー範囲-4.5×10⁵J/kgから6.4×10³J/kgをそれぞれ200点程度に分割する。ロケットエンジンの計算では水素、酸素とも飽和曲線付近での物性を参照することが多く、飽和曲線近傍での精度がシミュレータの安定性にも大きな影響があるのでこの領域では別に詳細なテーブルを用いる。補間については密度、エネルギーともに線形補間を用いる。

テーブルを用いることによって、物性計算はGASPコードを直接解く方法に比較して約10倍の高速化が可能となった。また、GASPでは全ての領域で安定な収束が得られるわけではないが、そのような点においてもテーブルでは近傍の領域より物性値を補間して作成しているので安定性についても向上が図られた。

3. 4. 2 2相流

エンジン始動時、水素流路においてはMFVより上流の管路では予冷されているが、MFV下流の管路では常温状態である。また、酸素流路においてはMOV、POVより上流では予冷されているが、バルブ下流の各エンジン要素は常温状態である。従って、バルブ開放後、液体水素、液体酸素は常温区間に流入し配管から熱を受け蒸発し2相状態となる。

REDSにおいては、気液2相流は均質流モデルを適用し単相流として扱う。すなわち、気相、液相間で温度、圧力、速度は等しいとする。

3. 5 流路モデル

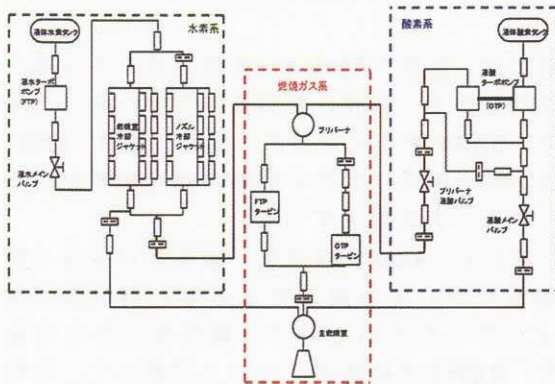


図 1 : エンジン流路モデル

図 1 に **LE-7A** エンジンのモデル概略図を示す。図中、四角のブロックはボリューム要素 (配管要素) を表す。

3. 6 エンジンパラメータ

3. 6. 1 ボリューム要素

ボリューム要素の長さ、径については、それぞれの流路モデルにおける各ボリュームの実際のエンジン配管に相当する区間の長さ及び径を与える。また、熱伝導を計算する際の各ボリューム要素のヒートマスについては、概算容積と比重からもとめた概算質量を元としている。

3. 6. 2 抵抗要素

バルブやオリフィス等の主要な抵抗要素については前述したとおりであるが、実際のエンジン配管においては、流路の変化、ベント、分岐等によっても抵抗が生じる。しかしながらそれらを個々にモデル化することは困難である。そこで、ここでは流路中に代表的な抵抗値として導入する。抵抗値は定常点解析を行うエンジン性能解析プログラムによって、エンジン燃焼試験ごとに得られた区間抵抗値を採用した。

3. 6. 3 バルブ特性

REDS においては、時間とバルブ開度の関係 (バルブシーケンス) を与えることで始動や停止の計算を行う。バルブ特性として、特定の開度に対する抵抗値がエンジンデータとして提供されているので、任意開度における抵抗値は補間もしくは近似式から求める。

バルブの特性は試験ごとに異なる場合があると考えられるが試験ごとのバルブ特性は提供されていないので、**REDS** においては **LE-7A** の代表的なバルブ特性を用いている。

3. 6. 4 ポンプ・タービン特性

ポンプ特性 (揚程曲線、効率曲線) 及びタービン効率についてはエンジンメーカーより提供された経験的な特性を元としている。

4. 燃焼試験対応計算結果

REDS の検証として、**LE-7A** の地上燃焼試験における始動・停止を再現し試験データと比較を行った。燃焼試験については、過去に行われた試験を検証用データとして用いた。

流路モデル、バルブモデル、ポンプ・タービンモデル等は先述のモデルを用いている。バルブシーケンス、オリフィスデータ、各種抵抗値等はそれぞれの燃焼試験毎に異なる。これらについては、それぞれの試験において性能予測プログラムを用いて定常作動点解析が行われているのでそれらの解析データを参考にしている。

図 2 は、エンジン始動から定常点への移行状態をシミュレーション結果と実験結果を比較したものである。左上図は **REDS** において設定したバルブ開度の履歴であり、エンジン試験のバルブシーケンスを元としている。左下図はポンプ回転数の時間変化を示したものである。実線は計算結果、波線は試験結果を表す。時刻については、**MFV** の開き始めるタイミングを時刻 0 とした。

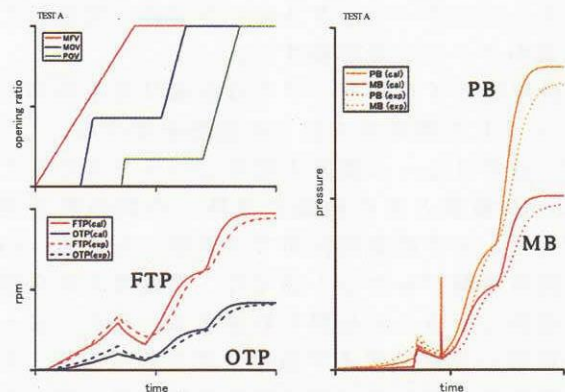


図 2 : 起動過渡特性

前述のように、バルブシーケンスとしてはまず **MFV** が開き始め、遅れて **MOV** が中間開度まで開く。主燃焼室の着火後 **POV** が中間開度まで開く。その後、**MFV** は全開状態になった後 **MOV**、**POV** と順番に最大開度となる。

MFV が開き始めると若干のタイムラグの後、ポンプの回転数が上昇を始め、いったん極大となる。この区間は **MFV** 開の後、液体水素が気化しながらタービンを駆動する。**MOV** が開き始めると液体酸素は主燃焼室噴射器上流の **LOX** ドームやマニホールド内に流れ込むが、主燃焼室内部へはドームやマニホールド内が液体酸素でほぼ満たされた状態になってから一気に燃焼室内に流れ込み着火条件を

満たすと主燃焼室の着火となる（エキスパンダーサイクルモード）。着火条件（着火のモデリング）は主燃焼室ボリュームのバルクの混合比 (O/F) が設定値を超えたときとしている。主燃焼室で燃焼が始まると、主燃焼室内の圧力が上昇するために主燃焼室への流量が減少し一旦回転数が低下する。

POV が開き始めると、液体酸素がプリバーナ噴射器の **LOX** ドーム内に流れ込み、液体酸素で満たされるとプリバーナ内への酸素流量が増大しプリバーナ着火となる。プリバーナの着火も主燃焼室の着火と同様のモデリングを行っている。

プリバーナが着火すると燃焼ガスによってタービン駆動力が増大しポンプ回転数の上昇が再度始まる。**POV** が中間開度から開き始めるとプリバーナの燃焼が促進されタービン駆動力がさらに増大し、エンジンはさらに加速し定常点へ向かう。

図から示されるように、ポンプの立ち上がりに関してシミュレーションは試験における始動特性を良く再現している。

右図は、主燃焼室及びプリバーナ内の圧力の時間変化を試験実測値と比較したものであるが、全体の過渡特性がよく再現されている。シミュレーションではプリバーナ着火時にスパイク状のピークが現れているが、試験実測値では現れていない。圧力測定系の時定数が大きいとこの様な圧力スパイクは検出されないの、実際に圧力スパイクが発生しているかどうかは分からない。

主燃焼室着火前にシミュレーションでは試験計測値に比べて圧力が低くなっている。これは、実際の試験では主燃焼室着火前には **LOX** 側へ水素が流入しないようにヘリウムでパージをかけているが、**REDS** ではヘリウムパージは考慮していないためだと考えられる。

表1は、それぞれの試験での定常状態における主要測定点における実測値と計算値の比較である。表には計算値と実測値との間の誤差を示している。いずれの燃焼試験においても数%程度の精度で一致している。

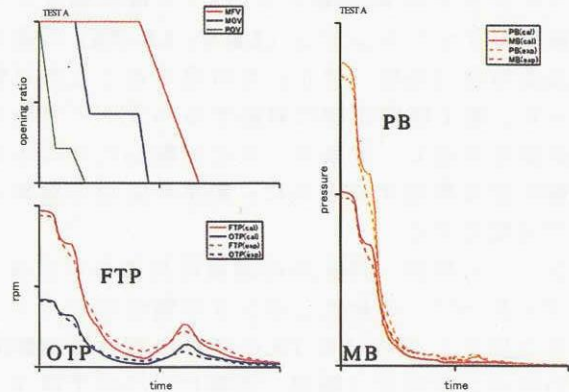


図3：停止過渡特性

図3は定常状態から停止の過程を計算した結果である。左上図はバルブシーケンス、左下図はポンプ回転数の経過を示している。停止過程の計算では、始動過程のシミュレーションにより最終的に得られた定常状態を初期値として計算を行う。停止過程では **POV** の閉操作から始まるので **POV** が閉まり始める時刻を **0** としている。**POV** 及び **MOV** が中間開度を経て閉状態となった後最後に **MFV** が閉となる。また、エンジン停止過程においては、**POV** の閉操作開始後2秒前後から **FCV** が開となるが、この **FCV** 操作もシミュレーションには考慮されている。

右図は、停止過程における主燃焼室及びプリバーナ内の圧力の変化の様子を示している。実線は計算、破線は実験を表している。

図3に示されるように、全体として停止過程も良く再現されている。**MFV** が閉まり始めると、流量が減少するためポンプの負荷が小さくなること及び主燃焼室内の圧力低下によりタービン動力が一時的に上昇するため回転数が一旦上昇するが、タービン動力が引き続いて減少するため回転数はすぐに低下し一時的なピークを示す。計算ではその様子も良く再現されている。しかしながら、他の燃焼試験の燃焼試験対応計算結果ではシミュレーションでは **MFV** の閉に対応して同様な回転数の極大が生じているが、試験結果とは極大の位相に計算との差が出ている。この原因については現在の所明らかではない。上記のように、ポンプ回転数、燃焼室圧の過渡特性についてはかなり良く実験を再現出来ている。

		err.[%]
overall flow rate	[kg/sec]	-4.11
overall oxidizer flow rate	[kg/sec]	-4.67
chamber cooling flow rate	[kg/sec]	1.08
nozzle cooling flow rate	[kg/sec]	-0.76
fuel turbine flow rate	[kg/sec]	4.18
oxidizer turbine flow rate	[kg/sec]	-2.77
MCC pressure	[Mpa]	-0.41
MCC oxid main injector press	[Mpa]	-1.94
MCC fuel main injector press	[Mpa]	-0.79
PB chamber press	[Mpa]	0.22
PB oxid injector press	[Mpa]	-0.63
PB fuel injector press	[Mpa]	1.34
chamber cooling out temp	[K]	-2.68
nozzle cooling out temp	[K]	-9.35
combustion mixture ratio	[O/F]	-6.03
preburner mixture ratio	[O/F]	-8.96
pump speed	rpm	-0.26
pump speed	rpm	-0.77

表1：定常作動点比較

5. まとめ

ロケットエンジンを管路系としてモデル化し、燃料、酸化剤、燃焼ガスの流体の保存方程式をターボポンプの運動方程式、流体と管壁間での熱伝導方程式と同時に解くことによってエンジン全体の非定常特性を解析するシミュレーションツールであるエンジン動的シミュレータ (REDS) を開発した。

本バージョンの REDS において、2 段燃焼サイクル式液体ロケットエンジン (LE-7、LE-7A) の基本的な過渡特性 (始動、停止) を再現することが可能となった。地上燃焼試験に対応するパラメータを用いて試験を再現し、試験データと比較したところ過渡状態をほぼ再現すると共に、定常作動点も数%の誤差で再現できた。

エンジンの始動・停止時の過渡特性においては、ポンプ・タービンの特性、ポンプの慣性モーメントが重要な因子となる。LE-7A の計算において REDS で用いたポンプ特性 (揚程、効率) についてはエンジンメーカーから提供された過渡時の特性を考慮した経験的な特性曲線を用いた。タービン効率については定常作動点をベースにした特性曲線を用いた。これらの特性とポンプの慣性モーメントは始動や停止の過渡特性に大きな影響を及ぼす。また、定常作動点においては各部の抵抗値が重要な影響因子となる。

より精度の高いシミュレーションを行うためには模擬するエンジンに関するエンジンパラメータの精度が課題である。

REDS は PC クラスターもしくは並列計算機上で並列計算が出来るように、通信ライブラリ MPI を用いて並列化されており高速な処理が出来るように構築されている。本バージョンでは 2 プロセスで並列計算するようになっている。また、GUI ツールキット Qt を用いて、管路モデルの表示や計算実行中に実時間で流路各部における物理量の時間変化を確認等を GUI を用いて操作できるインターフェースの開発も行った。

今後の開発計画としては、より多くの燃焼試験データを用いて検証を重ね、精度向上、信頼性向上、適応範囲の拡大を図ると同時に、不具合を想定しト

ラブルシューティングのツールとしての適用性を広げる予定である。

謝辞

本シミュレータの開発にあたり、宇宙開発事業団関係者ならびに (株) 三菱重工業関係者には様々な御協力及び御指導を頂いたことに感謝の意を表します。

6. 参考文献

- [1] 冠、他、「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」、航空宇宙技術研究所報告、TR-868、1985
- [2] 冠、他、「LE-7 起動および停止過渡特性のシミュレーション」、航空宇宙技術研究所報告、TR-1449、2002
- [3] “Large Liquid Rocket Engine Transient Performance Simulation System”, NASA-CR-184099, 1990
- [4] 赤澤、他、「ロケットエンジン過渡時動的挙動解析技術の開発」、三菱重工技報、Vol.39、No.1 (2002)
- [5] 「管路内流れのシミュレーションプログラム」、著 株式会社 富士総合研究所、発行 丸善株式会社
- [6] Hendricks, R.C., Baron, A.K., and Peller, I.C., “GASP - A Computer Code for Calculating the Thermodynamic and Transport Properties for Ten Fluids: Parahydrogen, Helium, Neon, Methane, Nitrogen, Carbon monoxide, Oxygen, Fluorine, Argon, and Carbon dioxide”, NASA TN D-7808, 1975