

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

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
長谷川恵一, 山西 伸宏, 長田 敦

2004 年 10 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

概要	1
記号	2
略号	3
まえがき	3
1. エンジンモデル	4
2. 解析手法	5
2.1 基礎方程式	5
2.2 計算手法	6
3. 解析モデル	7
3.1 流体抵抗モデル	7
3.2 ターボポンプモデル	8
3.3 伝熱モデル	8
3.4 物性モデル	10
3.4.1 水素・酸素	10
3.4.2 未燃混合ガス	10
3.4.3 燃焼ガス	10
3.4.4 未燃混合ガス→燃焼ガス	11
3.4.5 燃焼ガス→未燃混合ガス	11
3.4.6 2相流	11
3.5 流路モデル	11
3.6 エンジンパラメータ	11
3.6.1 ボリューム要素	11
3.6.2 抵抗要素	11
3.6.3 バルブ特性	12
3.6.4 ポンプ・タービン特性	12
4. LE-7A 燃焼試験対応計算結果	12
5. 並列計算による高速化及び計算機環境	17
6. GUIを用いたインターフェースの開発	17
7. まとめ及び今後の開発計画	18
8. 参考文献	19
謝辞	19
付録1 プログラムの概要	20
付録2 サブルーチン及び関数一覧	21
付録3 並列計算時のフローチャート	22

ロケットエンジン動的シミュレータ (REDS)*

木村 俊哉^{*1}、高橋 政浩^{*2}、若松 義男^{*3}
長谷川 恵一^{*1}、山西 伸宏^{*4}、長田 敦^{*5}

Rocket Engine Dynamic Simulator (REDS)*

Toshiya KIMURA^{*1}, Masahiro TAKAHASHI^{*1}, Yoshio WAKAMATSU^{*2},
Keiichi HASEGAWA^{*1}, Nobuhiro YAMANISHI^{*3}, Atsushi OSADA^{*4}

ABSTRACT

A simulator has been developed for the computer modeling of the hydrodynamical and thermodynamical events inside a rocket engine. Called REDS, for “rocket engine dynamic simulator,” it is a tool to simulate and examine unsteady behavior in a rocket engine system. 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 conservation equations that take into account the materials’ phase changes and physical properties. The physical properties of fuel and oxidizer are computed with GASP, a computer program that deals with the thermodynamic and transport properties of rocket engine propellants. The motions of turbopumps and turbines are coupled to the system 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 code has been developed to simulate unsteady behavior such as the startup and the shutdown of a staged combustion cycle engine, and has been applied to Japanese launch vehicles H-II and H-IIA. The validity of REDS has been checked by comparing its output with combustion test data. This showed that REDS does well at reproducing the unsteady responses seen at startup and shutdown, as well as in the steady-state working condition. To reduce computation time, the code of REDS is parallelized and can be run on a PC cluster. REDS has been constructed with sufficient flexibility to model any configuration of rocket engine and is expected to contribute to the R&D of the next generation rocket engine.

Keywords: rocket engine, dynamic simulator, staged combustion cycle, LE-7A

概 要

ロケットエンジン動的シミュレータ (Rocket Engine Dynamic Simulator : REDS) とは、ロケットエンジンの始動、停止、不具合発生時等のエンジンシステム全体の過渡特性を、コンピュータを使って模擬し評価する能力を持った計算ツールである。

REDSでは、ロケットエンジンの配管系を有限個の配管要素の連結 (管路系) としてモデル化し、この管路系に対しボリューム・ジャンクション法と呼ばれる手法を用いて質量、運動量、エネルギーの保存方程式を時間発展的に解くことによって管路内 (エンジン内) における、燃料、酸化剤、燃焼ガスの流動を計算する。ターボポンプ、バルブ、

* 平成 15 年 6 月 20 日 受付 (Received 20 June, 2003)

* 1 総合技術研究本部ロケットエンジン研究開発センター (Rocket Engine Research Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

* 2 総合技術研究本部宇宙推進技術共同センター (Space Propulsion Research Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

* 3 総合技術研究本部複合推進研究グループ (Combined Propulsion Research Group, Institute of Space Technology and Aeronautics)

* 4 総合技術研究本部システム評価技術グループ (Space Systems Evaluation Engineering Group, Institute of Space Technology and Aeronautics)

* 5 航空宇宙技術振興財団 (Foundation for Promotion of Japanese Aerospace Technology)

オリフィス等の流体機器はボリューム要素やジャンクション要素にそれらの対応する作動特性を持たせることで動作を模擬する。

燃料や酸化剤の物性については、ロケットエンジンの特殊な作動範囲に適応するよう別途外部で開発された物性計算コード（GASP等）を利用するが、そのためのインターフェースを備える。燃焼ガスの物性計算については、熱・化学平衡を仮定した物性計算を行い、未燃混合ガスから燃焼状態、燃焼状態から未燃混合状態への移行計算も行う。

ターボポンプの運動は、ポンプやタービンの特性を考慮したポンプ動力項、タービン動力項を加速項とする運動方程式を流れの方程式と連立して時間発展的に解くことによって求める。

未予冷区間においては、配管要素と流体との間の熱交換を、熱伝導方程式を解くことによって求め、再生冷却ジャケットにおいては、燃焼ガスから壁、壁から冷却剤への熱伝達を考慮する。燃焼室、ノズル内においては、燃焼ガス流れの分布から熱流束の分布を考慮する。

今回のバージョンでは、2段燃焼サイクルを採用した我が国の主力ロケットLE-7A及びLE-7の始動、停止過程時における動特性を模擬することを目的にエンジンモデルを構築し、実機エンジン燃焼試験の結果と比較することでシミュレータの検証を行った。但し、ボリューム要素の組み合わせは任意であり、エキスパンダーサイクルなどの新しいエンジンシステムに対しても適用が容易に出来る。

計算の高速化のために2CPU以上用いた並列処理への対応を行い、ネットワークで接続した複数のPC（PCクラスタ）を用いた並列計算も可能である。

記 号				
			M_w	等価ヒートマス [kg]
			\dot{m}	質量流量 [kg sec ⁻¹]
A	流路断面積	[m ²]	N	回転数 [rpm]
A_t	伝熱面積（壁から冷却剤）	[m ²]	N_u	ヌッセルト数
A_g	伝熱面積（燃焼ガスから壁）	[m ²]	P	圧力 [Pa or m ⁻¹ kg sec ⁻²]
A_*	スロート断面積	[m ²]	Pr	プラントル数
C_{pw}	壁の比熱	[m ² sec ⁻² K ⁻¹]	$P_{r,0}$	燃焼室条件におけるプラントル数
$C_{p,0}$	燃焼室条件における定圧比熱	[J sec ⁻¹ K ⁻¹]	$P_{c,0}$	燃焼室せき止め圧 [Pa]
c_*	特性速度	[m sec ⁻¹]	Q	単位時間、単位体積当たりの流入熱量
D_*	スロート径	[m]		[J m ⁻³ sec ⁻¹]
D_t	タービン直径	[m]	Q_t	体積流量 [l sec ⁻¹]
d	管径	[m]	q_t	冷却剤側熱流量（壁から冷却剤）
ΔH	ポンプ揚程	[m]		[J sec ⁻¹ or m ² kg sec ⁻³]
Δx	ボリューム中心間距離	[m]	q_g	燃焼ガス側熱流量（燃焼ガスから壁）
E	単位体積あたりの全エネルギー			[J sec ⁻¹ or m ² kg sec ⁻³]
		[J m ⁻³ or m ⁻¹ kg sec ⁻²]	R, ζ	抵抗値 [sec ² cm ⁻⁵]
e	単位質量あたりの内部エネルギー	[J kg ⁻¹]	R_{SI}	抵抗値 [m ⁻⁴]
g	重力定数		Re	レイノルズ数
h	比エンタルピー	[J kg ⁻¹]	R_g	ガス定数 [J kg ⁻¹ K ⁻¹]
h_t	冷却剤側熱伝達係数		r_c	スロート部曲率半径 [m]
		[W m ⁻² K ⁻¹ or kg sec ⁻³ K ⁻¹]	T_w	壁温 [K]
h_g	燃焼ガス側熱伝達係数		T_g	燃焼ガス温度 [K]
		[W m ⁻² K ⁻¹ or kg sec ⁻³ K ⁻¹]	T_t	冷却剤温度 [K]
I	慣性モーメント	[kg m ²]	u	流速 [m sec ⁻¹]
K	抵抗係数	[m ⁻¹]	V	ボリュームの体積 [m ³]
L_P	ポンプ所要動力 [W or m ² kg sec ⁻³ or J sec ⁻¹]		x	クオリティ
L_T	タービン動力 [W or m ² kg sec ⁻³ or J sec ⁻¹]		Z	圧縮係数
L_J	J番目のボリューム要素長さ [m]		γ	比熱比
l	流路（管）長 [m]		Φ	2相増倍係数

μ	粘性係数	$[\text{m}^{-1} \text{ kg sec}^{-1} \text{ or Pa sec}]$
μ_0	燃焼室条件における粘性係数	$[\text{Pa sec}]$
η_p	ポンプ効率	
η_T	タービン効率	
κ	熱伝導率	$[\text{m kg sec}^{-3} \text{ K}^{-1}]$
λ_l	冷却剤熱伝導率	$[\text{m kg sec}^{-3} \text{ K}^{-1}]$
ρ	密度	$[\text{kg m}^{-3}]$

略 号

FCV	液体水予冷バルブ
FT	FTP タービン
FTP	液体水素ターボポンプ
MB	メインバーナ
MCC	主燃焼室
MFV	主水素バルブ
MOV	主酸素バルブ
NSA	ノズルスカート
OCV	液酸予冷バルブ
OT	OTP タービン
OTP	液体酸素ターボポンプ
OTP-m,OTP main	液体酸素ターボポンプメインポンプ
OTP-s,OTP spllt	液体酸素ターボポンプスプリットポンプ
PB	プリバーナ
POV	プリバーナ酸素バルブ

まえがき

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。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。

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。事故を契機に、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。

これまでの REDS 開発の簡単な経緯としては、平成 12 年度途中より手法やモデル化等の調査を行い、平成 13 年度よりまず LE-7 をモデルとしてプログラム開発を行い、流動計算、燃焼ガスの物性計算等を導入し、エキスパンダーサイクルから 2 段燃焼サイクルへの立ち上がり計算を可能にした。平成 14 年度は燃焼試験データを元にプログラムコードの検証とデバッグを進めるとともに、停止過程を模擬できるようコードの改良を進め、さらに LE-7A への対応を行った。平成 14 年度末の時点において、LE-7 及び LE-7A をモデルとして、始動から定常、定常状態から停止の非定常過程の再現が可能となり、それぞれ 2 ケースの地上燃焼試験データを用いた検証を行った。

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^[5] 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

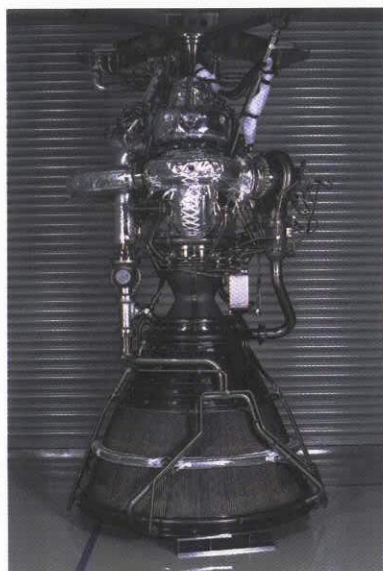


図1a LE-7A メインエンジンの外観写真 (NASDA 提供^[6])

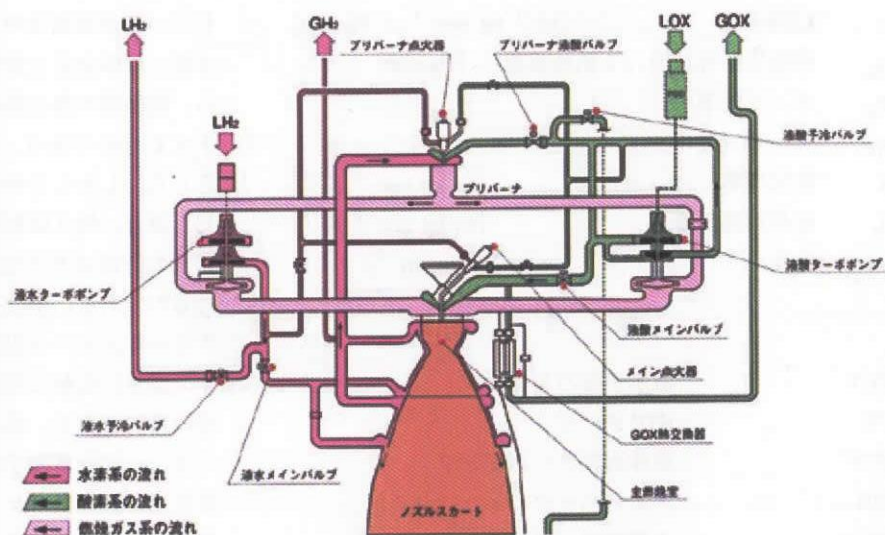


図1b LE-7A メインエンジンのフローダイアグラム (NASDA 提供^[6])

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 はボリュー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。

本報告では、REDS の原理、解法の詳細、平成 14 年度末時点での LE-7A の地上燃焼試験を模擬した結果ならびに試験データを用いた REDS の検証結果やプログラム構造等について述べる。

1. エンジンモデル

ロケットエンジンは燃料、酸化剤、そして燃焼ガスの流れる配管にバルブ、オリフィス、ターボポンプ等の流体機器が組み合わさった複雑な管路系と見なすことができる。そこで、REDS では配管を連結した有限個のボリューム要素、バルブやターボポンプ等をそれらの特性を組み込んだボリューム要素としてロケットエンジンをモデル化する。そしてこれらの要素を実際のエンジンの構成に合わせて結合しエンジンモデルを構築する。

図 1a は、LE-7A メインエンジンの外観写真で、図 1b は、エンジンのフローダイアグラムである。LE-7A エンジンにおける燃料（液体水素）、酸化剤（液体酸素）、燃焼ガスの流れの概略は次のようになる。水素タンクから

液水ターボポンプに流れ込んだ液体水素はポンプで昇圧された後、液水メインバルブ（MFV）を通過してノズルスカート及び燃焼室の再生冷却ジャケットに入る。ノズルと燃焼室を冷却した水素は合流してプリバーナへ向かう。一方、液体酸素は液酸ターボポンプのメインポンプによって昇圧される。一部はスプリットポンプに入りさらに昇圧された後、プリバーナ液酸バルブ（POV）を通過してプリバーナへ流れる。メインポンプで昇圧された残りの液体酸素はメイン液酸バルブ（MOV）を通過して主燃焼室へ入る。プリバーナで生成された水素過多の燃焼ガスが液水ターボポンプを駆動し、一部はクロスオーバー管を通過して液酸ターボポンプを駆動する。タービンを駆動したガスは主燃焼室に入り、酸素を加えられ再度適正混合比で燃焼する。

図 2 は、REDS で用いられる LE-7A エンジンの管路モデル全体の概略図である。図 1 のエンジン模式図で示されている点火器系統、GOX、GH2 の機体タンク加圧系統、バルブ予冷系統は省略してある。緑の点線内が水素系統、青が酸素系統、赤が燃焼ガス系統である。各系統の詳細については後述する。

エンジン始動過程はタンクヘッドスタート方式からエキスパンダーサイクルを経て 2 段燃焼サイクルへ移行しながら立ち上がる。以下に、エンジン始動過程の詳細を示す。

始動前、液水ターボポンプ（FTP）から MFV までは FCV により予冷されて、液体水素で満たされている。また、液酸ターボポンプ（OTP）から MOV までの配管内も予冷されている。始動信号を受けると主燃焼室、プ

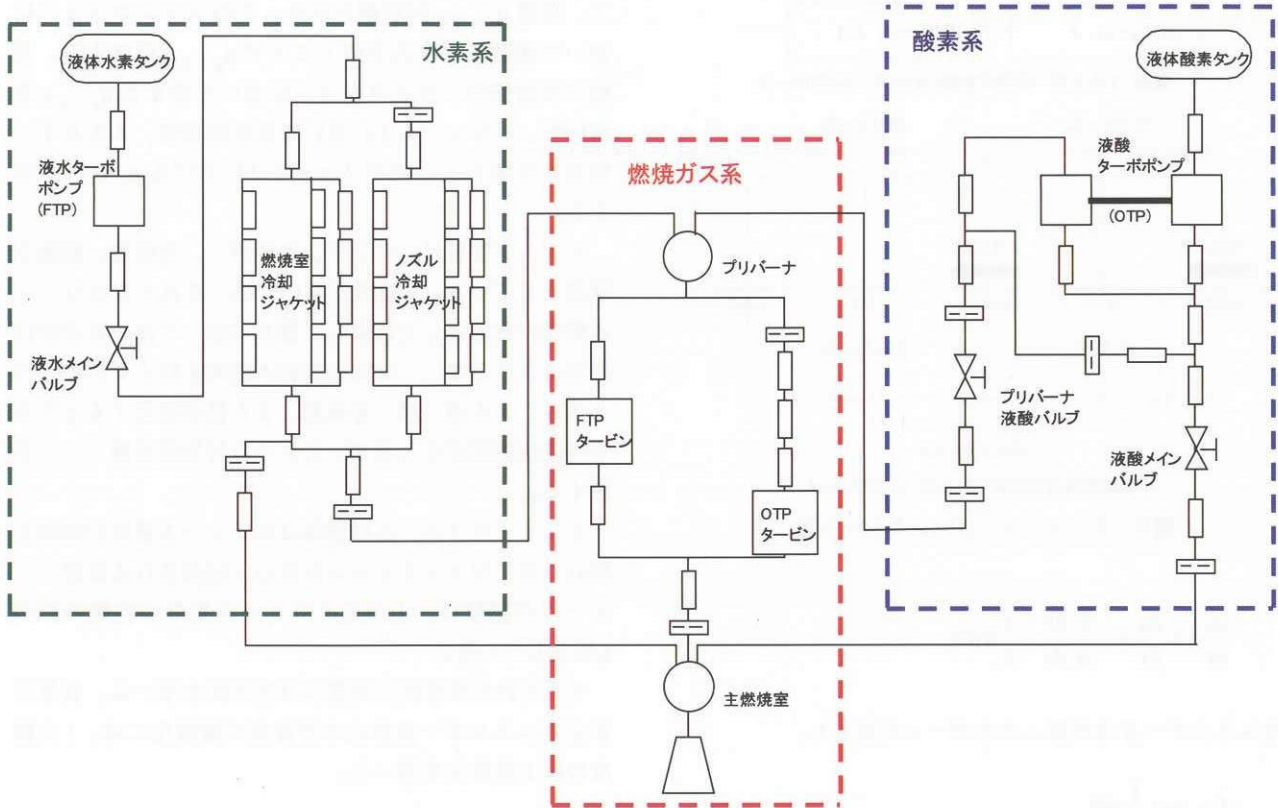


図2 REDSにおけるLE-7Aメインエンジンの配管モデル

リバーナの点火器が着火する。最初にMFVが開き始め、液体水素が流入を始める。MFVより下流の配管では常温状態であるため、水素は配管から熱を受け気化しながら流れる。気化したガス水素によってFT、OTが駆動されポンプによる昇圧が始まる。次にMOVが開き始め主燃焼室に酸素が流入し、まず主燃焼室で燃焼が始まる（エキスパンダーサイクルモード）。主燃焼室での燃焼を確認後POVが開き始め、プリバーナでの燃焼が開始する。燃焼ガスによってタービン動力が上昇し（2段燃焼サイクルモード）、ポンプ回転数及び燃焼室圧は上昇し定常点へ向かう。

LE-7は基本的にLE-7Aと同等のエンジンスキマティックであるので、REDSではLE-7に対しても図2に示されるエンジンモデルを用いることができる。

2. 解析手法

2.1 基礎方程式

前節で述べたように、REDSではロケットエンジンの配管や流体機器をボリューム要素として扱い、ボリューム要素の連結である管路系としてエンジンシステムをモデル化する（図2）。図1aのように、実際のエンジンは、配管や流体機器等が複雑に構成されており、配管も急な曲がりやを有している場所がある。しかしながら、本モデ

ルでは配管の3次元的な形状を無視して直管の連結としてモデル化を行う。従って、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、エネルギー保存式を用いる。大きな曲率で曲がっている配管内においては、流体は管壁から力を受けるために、厳密には運動方程式の1次元近似は成り立たないが、モデルの簡単化のために配管の曲率は無視して1次元モデルとした。しかしながら、曲がり部において発生する圧力損失を抵抗要素として運動方程式に考慮する。また、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、これらの基礎式を用いて極低温液相状態、2相状態、超臨界状態、気相状態を一元的に扱うことができる。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} = 0 \quad (1)$$

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

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial\{(E+P)u\}}{\partial x} = Q \quad (3)$$

REDSにおいては、運動量保存式(2)は以下の形式で用いる、

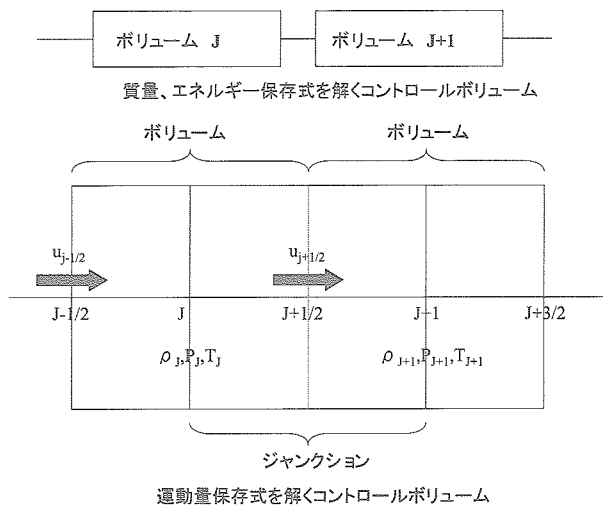


図3 ボリューム・ジャンクション法

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} - \frac{1}{2} Ku|u| \quad (4)$$

全エネルギー E は内部エネルギー e で表すと、

$$E = \rho e + \frac{1}{2} \rho u^2 \quad (5)$$

となる。

2.2 計算手法

流路はボリューム要素の連結で表されている。そこで、上式を用いてそれぞれのボリューム要素での保存則を時間発展的に解くことによって、各ボリュー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。

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。

図3は、ポリウム、ジャンクション、物理量の関係を模式的に表したものである。J番のポリウムとJ+1番のポリウムを仮定する。ポリウムJの中心では密度 ρ_J 、圧力 P_J 、温度 T_J 等が定義される。ポリウムJとJ+1の境界であるジャンクションJ+1/2におい

て。流速 $u_{j+1/2}$ が定義される。このジャンクションにおいて運動量保存式を解くことで $u_{j+1/2}$ が求まる。同様に反対側のジャンクションにおいて求まる $u_{j-1/2}$ を用いて、ボリューム J において質量保存式、エネルギー保存式を解くことでボリューム J における ρ_j や P_j が求まる。

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、それらをポリユーム要素の連結として近似し、流れに沿って準一次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。

ここで、ポリウームの容積はポリウーム要素の容積を用いるが、ジャンクションを中心に定義される仮想ポリウームの容積は、上下流ポリウーム要素の容積の和の1/2としている。

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。

$$\nabla_j(Fu) = \frac{A_{j+\frac{1}{2}} \langle Fu \rangle_{j+\frac{1}{2}} - A_{j-\frac{1}{2}} \langle Fu \rangle_{j-\frac{1}{2}}}{V_i} \quad (6)$$

ここで、

$$\langle Fu \rangle_{j+\frac{1}{2}} = \begin{cases} F_j u_{j+\frac{1}{2}} & u_{j+\frac{1}{2}} \geq 0 \\ F_{j+1} u_{j+\frac{1}{2}} & u_{j+\frac{1}{2}} < 0 \end{cases}$$

F は質量保存式においては密度 ρ 、エネルギー保存式においては全エンタルピー $E + P$ に相当する。運動量保存式の対流項についても以下のように1次精度の風上差分法を用いて離散化する。

$$\begin{aligned} u_{j+\frac{1}{2}} \nabla_{j+\frac{1}{2}} u &= u_{j+\frac{1}{2}} \frac{u_{j+1} - u_j}{\Delta x_{j+\frac{1}{2}}} \\ u_{j+\frac{1}{2}} \geq 0 \quad \text{の時,} \quad u_{j+1} A_j &= u_{j-\frac{1}{2}} A_{j-\frac{1}{2}} \\ u_{j+1} A_{j+1} &= u_{j+\frac{1}{2}} A_{j+\frac{1}{2}} \\ u_{j+\frac{1}{2}} < 0 \quad \text{の時,} \quad u_j A_j &= u_{j+\frac{1}{2}} A_{j+\frac{1}{2}} \\ u_{j+1} A_{j+1} &= u_{j+\frac{3}{2}} A_{j+\frac{3}{2}} \end{aligned}$$

従って、

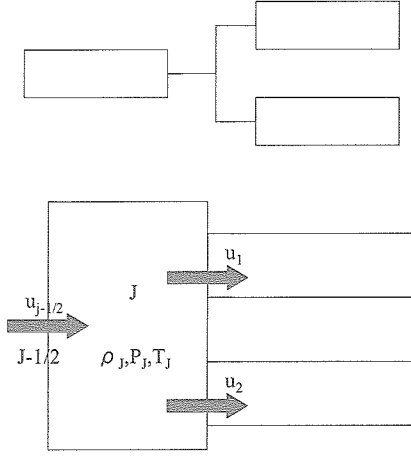


図4 流路分岐

$$u_{j+1/2} \Delta x_{j+1/2} = \begin{cases} u_{j+1/2} \frac{A_{j+1/2} u_{j+1/2} / A_{j+1} - A_{j-1/2} u_{j-1/2} / A_j}{\Delta x_{j+1/2}} & u_{j+1/2} \geq 0 \\ u_{j+1/2} \frac{A_{j+3/2} u_{j+3/2} / A_{j+1} - A_{j+1/2} u_{j+1/2} / A_j}{\Delta x_{j+1/2}} & u_{j+1/2} < 0 \end{cases} \quad (7)$$

となる。

図4のように下流側が分岐している場合は、流出側の流束の総和を取る。上流側が分岐している場合も同様である。

$$\nabla_j(Fu) = \frac{\sum_k A_k \langle Fu \rangle_k - A_{j-1/2} \langle Fu \rangle_{j-1/2}}{V_j} \quad (8)$$

以上のようにして、流路の分岐や合流を計算することが出来る。

時間積分は、Runge-Kutta-Gill法^[7]を用いて陽的に解く。時間刻み δt は安定性条件であるクーラン条件^[8]に準じて定めた。

$$\delta t_J = L_J / (u_J + s_J) * CFL \quad (9)$$

s は音速で CFL はクーラン数(定数)である。各時間ステップにおいて全てのボリュームで δt_J を求め、最小の δt をその時間ステップでの時間刻みとする。クーラン数は0.5を基準として、着火前後では値を小さくして計算の安定化を図った。

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(4)において抵抗係数 K 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ボリュー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。

(1) 壁面摩擦

壁面摩擦による抵抗係数 $K = K_f$ は次のように表される

$$K_f = f \frac{1}{d} \frac{1}{\Delta x} \quad (10)$$

$$f =$$

$$\begin{cases} 64/R_e & R_e \leq 2000 \\ 0.3164 R_e^{-0.25} & 2000 < R_e \leq 10^5 \text{ (Blasius の式}^{[9]}) \\ 0.0032 + 0.221 R_e^{-0.237} & R_e \geq 10^5 \text{ (Nikuradse の式}^{[10]}) \end{cases}$$

(2) バルブ

バルブによる抵抗係数 $K = K_{val}$ は、

$$K_{val} = 2 \cdot R_{SI, val} A_{eff, val}^2 / \Delta x \quad (11)$$

で表される。バルブについては特定の開度と抵抗 ζ_{val} [$\text{sec}^2 \text{cm}^{-5}$]の関係がエンジンデータとして提供されているのでその関係を用いる。任意開度については補間による近似式を用いる。

ζ_{val} と $R_{SI, val}$ の関係は、

$$R_{SI, val} [m^{-4}] = 10^{10} g \zeta_{val} [\text{sec}^2 \text{cm}^{-5}]$$

となる。 $A_{eff, val}$ はバルブの開口面積で、(開度)×(最大開口面積)としている。 g は重力加速度である。

(3) オリフィス

オリフィスは開度が一定のバルブと同じ扱いをする。

オリフィスによる抵抗係数 $K = K_{orf}$ は、

$$K_{orf} = 2 \times 10^{10} g \zeta_{orf} A_{orf}^2 / \Delta x \quad (12)$$

で表される。オリフィスの抵抗値 ζ_{orf} [$\text{sec}^2 \text{cm}^{-5}$]、オリフィス面積 A_{orf} はエンジンデータとして提供されているものを採用する。

(4) 噴射器

噴射器についても、オリフィスと同様の扱いをする。

噴射器における抵抗係数 $K = K_{inj}$ は、

$$K_{inj} = 2 \times 10^{10} g \zeta_{inj} A_{inj}^2 / \Delta x \quad (13)$$

で表される。噴射器の抵抗係数 ζ_{inj} [$\text{sec}^2 \text{cm}^{-5}$]、噴射

器有効面積 A_{inj} はエンジンデータとして提供されているものを採用する。

(5) タービン

タービンは一定の抵抗値を持つ抵抗要素として仮定をする。抵抗値については定格作動時の圧力差、流量、密度より算出したものを用いる。部分負荷時においても、定格作動時から算出した抵抗値を持つと仮定する。

$$K_{turb} = 2RA_{turb}^2/\Delta x \quad (14)$$

ここで、

$$R = \frac{\rho \Delta p}{\dot{m}^2}$$

タービンノズル面積 A_{turb} はエンジンデータより提供されるものを用いる。

3.2 ターボポンプモデル

ポンプは1つのボリュ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つのボリュウム要素と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。

$$\frac{dN}{dt} = \frac{60}{2\pi I} \left[\frac{60}{2\pi N} L_T - \frac{60}{2\pi N} L_p - M_F \right] \quad (15)$$

ここで、

$$L_T = C_p T_{T1} \dot{m}_{T1} \eta_t \left\{ 1 - \left[\frac{P_{T2}}{P_{T1}} \right]^{\frac{\gamma_{T1}-1}{\gamma_{T1}}} \right\}$$

$$L_p = \frac{\rho g Q_l \Delta H}{\eta_p}$$

$$\Delta H = aN^2 + bQ_l N + cQ_l^2$$

$$\eta_p = a_p + b_p \left[\frac{Q_l}{N} \right] + c_p \left[\frac{Q_l}{N} \right]^2$$

$$\eta_t = a_t + b_t \left[\frac{u}{c_s} \right] + c_t \left[\frac{u}{c_s} \right]^2$$

$$c_s^2 = 2RgT \left[\frac{\gamma_{T1}}{\gamma_{T1}-1} \right] \left\{ 1 - \left[\frac{P_{T2}}{P_{T1}} \right]^{\frac{\gamma_{T1}-1}{\gamma_{T1}}} \right\}$$

$$u = \frac{D_t \pi N}{60}$$

M_F は機械摩擦を表すが、ここでは無視する。

式 (15) を流れの方程式と連立して解く。式 (15) より得られる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、散逸による加熱がボリュ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ボリュウム要素に考慮する。

ポンプ揚程及びポンプ効率回転数、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、各ボリュウム要素の壁をヒートマスとしてボリュ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。各ボリュ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。

管内に極低温流体が流れ込む際の管壁の温度低下を示す熱伝導方程式は、

$$\frac{dT_w}{dt} = - \frac{q_l}{C_{pw} M_w} \quad (16)$$

となる。

ここで、境界での熱伝達条件は、

$$q_l = A_l h_l (T_w - T_l)$$

$$h_l = \frac{\lambda_l}{d} N_u$$

$$N_u = 0.023 R_e^{0.8} \text{Pr}^{0.4} \quad (\text{Dittus-Boelter's eq.}^{[11]})$$

で表される。Dittus-Boelter の式の極低温流体への適応性については、新野ら^[12] によって実験との比較から、極低温流体での適用が妥当であることが調べられてい

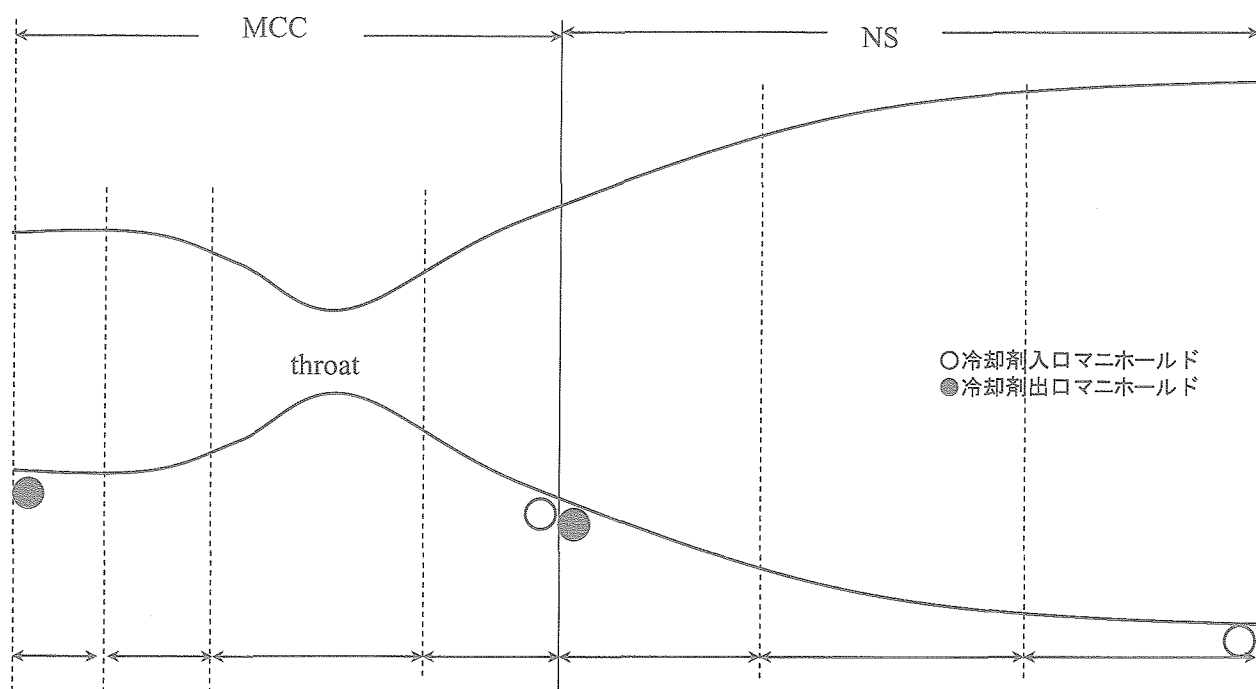


図5 ノズル・燃焼室における再生冷却ジャケットモデル

る。

また、再生冷却ジャケット（燃焼ガスから管壁、管壁から水素への熱流）での温度変化を示す熱伝導方程式は、

$$\frac{dT_w}{dt} = \frac{1}{C_{pw}M_w} (q_g - q_l) \quad (17)$$

となる。

ここで、境界での熱伝達条件は、

$$q_l = A_l h_l (T_w - T_l)$$

$$q_g = A_g h_g (T_g - T_w)$$

となる。

燃焼ガスからの熱流束の見積もりは以下の手続きで行う。

- (1) 入力データとして、燃焼室条件（圧力、温度、特性速度）及び燃焼室、ノズルの形状を与える。2次元化学非平衡プログラム (TDK^[13]) を用いてコア流れのマッハ数等の分布を求める。スロート上流においては完全気体の等エントロピー流れを仮定し分布を求める。
- (2) 以上の入力データをもとに以下の Bartz^[14] の式より熱伝達係数を求める。
- (3) ノズル内の熱伝達はノズル流れ付着流域に限るとして、Schmucker^[15] の経験式から燃焼室圧とノズル出口圧の比に対する剥離点位置を決める。そして剥

離点までの各位置における熱流束を積分によって求める。

$$h_g = \left[\frac{0.026}{D_*^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right)_0 \left(\frac{P_{c,0}}{C_*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_*}{r_c} \right)^{0.1} \right] \left(\frac{A_*}{A(x_{noz})} \right)^{0.9} \sigma(x_{noz}) \quad (18)$$

$$\sigma(x_{noz}) \equiv \left(\frac{\rho_{am}}{\rho} \right)^{0.8} \left(\frac{\mu_{am}}{\mu_0} \right)^{0.2}$$

$$Pr = \frac{\mu C_p}{\kappa}$$

ここで、添字 0 はよどみ点温度または燃焼温度における性質を表し、添字 *am* は局所自由流における静止温度と壁面温度の算術平均での性質を表す。 x_{noz} はスロート部を基点としたノズル軸方向の位置座標を表す。

図5は REDS におけるノズル及び燃焼室の再生冷却ジャケットのモデル化の様子を示している。実線の曲線はノズルと燃焼室の外形を表しており、縦の破線は分割位置の概略を示している。LE-7A モデルではノズル及び燃焼室の冷却通路は冷却剤入口と出口間でノズルを3分割、燃焼室を4分割にしている。

それぞれの区間で積分された熱流束を冷却管ならびに冷却溝1本分に換算して、モデルにおいて対応するボリューム要素のエネルギー方程式の発熱項 Q に導入する。

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10 Kから数100 K、圧力は0.1 MPaから数10 MPa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^[16]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^{-4} MPaから100 MPa、温度範囲は13.8 Kから3000 K、酸素の圧力範囲は 10^{-2} MPaから100 MPa、温度範囲は70 Kから500 K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、ボ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対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では各ボリウムにおいて、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 0.01 kg/m^3 から 105 kg/m^3 、内部エネルギー範囲 $-4.49 \times 10^6 \text{ J/kg}$ から $3.15 \times 10^7 \text{ J/kg}$ 、酸素は密度範囲 0.5 kg/m^3 から 1300 kg/m^3 、内部エネルギー範囲 $-4.5 \times 10^5 \text{ J/kg}$ から $6.4 \times 10^3 \text{ J/kg}$ 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関しても向上が図られた。

3.4.2 未燃混合ガス

水素と酸素の流路においてはそれぞれ水素、酸素のみの流動を解くが、燃焼ガス流路においては、着火前の状態は未燃の混合ガス状態であり、着火すると水素、酸素、燃焼ガス流れとして取り扱われる。また、エンジン停止時にも燃焼終了後は未燃混合ガス状態となる。未燃混合ガス状態の時には、水素、酸素それぞれについて質量保存、エネルギー保存を燃焼ガス流路の各ボリウムにおいて解き、混合ガスの状態量は水素、酸素の状態量から以下の関係を用いて近似的に求める。

ジャンクションにおける運動量保存式は、ジャンクション両端のボリウムでの混合ガスの圧力を用いて方程式を解くことによって混合ガスの流速を求める。混合ガスの圧力及び密度は水素、酸素の圧力及び密度の和とする。ジャンクションでの流速は水素、酸素ともに混合ガスの流速に等しいとして水素、酸素の質量保存、エネルギー保存式に用いる。

$$\bar{p} = p_{H_2} + p_{O_2}$$

$$\bar{\rho} = \rho_{H_2} + \rho_{O_2}$$

$$\bar{h} = \frac{\rho_{H_2} h_{H_2} + \rho_{O_2} h_{O_2}}{\bar{\rho}}$$

$$p_{H_2} = \rho_{H_2} Z_{H_2} R_{H_2} T_{H_2} \quad p_{O_2} = \rho_{O_2} Z_{O_2} R_{O_2} T_{O_2}$$

$$\frac{\bar{p}}{T} = \bar{\rho} Z \bar{R} \equiv \rho_{H_2} Z_{H_2} R_{H_2} + \rho_{O_2} Z_{O_2} R_{O_2} = \frac{p_{H_2}}{T_{H_2}} + \frac{p_{O_2}}{T_{O_2}}$$

$$\therefore T = \frac{\bar{p}}{\frac{\rho_{H_2}}{T_{H_2}} + \frac{\rho_{O_2}}{T_{O_2}}} = \frac{(p_{H_2} + p_{O_2}) \cdot T_{H_2} T_{O_2}}{\rho_{H_2} T_{O_2} + \rho_{O_2} T_{H_2}}$$

ここで、変数の上のバーは混合ガスの値を示す。

3.4.3 燃焼ガス

燃焼ガスは熱・化学平衡状態の酸素／水素燃焼ガスとして扱われる。平衡状態の計算にあたっては、 H_2 、 O_2 、 H_2O 、 O 、 H 、 OH の6化学種を考慮している。また、その際必要となる混合比を求めるために、単位体積当たりの混合ガスに含まれる水素原子の密度

ρ_{H}^* [kg/m^3] の保存方程式を追加する。

$$\frac{\partial \rho_H^*}{\partial t} + \frac{\partial (\rho_H^* u)}{\partial x} = 0 \quad (19)$$

燃焼ガス流路中のボリウムでは燃焼状態では保存式(1)、(3)、(4)に加えて(19)式を同時に計算し ρ_H^* を計算し、混合比 MR を以下のように求める。

$$MR = \frac{\rho - \rho_H^*}{\rho_H^*}$$

ここで、 ρ_H^* の定義は次のようになる。

$$\rho_H^* = \rho_H + \rho_{H_2} + \frac{2M_H}{M_{H_2O}} \rho_{H_2O} + \frac{M_H}{M_{OH}} \rho_{OH}$$

3.4.4 未燃混合ガス状態から燃焼ガス状態への移行

実機の燃焼室内では、着火用トーチの近傍の水素・酸素混合ガスが局所的に可燃状態になった時、トーチ近傍で着火し火炎が燃焼室内に広がった後、さらに下流へと伝搬していくと考えられる。REDSでは、この燃焼過程を次のようにモデル化する。燃焼室は1つのボリューム要素としてモデル化し、燃焼室ボリューム内の混合ガスは常に一様であるとする。また、燃焼室ボリュームの混合比（バルクの混合比）がある基準に達した時点着火と見なして燃焼状態へ移行する。燃焼室で着火と判定されると、燃焼室の下流のボリュームでは同時に燃焼状態へ移行し、燃焼室及び下流では燃焼計算と燃焼ガスの流動計算に移行する。

LE-7A エンジンの通常の始動手順では、最初に主燃焼室において燃焼が始まる。主燃焼室ボリュームは最下流ボリュームであるので、主燃焼室着火時は主燃焼室ボリュームのみにおいて燃焼へと移行させる。主燃焼室着火後、POVが開いてプリバーナで燃焼が始まるとプリバーナより下流のボリューム（すなわち現モデルでは全ての燃焼ガス流路ボリューム）を同時に燃焼状態へ移行させる。

燃焼室の着火条件はパラメータであり任意に設定が可能であるが、本計算では可燃限界の混合比（約0.84）程度を設定している。着火時には、酸素が急激に燃焼室内に流入してくるために混合比の変化が大きく、設定値を50%程度増減しても解には影響は無い。また、下流への燃焼状態への移行については、燃焼ガスの伝搬は全体の起動時間に比べて十分小さい（数百分の一）ので、瞬時に燃焼状態へ移行するとしても全体の過渡特性に大きな影響を与えていないと考えられるが、燃焼ガスへの移行のモデル化については今後の課題である。

燃焼状態と判断されたボリュームでは、燃焼計算開始時に主変数の保存式に加えて水素原子密度 ρ_H^* の保存式を追加する。また未燃混合ガス状態の水素、酸素の状態量から燃焼状態の状態量へ以下のように変数変換を行う。

$$\rho = \rho_{H_2} + \rho_{O_2}, \quad \rho e = \rho_{H_2} e_{H_2} + \rho_{O_2} e_{O_2}, \quad \rho_H^* = \rho_{H_2}$$

燃焼の判断は、混合比で判定する。混合比がある基準を超えたときに燃焼状態と判断し、燃焼計算へ移行する。エンジン始動においては主燃焼室ボリューム、プリバー

ナボリュームにおいて着火の判断を行う。

3.4.5 燃焼ガス状態から未燃混合ガス状態への移行

エンジン停止時には燃焼状態から未燃混合ガスの状態への移行が起こる。未燃混合ガスから燃焼ガスへの移行の時と同様に燃焼終了の判断は混合比で行う。混合比が設定値より下がった場合、下流区間全てにおいて同時に燃焼状態から未燃状態へと移行する。着火と同様、エンジン停止においては、主燃焼室及びプリバーナにおいて燃焼停止の判断を行う。

通常の停止手順ではプリバーナの燃焼が最初に停止する。従って、プリバーナにおいて燃焼停止と判断した場合は、下流ボリューム全体が同時に燃焼停止となる。但し、主燃焼室では燃焼が起こっているため主燃焼室ボリュームでは燃焼を継続する。その後、主燃焼室における燃焼停止判断によって主燃焼室の燃焼が終了する。

3.4.6 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2にLE-7Aエンジンのモデル概略図を示したが、図6、7、8に水素、酸素、燃焼ガスのそれぞれの流路モデルの詳細を示す。各図中、四角のブロックは1つのボリューム要素に対応し、無記名のボリュームは配管要素に対応する。

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

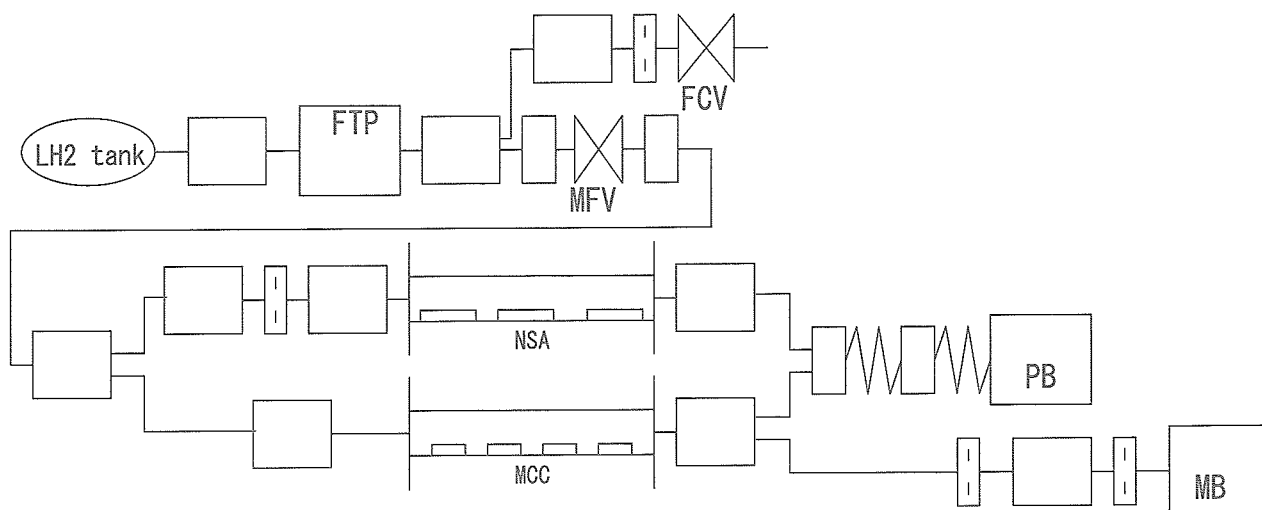


図6 水素流路モデル

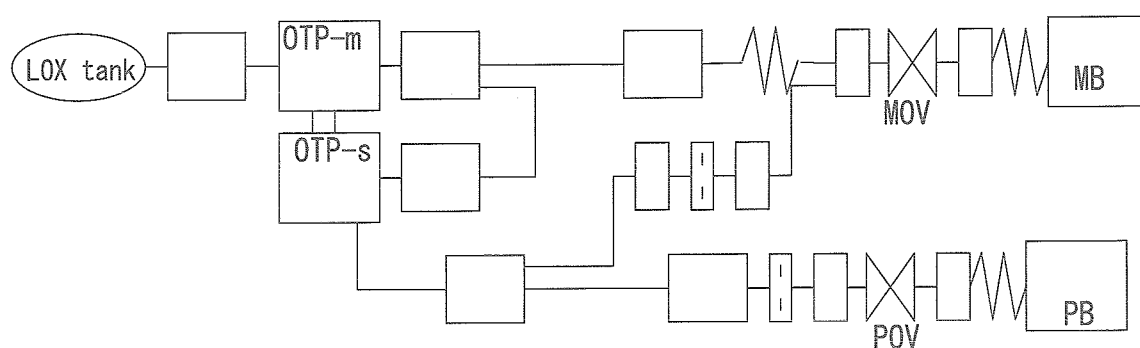


図7 酸素流路モデル

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、バント、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の内2例（試験A、B）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9と図10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。いずれの図においても（a）は燃焼試験Aで（b）

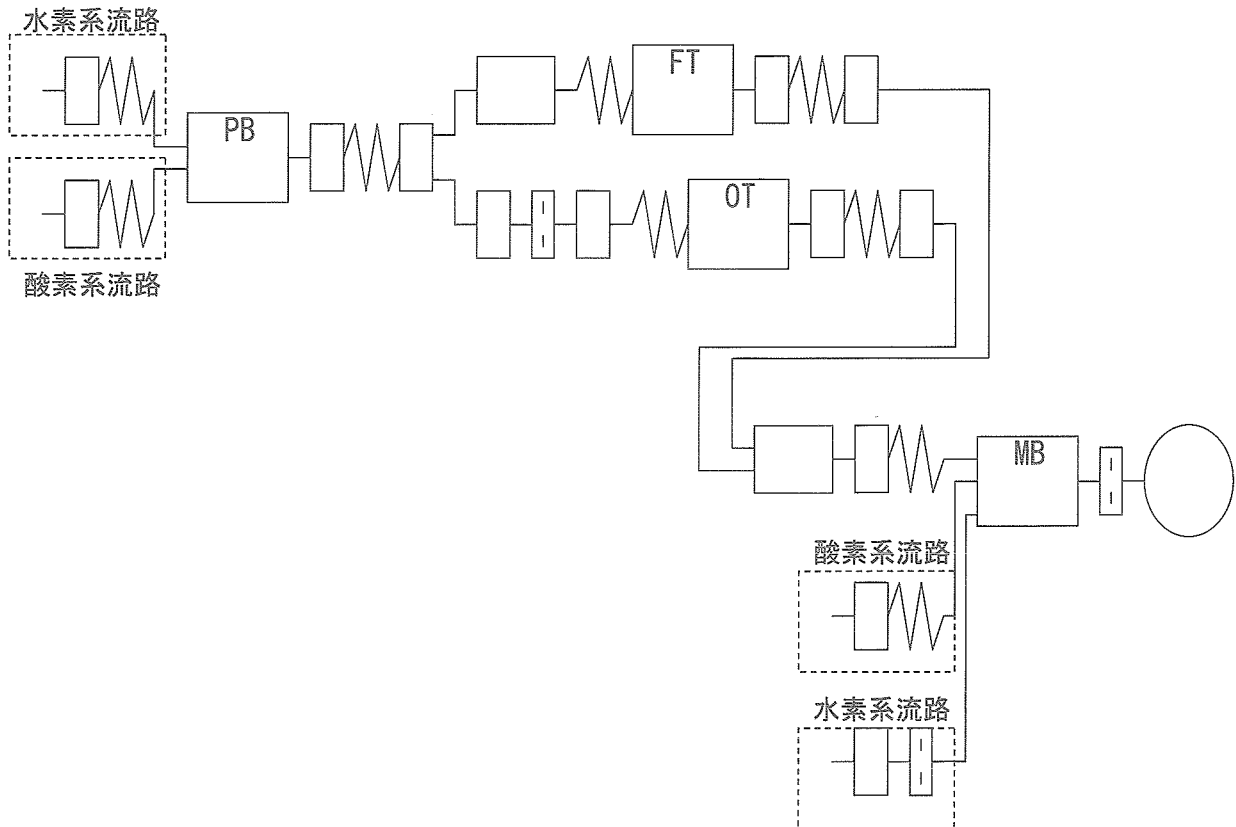


図8 燃焼ガス流路モデル

は燃焼試験Bの場合である。図9の上図はREDSにおいて設定したバルブ開度の履歴である。下図はポンプ回転数の時間変化を示したものである。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。

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）は主燃焼室ボリュウ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9から示されるように、それぞれの燃焼試験共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。

図10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で、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（特にプリバーナ）が低くなっている。これ

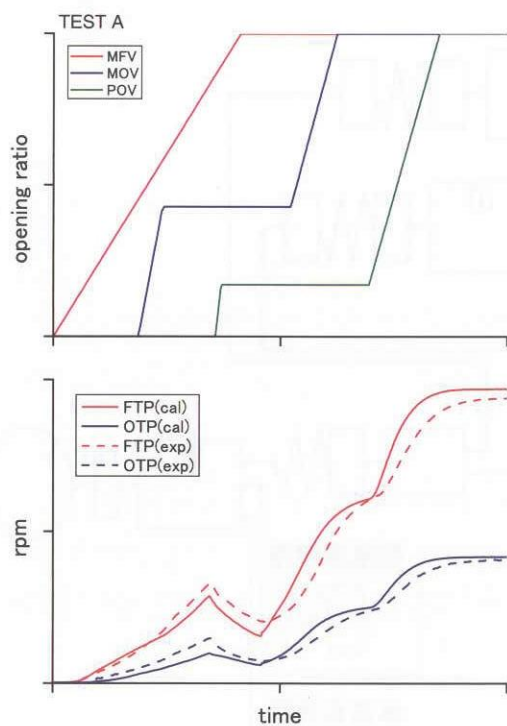


図 9a バルブシーケンス、ポンプ回転数（始動時,TEST A）

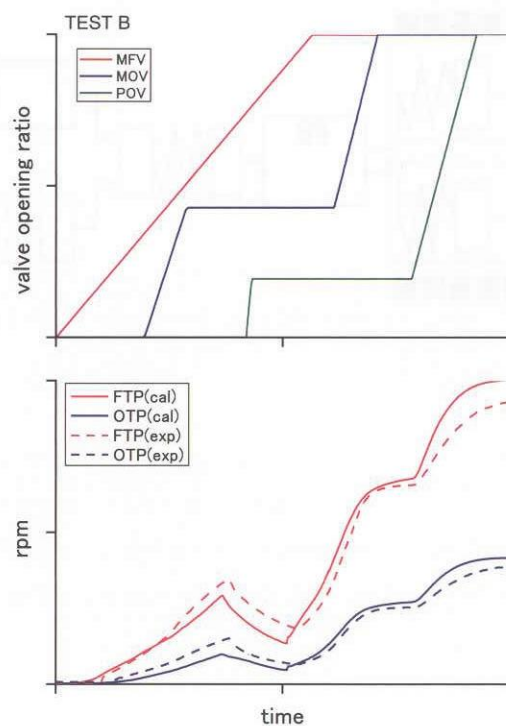


図 9b バルブシーケンス、ポンプ回転数（始動時,TEST B）

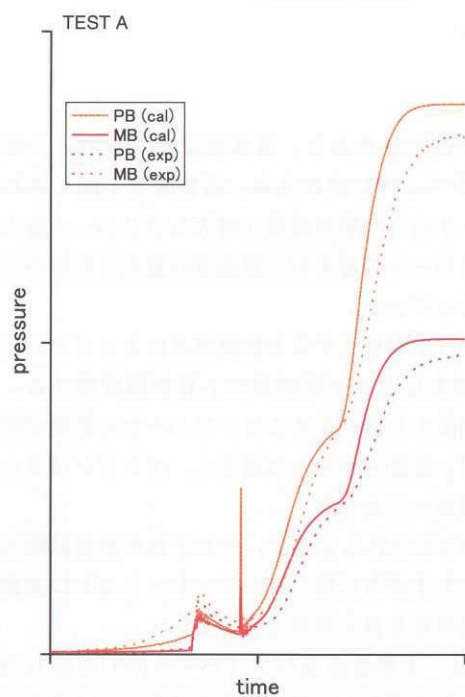


図 10a 主燃焼室、プリバーナにおける圧力変化（始動時, TEST A）

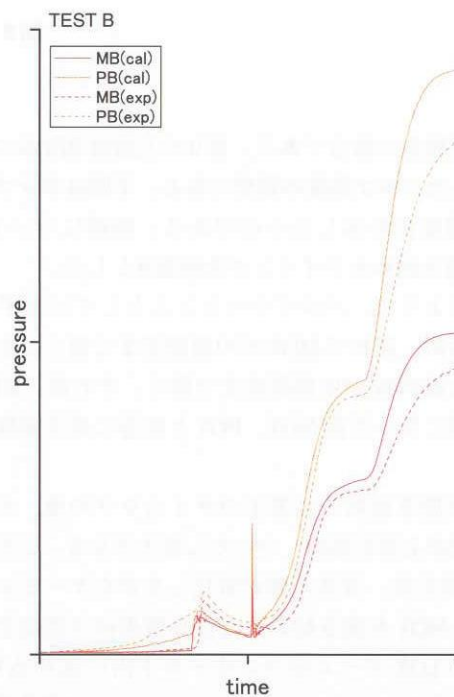


図 10b 主燃焼室、プリバーナにおける圧力変化（始動時, TEST B）

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プリバーナの LOX ドーム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。

表 1 定常作動点比較

		TEST A	TEST B
		err.[%]	err.[%]
overall flow rate	[kg/sec]	− 0.33	0.35
overall oxidizer flow rate	[kg/sec]	− 0.80	− 0.16
chamber cooling flow rate	[kg/sec]	− 0.51	5.42
nozzle cooling flow rate	[kg/sec]	3.59	2.89
FP & MCC film cooling	[kg/sec]	6.48	6.93
fuel turbine flow rate	[kg/sec]	6.64	9.92
oxidizer turbine flow rate	[kg/sec]	− 0.93	1.31
MCC pressure	[Mpa]	3.57	5.41
MCC oxid main injector press	[Mpa]	3.11	4.64
MCC fuel main injector press	[Mpa]	3.47	5.36
PB chamber press	[Mpa]	5.08	6.81
PB oxid injector press	[Mpa]	4.60	6.27
PB fuel injector press	[Mpa]	8.01	9.47
fuel turbine inlet press	[Mpa]	5.12	6.79
fuel turbine discharge press	[Mpa]	− 2.20	− 0.62
oxidizer turbine inlet press	[Mpa]	5.76	7.85
oxidizer turbine discharge press	[Mpa]	2.12	4.04
chamber cooling out temp	[K]	18.41	2.53
nozzle cooling out temp	[K]	17.14	21.34
combustion mixture ratio	[O/F]	− 5.29	− 7.90
preburner mixture ratio	[O/F]	− 6.70	− 9.33
pump speed	rpm	3.24	4.48
pump speed	rpm	2.18	2.96

図 11 は定常状態から停止の過程を計算した結果である。上図はバルブシーケンス、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。

図 12 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 11, 12 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、燃焼試験 B の燃焼試験対応計算結果ではシミュレーションでは MFV の閉に対応して一時的な回転数の極大が生じているが、試験結果では極大が少し遅れて生じているため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。

図 13 は、燃焼試験 A のタービン入口温度を比較したものである。図に示されるように、計算は燃焼開始時に

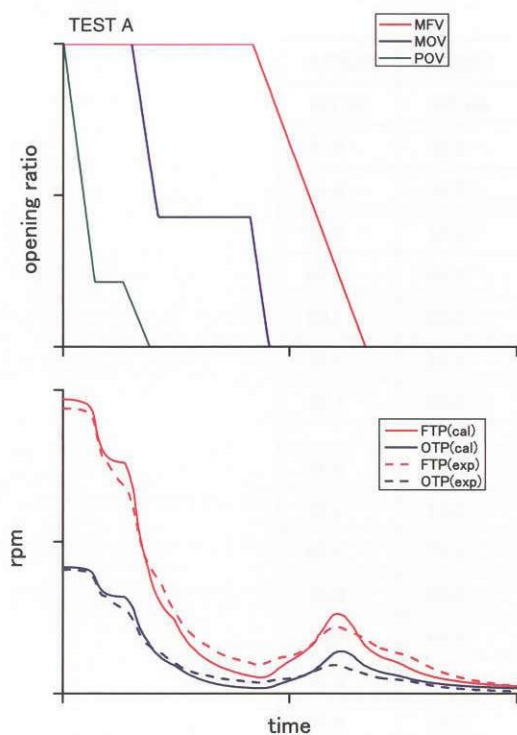


図 11a バルブシーケンス、ポンプ回転数（停止時, TEST A）

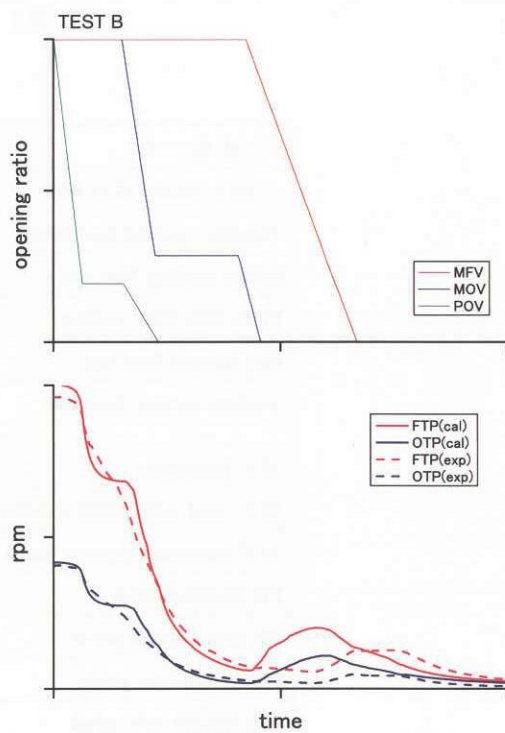


図 11b バルブシーケンス、ポンプ回転数（停止時, TEST B）

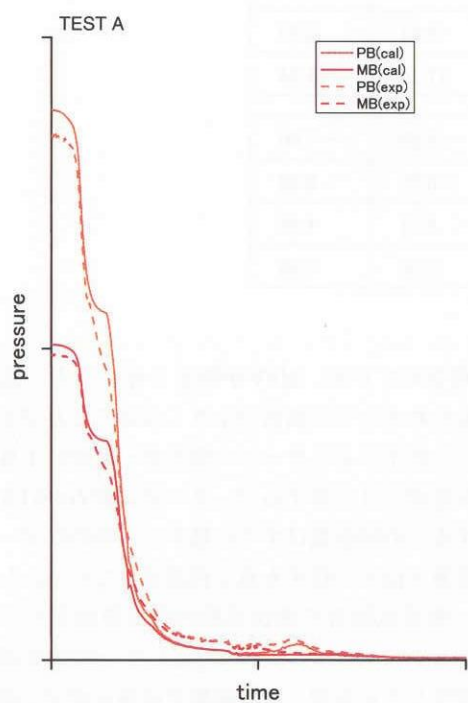


図 12a 主燃焼室、プリバーナにおける圧力変化（停止時, TEST A）

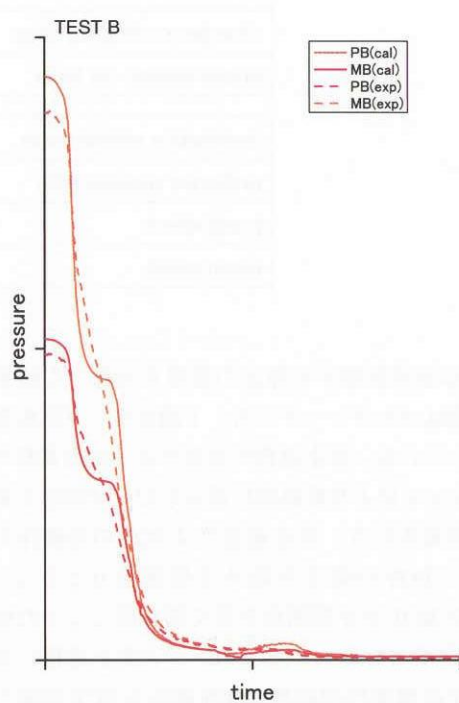


図 12b 主燃焼室、プリバーナにおける圧力変化（停止時, TEST B）

急激なピークを示し、一度温度が低下した後定常点に達している、一方実験値では燃焼開始後の立ち上がりは緩やかでありピーク値は計算の7割程度である。ピーク到達後一旦温度は低下した後定常点に達している。このように計算と実験において温度の立ち上がりはかなり差が見られる。しかしながら、実験での温度測定においてはセンサーの応答速度は熱伝対の太さによる時定数の影響を受けかなり遅い場合があり、気流温度のピークを検出することは一般に困難である。従って、この点を考慮すると計算で得られた温度変化は妥当は変動を示していると思われる。

5. 並列計算による高速化及び計算機環境

REDSでは、GASPコードをテーブル化することで計算時間の短縮化を図っているが、さらに処理を高速化するために複数のCPUに処理を分散する並列計算を行っている。

流動計算は水素、酸素、燃焼ガスそれぞれ各ボリュームで独立して計算を行うのでボリューム単位もしくは流路単位で分割することで並列計算が可能となる。そこで、現行バージョンでは2CPUを用いた並列計算として、水素流路と燃焼ガス流路の流動計算を1つのCPU上で計算を行うと同時に、酸素流路の計算とターボポンプの運

動方程式、熱交換ボリュームにおける熱伝導方程式をもう一つのCPU上で計算を行っている(図14参照)。そして、時間ステップごとにポンプの計算や熱伝達の計算に必要な諸量、燃焼室の物理量、燃焼室に流入する酸素、水素の諸量、時間刻み等の物理量をプロセス間通信によって交換を行う。

プロセス間通信には通信ライブラリ MPICH^[17] を用いている。MPI (Message Passing Interface) は最近の並列計算では最も一般的に用いられる通信ライブラリであり、MPICHはフリーで流通している実装形態の一つである。

本計算で用いた計算機は2台のPCを用いたPCクラスタである。それぞれのPCにはCPUとしてIntel Pentium 4 (2.8 GHz) を搭載している。PC間はギガビットスイッチを経由してギガビットイーサネットで接続をしている。OSはRed Hat Linux V.7.3である。FORTRANコンパイラとして、Intel FORTRAN Compiler V.6を用いた。

上記の計算環境において、始動から定常状態、定常状態から停止までの計算に要する時間はそれぞれ2、3分程度である。

6. GUIを用いたインターフェースの開発

REDSはロケットエンジンの設計、開発、不具合調査等に用いるための計算ツールである。従って、最終的には誰もが簡単に操作できることが求められる。そこで、GUI (Graphical User Interface) を用いたインターフェースの開発を行っている。GUIツールキットとしてQt^[18] (V.4.04) を用いている。QtはUnix上で動作するフリーのGUIツールキットであり、GUI開発の利便性が高くまた移植性も高い。

現段階では、各流路を画面上に表示し、任意に指定したボリュームやジャンクションにおける物理量の表示やグラフ化を計算中に実行することが可能である(図15参照)。

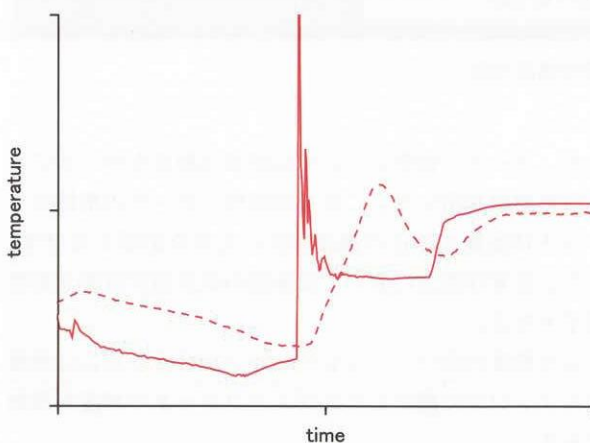


図13 始動時におけるタービン入口温度履歴

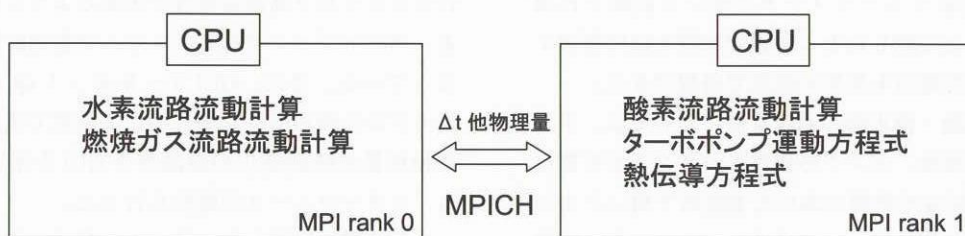


図14 MPIを用いた並列計算

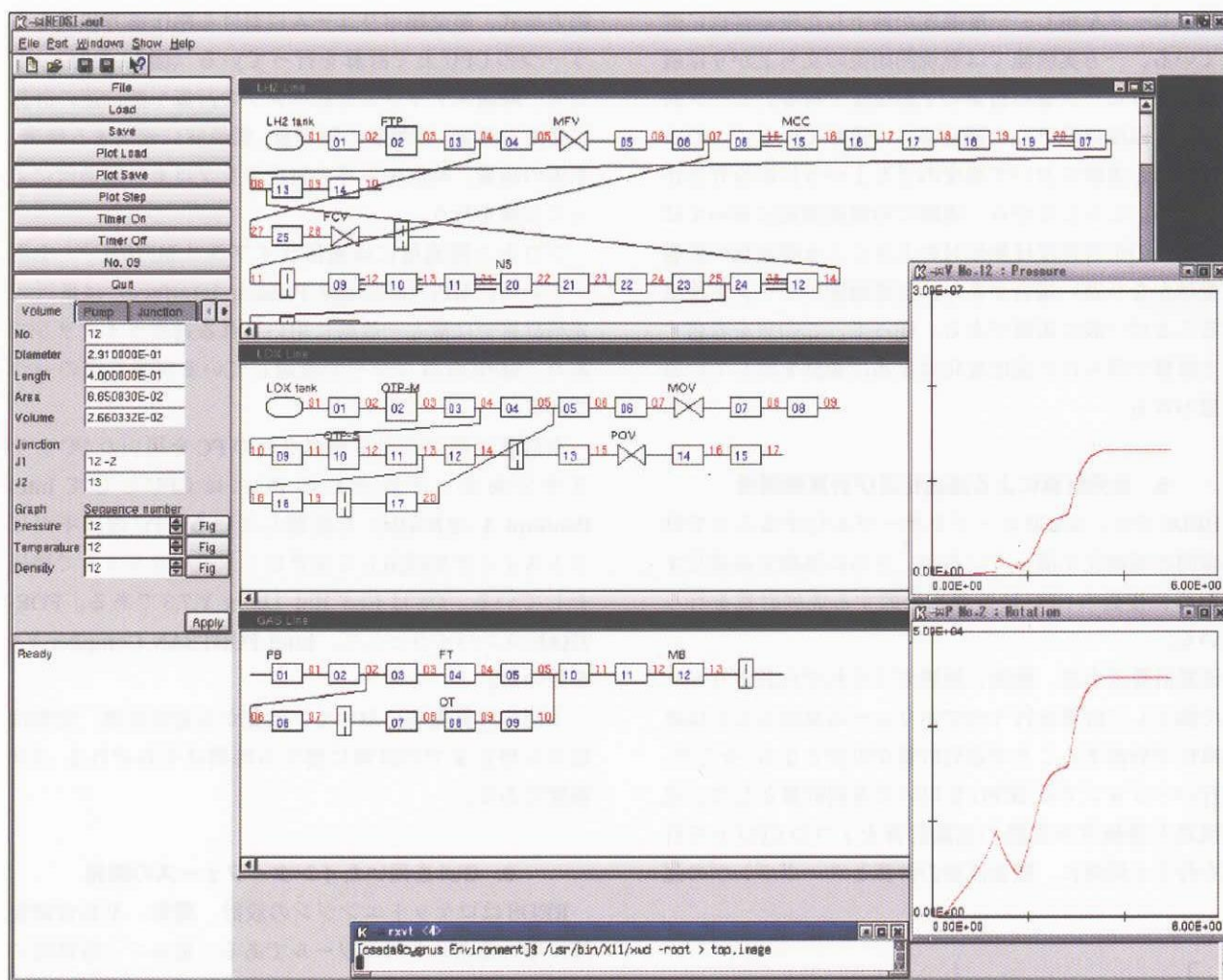


図15 GUIを用いた操作画面の例

7. まとめ及び今後の開発計画

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の確認等を 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、不具合を想定シ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。

8. 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] www.nasda.go.jp
- [7] 「新版 数値計算ハンドブック」、大野 豊、磯田和男 監修、オーム社
- [8] “Numerical Computation of Internal and External Flow, Volume I”, C.Hirsch, John Wiley & Sons.
- [9] Blasius, H., Forsh. Geb. Ing.-Wes., 131 (1913)
- [10] Nikuradse, J., Forsh. Geb. Ing.-Wes., 356 (1932), p.32
- [11] Dittus, F. W. and Boelter, L. M. K., “Heat Transfer in Automobile Radiators of the Tubular Type”, Univ. of California Publications in Engineering, Vol.2 (1947)
- [12] 新野、他、「超臨界圧における液体水素の熱伝達特性 (1) (直管における実験と既存整理式の比較)」、NAL-TR 583、1979
- [13] 中橋、他、「ロケットノズルの性能予測計算法」、航空宇宙技術研究所報告、NAL-TR 771、1983
- [14] Bartz, D. R., “A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients”, Jet Propulsion 1957 Jan. pp.49-51.
- [15] Schmucker, R., “Flow Processes in Overexpanding Nozzles of Chemical Rocket Engines,” (published in German), Report TB-7-10,-14, Technical University Munich, 1973
- [16] Hendricks, R. C., Baron, A. K., and Peller, L.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
- [17] www-unix.mcs.anl.gov/mpi/mpich/
- [18] 「Qt プログラミング入門」、著 Matthias Kalle Dalheimer、高木淳司 監訳、杵渕聡 訳、(株)オライリー・ジャパン発行

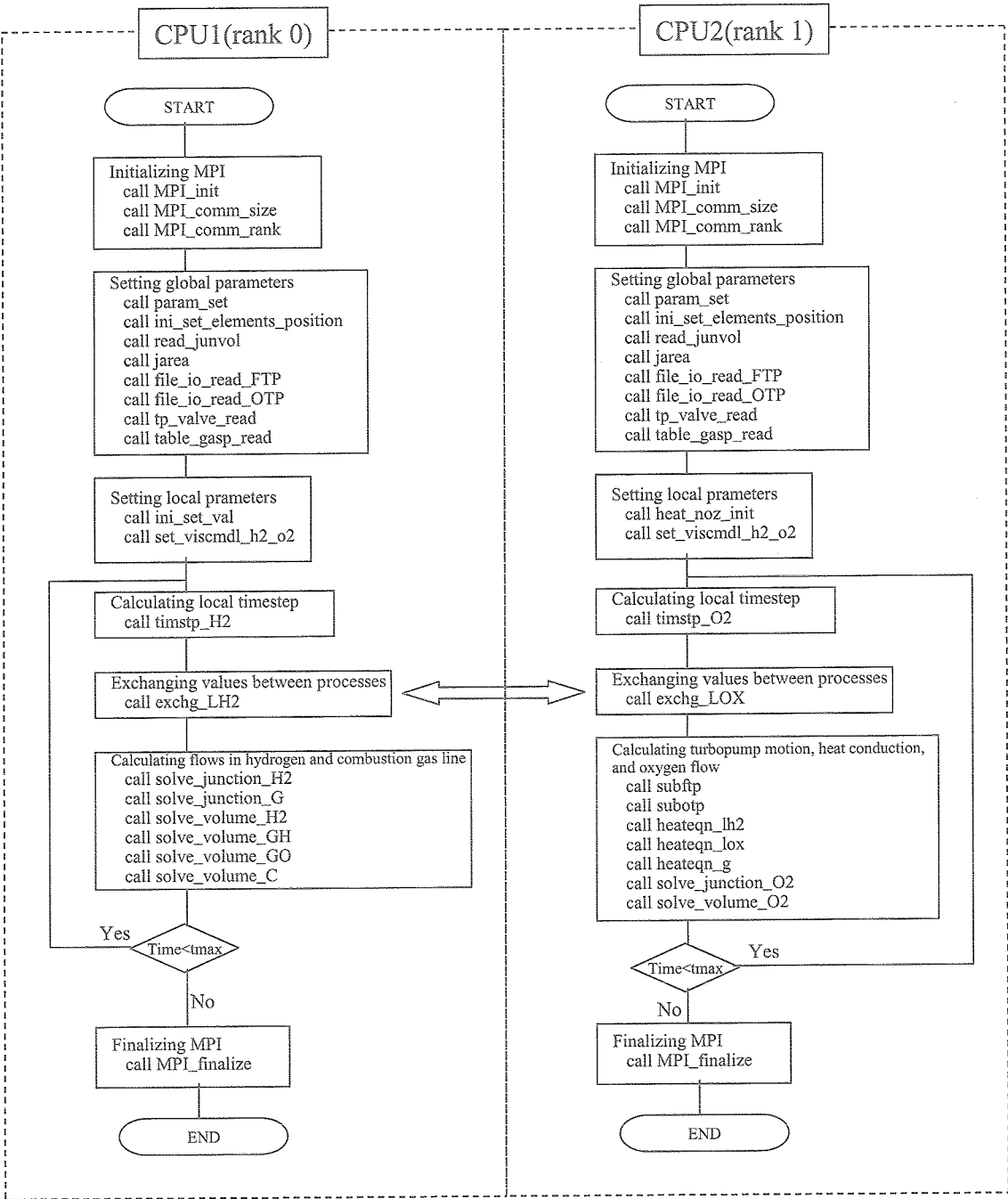
付録1：プログラムの概要

サブプログラム名	主機能
REDS.f	メインプログラム、初期設定、パラメータ設定
mainLH2.f	水素流路、燃焼ガス流路時間積分、データ入出力
mainLOX.f	酸素流路時間積分、データ入出力
jun_vol_LH2.f	水素流路のジャンクション、ボリウム計算
jun_vol_LOX.f	酸素流路のジャンクション、ボリウム計算
jun_vol_GAS.f	燃焼ガス流路のジャンクション、ボリウム計算
TP_heat.f	ターボポンプ方程式、伝熱方程式の計算
gasp.f	GASP ベースでの物性計算
combustion.f	燃焼ガス物性計算
heat_nozzle.f	燃焼室、ノズルでの熱流束計算
comb_to_2gas.f	燃焼ガスから未燃混合ガスへの計算
tp_valve.f	MHI ポンプモデル、バルブモデル計算
table_gasp_read.f	GASP テーブルデータ読み込み
table_gasp_h2.f	テーブルを用いた水素物性値の計算
table_gasp_o2.f	テーブルを用いた酸素物性値の計算

付録2：サブルーチン及び関数一覧

サブプログラム名	サブルーチン名	サブプログラム名	サブルーチン名
REDS.f	param_set1	tp_valve.f	tp_valve_read
	param_set2		ftp_head()
	ini_set_elements_position		otp_head()
	read_junvol		ftp_eta()
	jarea		otp_eta()
	junc_H()		v_area()
	junc_O()		r_mxv()
	junc_G()		r_pov()
	volum_H()		r_fcv()
	volum_O()	gasp.f	def_gasp_pt()
	volum_G()		def_gasp_h()
	volum_GH()		def_gasp()
	volum_GO()		gasp()
	file_io_read_FTP		setup()
	file_io_read_OTP		press()
mainLH2.f	lh2		temp()
	ini_set_val		dens()
	cal_phys_prop_m		check()
	cal_phys_prop_c		root()
	cal_phys_prop_c5		rootx()
	cal_phys_prop_c2m		solve()
	cal_phys_prop_c2m5		splina()
	exchg_LH2()		poly()
	timstp_H2()		dguess()
	output()		tssf()
	restst_H_out		tsf()
	restst_H_in		dsf()
	chkflw		psss()
mainLOX.f	lox		tss()
	exchg_LOX()		tempph()
	timstp_O2()		tempps()
	restst_O_out		tshf()
	restst_O_in		enth()
jun_vol_LH2.f	solve_junction_H2()		hsslvf()
	solve_volume_H2()		hslv()
	cal_mom_H2		ent()
jun_vol_LOX.f	solve_junction_O2()		hdint()
	solve_volume_O2()		hdintf()
	cal_mom_O2		hss()
jun_vol_GAS.f	solve_junction_G()		setcpo()
	solve_volume_GH()		ptrho()
	solve_volume_GO()		cpprl()
	solve_volume_CO		cpprlf()
	solve_volume_C5()		spchv()
	cal_mom_G		cvps()
TP_heat.f	subftp()		visc()
	subotp()		viscd()
	heateqn_lh2()		therm()
	heateqn_lox()		conz()
	heateqn_g()		conc()
comb_to_2gas.f	comb_to_2gas()		surf()
heat_nozzle.f	heat_gas_to_wall	combustion.f	def_comb_gas()
	heat_noz_init()		set_viscmdl_h2_o2
	set_tw_uniform()		exxp()
	noz_mc_pos		gaussjd()
	uniform_tw()		eq_comb_gas()
table_gasp_read.f	table_gasp_read		eq_h2_o2()
table_gasp_h2.f	table_gasp_h2()		
table_gasp_o2.f	table_gasp_o2()		

付録 3：並列計算時のフローチャート



宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA-RR-04-010

発行日	2004年10月25日
編集・発行	独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町七丁目44番地 1 TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所	株式会社 東京プレス 〒174-0075 東京都板橋区桜川 2-27-12

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡下さい。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

〈本資料に関するお問い合わせ先〉

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター

