

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-868

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

冠 昭 夫 ・ 若 松 義 男 ・ 志 村 隆
都 木 恭 一 郎 ・ 鳥 井 義 弘

1985年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	2
2. エンジン・システム	3
2.1 エンジンの概要	3
2.2 起動方法	3
2.3 シミュレーションの課題	5
3. シミュレーション・プログラム	6
3.1 シミュレーション・モデル	6
3.2 シミュレーション方法	6
3.3 プログラム	8
4. シミュレーション	22
4.1 始動過渡試験	22
4.2 小型タンク組合せ燃焼試験	28
4.3 高空燃焼試験	29
5. むすび	31

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*

冠 昭夫** 若松義男** 志村 隆**
都木 恭一郎*** 鳥井 義弘****

Start Transient Analysis of Turbopump-fed LOX/LH2 Rocket Engine (LE-5)

Akio KANMURI, Yoshio WAKAMATSU
Takashi SHIMURA, Kyoichiro TOKI
and Yoshihiro TORII

The first Japanese LOX/LH2 rocket engine (LE-5) employs a turbopump-fed gas generator cycle system. The LE-5 engine starts up in such a unique method that the power of the turbopump system is at first built up by a coolant bleed cycle followed by a gas generator cycle.

A computer program for the start transient simulation has been developed and it has been utilized for analysing start-up characteristics of the LE-5 engine. The outline of the computer program and the analytical results are discussed here.

The results of the analysis have been effectively used for the setting of the firing test condition and for the determination of the engine start sequence in each phase of the development. The results of the simulation are also compared with the experimental results.

記 号				
A	: 面積	[m^2]	c^* : 特性速度	[m/s]
C	: 有効面積	[m^2]	D : 直径	[m]
C	: 実験定数		g : 重力の加速度	[m/s^2]
c	: タービン・ガス速度	[m/s]	H : 圧力水頭	[m]
C_p	: 定圧比熱	[$J/kg \cdot K$]	ΔH : ポンプ揚程	[m]
			h : 比エンタルピー, 潜熱	[J/kg]
			I : 慣性モーメント	[$kg \cdot m^2$]
			L : 動力	[W]
			M : トルク	[$N \cdot m$]
			M_a : マッハ数	
			m : 質量	[kg]

*昭和60年6月3日 受付

**角田支所

***宇宙科学研究所 (元角田支所)

****宇宙開発事業団

\dot{m} : 質量流量	[kg/s]	T : タービン
N : 回転数	[rpm]	th : スロート
P : 圧力	[Pa]	v : 蒸発
P_r : プラントル数		w : 管壁
Q : 体積流量	[m ³ /s]	0 : よどみ点, タンク
q : 熱流量	[W]	1 : 入口
R : ガス定数	[J/kg·K]	2 : 出口
R : 流路抵抗	[s ² /m ⁵]	弁およびインジェクタ
Re : レイノルズ数		GFV : ガス発生器燃料弁
S : 流路のイナータンス	[s ² /m ²]	GLV : ガス発生器酸素弁
T : 温度	[K]	MFV : 主燃料弁
u : 流速	[m/s]	MLV : 主酸素弁
u_T : タービン周速	[m/s]	SV : スタート弁
V : 体積	[m ³]	FTV : 燃料タービン・バイパス弁
x : 気相質量比		LTV : 酸素タービン・バイパス弁
α : 流量係数		GFI : ガス発生器燃料インジェクタ
α : 熱伝達率	[W/m ² ·K]	GLI : ガス発生器酸素インジェクタ
η : 効率		RFI : 主燃料インジェクタ
κ : 比熱比		MLI : 主酸素インジェクタ
λ : 熱伝導率	[W/m·K]	
ρ : 密度	[kg/m ³]	

添字

A : 周囲雰囲気
C : 主燃焼室
cr : 臨界
D : 設計値
DN : 速度三角形相似
E : 排気
F : 燃料, 機械損失
G : ガス発生器
g : ガス, 燃焼ガス側
H : ヒートマス
i : 要素番号
J : ジャケット
L : 酸素
l : 液, 冷却剤側
M : ガス発生器 LOX マニホールド
N : ノズル
O : 酸化剤
P : ポンプ
S : はくり点, 飽和

1. まえがき

ロケット・エンジンが、確實、円滑かつ速やかに起動することは、高性能を発揮するエンジン・サイクル・バランスを成立させることなどと共に、ロケット・エンジンに課せられる最も基本的な条件の一つである。

昭和52年度より、大型人工衛星打上げ用H-Iロケットの第2段目に使用される液体酸素・液体水素ロケットエンジン(LE-5)開発のための研究が、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の間で進められて来た。LE-5は我が国で初めて開発されるターボポンプ式のロケット・エンジンで、起動方法に新しい技術が採用されたこともあって、シミュレーションによる起動過渡特性の検討は不可欠であった。エンジン開発のための各種試験では、それぞれインターフェース条件が異なる試験設備を使用するため、試験を安全かつ効率よく実施する上で、この検討は特に重要である。

液体ロケットエンジンの起動過渡特性の解析は、エンジン・スキマティックや、起動方法および起動時の立上り速度に対応した数学モデルを基にして、

デジタル計算機でシミュレートする方法が一般に採用されているようであるが、¹⁾この種の計算プログラムは公開されておらず、またプログラムの汎用化もむずかしい。

本報告はLE-5開発に関する研究の一環として実施した 1) 起動過渡特性シミュレーション計算プログラムの作成, 2) 試験条件とエンジンパラメータが起動過渡特性に与える影響の検討, 3) 開発試験実施のための起動過渡特性の予測, についてまとめたものである。これらの結果は、現在開発が進められているLE-5の高空燃焼試験を含む各開発試験で有効に利用され、また試験結果との比較、検討もなされた。

2. エンジン・システム

2.1 エンジンの概要²⁾

LE-5は液体酸素・液体水素を推進剤とする上段用ロケットエンジンで、ガス発生器サイクルを採用している。図2.1に示すように、クロスオーバー・

パイプで直列に接続された液体水素と液体酸素の両ターボポンプのタービンは、定常運転時にはガス発生器から供給される低混合比燃焼ガスによって駆動される。このガスの流量は全推進剤流量の約2%であるが、ブリードによる損失を低減させる目的で、ノズル膨張面積比=9の位置でノズル内に排気される。タービン駆動ガス・ラインにはスタート時の混合比のオーバー・シュートの防止などのために、二つのバイパス弁が設けられている*。

LE-5は高性能推進剤と高膨張比のノズルの採用によりガス発生器サイクルで高比推力を実現しており、再着火が可能で、エンジン起動方法に新しい技術が採用されているなどの特徴を有する。LE-5の主要諸元を表2.1に示す。

2.2 起動方法

エンジンの起動はタンク・ヘッドによる水素ブリード方式によりスタートし(始動モード)、始動モードで一定の圧力レベルまで立上げられた後、適当なタイミングでガス発生器を作動させ(サイクル移

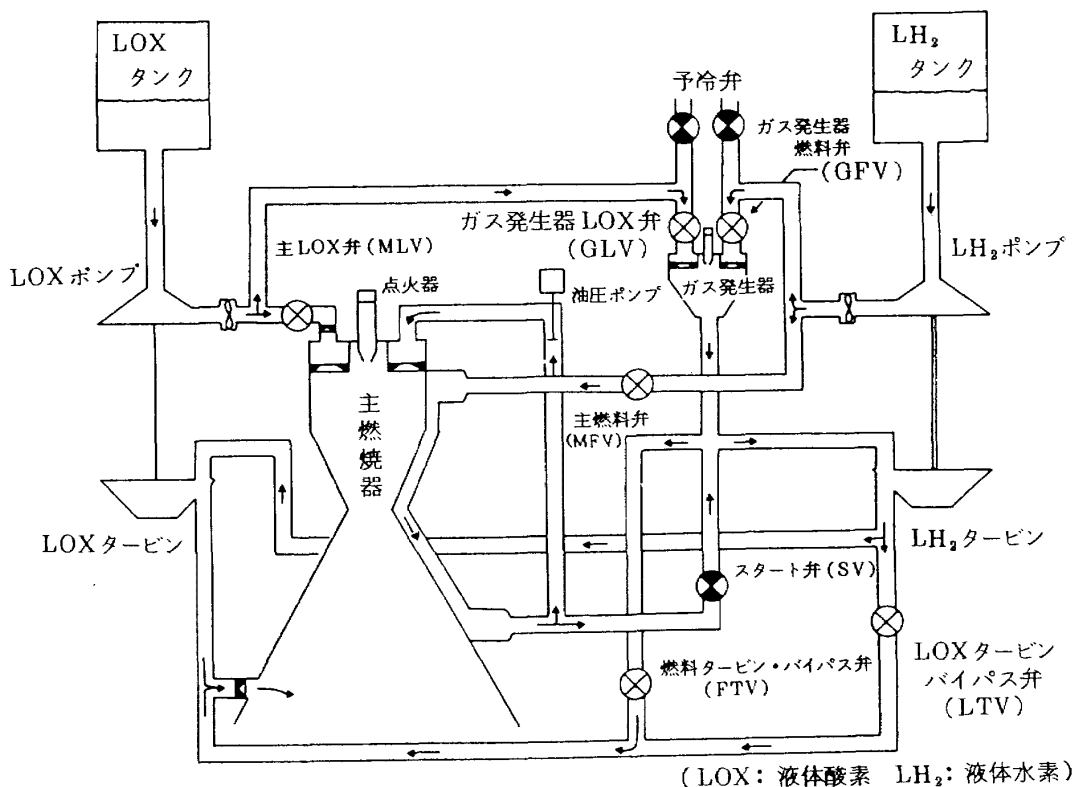


図2.1 LE-5エンジン・システム概要

注* LE-5開発の進捗に伴い、起動シーケンスや各部調整オリフィス等が確定し、システムの軽量化、単純化のために、実機型エンジンではバイパス弁はとり除かれることになった。³⁾

表 2.1 LE-5 主要諸元^{2),*}

推 力 (真空)	98	kN	(10 ton)
比 推 力 (真空)	442	sec	
燃焼圧力	3.5	MPa	(35.8 kg/cm ²)
エンジン混合比	5.5		
ノズル膨張比	140		
ガス発生器圧力	2.7	MPa	(28.0 kg/cm ²)
ガス発生器混合比	0.9		
液酸ポンプ回転数	16,500	rpm	
吐出圧力	5.1	MPa	(52.5 kg/cm ²)
流 量	19.12	kg/sec	
液水ポンプ回転数	50,000	rpm	
吐出圧力	5.5	MPa	(56 kg/cm ²)
流 量	3.51	kg/sec	

注* 諸元は開発の進捗に伴い変更され得る。

行モード), その後ガス発生器サイクルによる定常運転に達する(定常モード)。

(1) 始動モード

図 2.2(a)に示されるように主燃料弁(MFV)が開かれると, タンク・ヘッドによって液体水素が燃焼器冷却通路(再生冷却ジャケット)を通過し, そこで気化した水素が燃焼室(TC)およびタービンの二方向へ分けて送られる。燃焼室には MFV とほぼ同時に開かれる主酸素弁(MLV)を通じて液体酸素も送り込まれ, アイドリング燃焼が始まる。タービンへ送られる水素ガスはスタート弁(SV)を経て, 液体水素ターボポンプ, 液体酸素ターボポンプの各タービンをこの順序で駆動した後, 排気される。本モードでのターボポンプ駆動サイクルは, クーラント・ブリード・サイクルである。

(2) サイクル移行モード

始動モードにより液体水素および液体酸素の双方のターボポンプ回転数や各部の圧力などが上昇し, ガス発生器(GG)の安全かつ確実に着火できる条件が満たされた時, 図 2.2(b)に示すようにガス発生器弁(GFV, GLV)を開き, ガス発生器に着火する。これとはほぼ並行してスタート弁が閉じられ, 再生冷却ジャケットから送られてくる水素ガスは全て燃焼室へ導かれる。

このモードでは, クーラント・ブリード・サイク

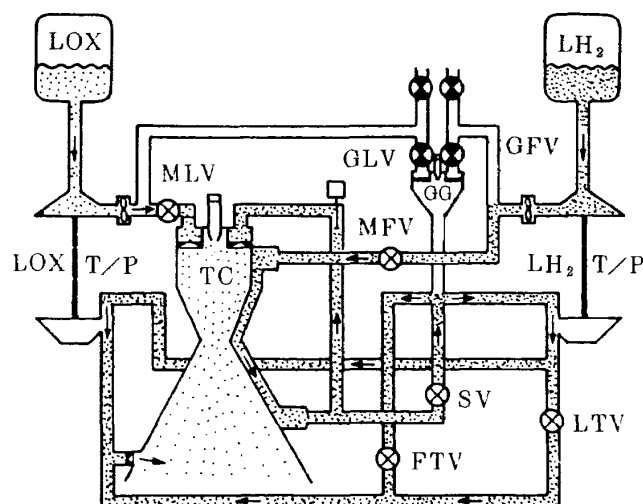


図 2.2(a) 始動モード

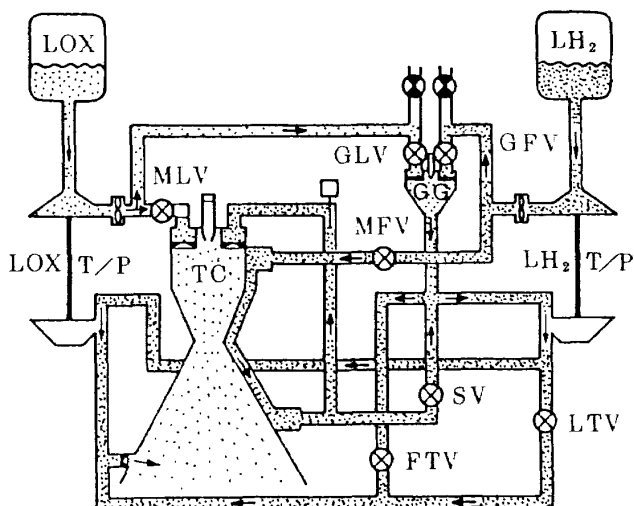


図 2.2(b) サイクル移行モード

ルからガス発生器サイクルへの移行がスムーズになされるようにするため、一時、この二つのサイクルによる運転が並行し、閉鎖していくスタート弁を通して送られる水素ガスと、立上りつつあるガス発生器から供給される低混合比の燃焼ガスとの混合ガスによってタービンが駆動される。ガス発生器弁開のタイミングと、スタート弁閉のタイミングおよびそのトラベル・タイムの設定により、サイクル移行モードにおけるタービン駆動力が定まる。これはサイクル移行特性に大きく影響を及ぼすので、スタート弁およびガス発生器弁に関する弁シーケンスの設定は重要である。

(3) 定常モード

スタート弁閉の後、タービン駆動ガスは図 2.2(c) に示されるようにガス発生器から供給され、他のモードと同様にタービン駆動後、ノズルを通じて外気中に排気される。定常モードのターボポンプ駆動サイクルは、ガス発生器サイクルである。

図 2.3 に、これら三モードの関係を原型エンジン試験結果の一例で示す。この例では 0～4.5 秒が始動モード、4.5～5.5 秒がサイクル移行モード、5.5 秒以後は定常モードである。始動モードの初期の立上りは比較的ゆるやかであるが、約 2 秒経過後、立上りは急となりクーラント・ブリード・サイクルによる定常作動レベルまで達する。サイクル移行モードでは、ガス発生器作動開始にともない、タービン駆動力が増大し各部圧力などは上昇するが、その後スタート弁閉鎖が完了し、定常モードへ移行する時、

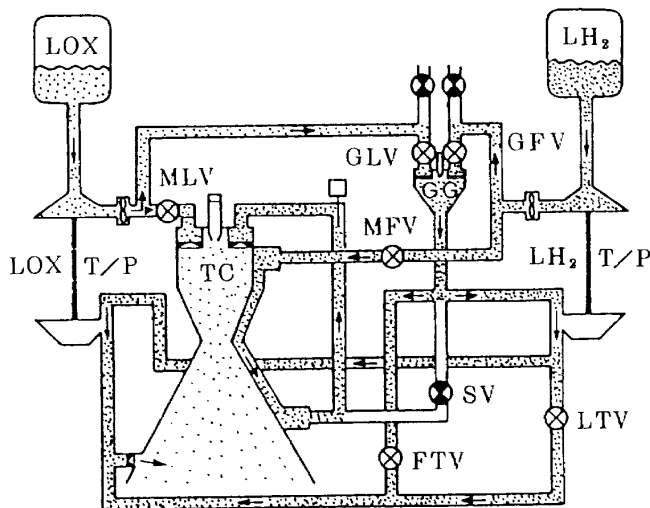


図 2.2(c) 定常モード

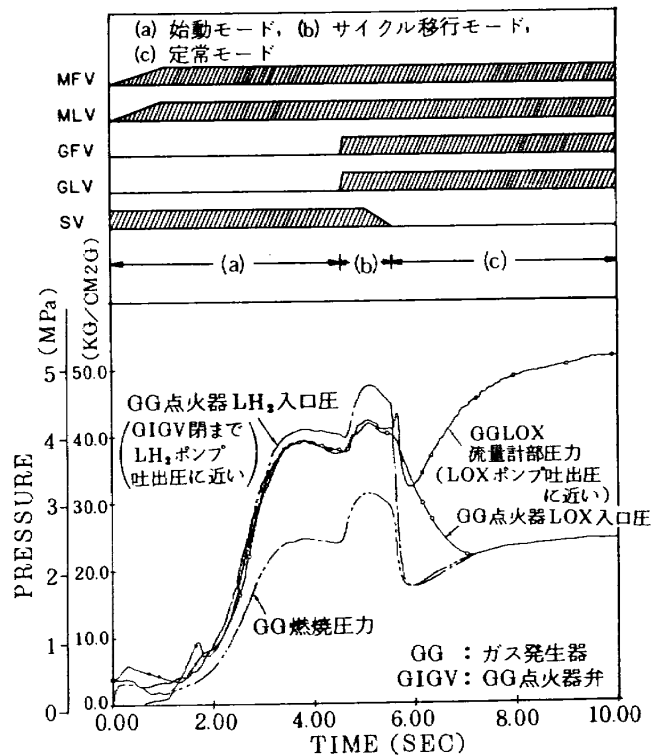


図 2.3 原型エンジン試験結果の例

一時、タービン駆動動力が急に減少することにより、各部圧力などのアンダー・シュートが見られる。定常モードへ移行してから 2～3 秒後にガス発生器サイクルによる定常運転に達する。

この起動方法は、速やかに定常運転状態に達する事と、起動時の安全性および信頼性の確保とを両立させるために、特に、サイクル移行モードにおける弁シーケンスや弁開度特性の設定などに関する新しい技術が要求されたが、1) 起動前の複雑な予冷シーケンスを簡略化する事が出来る、2) 起動に要する時間が比較的短い、3) 再着火が容易である、などの理由により、H-I ロケットのミッション用に適しているとして選定されたものである。

2.3 シミュレーションの課題

起動過渡時においてロケットエンジンはターボポンプの軸系に対する急激な負荷変動や、推進剤流量および混合比の変化に伴う燃焼器各部に対する熱負荷変動あるいは圧力変動などの様々な負荷変動による非常にきびしい環境にさらされる。このきびしい環境は高信頼性が要求されるロケットに対する大きなマイナス要因である。この問題に対処するために、起動に関して

(a) 確実かつ速やかに定常運転に達すること。

(b) 過度なオーバー・シュートやアンダー・シュートが無いこと。

(c) 適切な混合比が得られるように、液体酸素・液体水素の両ターボポンプのバランスが保たれること。

などの要求が設定された。また起動過渡時における推力パターンの再現性は、ロケットの軌道精度に影響を及ぼすため、これもまた重要である。

(a)に関しては、始動モードにおいて、クーラント・ブリード・サイクルによりスタートした直後、ガス発生器に着火し、起動を早める方法も検討されたが、

イ) ポンプ吐出圧力が十分に高まっていない条件下では、点火器の燃焼およびガス発生器の着火が不確実であること。

ロ) ガス発生器着火後の立上り時期に、ガス発生器の混合比が低下し、燃焼が不安定になること。

ハ) クーラント・ブリード・サイクルによる始動モードの立上りが予想よりかなり速いこと。

などが明らかとなったため、始動モードで定常レベルに達し、ポンプ吐出圧力が十分上昇した後、ガス発生器に着火する方式が採用されることになった。このためにタンク圧力をパラメータにして、始動モードの立上り速度および定常値などを予測し、安全確実なガス発生器着火タイミングを見出しておく必要があった。

(b)に関しては、ガス発生器着火およびその直後のスタート・ガス・ライン閉鎖時に、それぞれ燃焼室圧力等にオーバー・シュートおよびアンダー・シュートが発生することが燃焼試験で確認されていた。この傾向が大であると、定常運転に至るまでの時間が増大したり、機械的な悪影響を及ぼすことも考えられ、また高空燃焼試験設備(HATS)による燃焼試験においては、著しい燃焼圧力のアンダー・シュートがディフューザーの作動に悪影響を及ぼすことなども指摘されていた。これに関してはガス発生器の着火とスタート弁閉の相対的なタイミング、スタート弁の開度およびそのトラベル・タイムの最適設定などによる特性改善の余地があると考えられた。

(c)に関しては、液体酸素、液体水素ターボポンプが独立二軸直列方式で各々の慣性能率が異なり、ま

た外気圧力条件によって両タービンの圧力比も変化するなどに対応して、各試験における起動過程を含むエンジン作動の全過程を通じて、混合比を適正に保つために、タービン駆動ガス・ラインにバイパス・ラインを設けて混合比制御を行っている。この制御はオープン・ループで行うため、バイパス弁の開度設定、タイミングおよびトラベルタイムは予めプログラムする必要がある、それら各パラメータの影響を調べるためのシミュレーション計算が必要であった。

3. シミュレーション・プログラム

3.1 シミュレーション・モデル

図3.1にLE-5起動過渡特性シミュレーション・モデルのスキマティックを示す。ここでは計算プログラムの簡単化をはかるとともに、繰り返し計算ループの多重度を下げるために次に示すような単純化を行っている。

(a) 実機エンジンのスキマティックで、起動過渡特性に及ぼす影響が小さい予冷ライン、タンク加圧ライン、点火器ラインおよび油圧駆動用補器タービンなどの要素を省略する。

(b) ターボポンプ、燃焼器およびガス発生器等の要素を結合する管路は、等価抵抗および等価イナータンスによる集中定数モデルで表わす。

(c) 起動時の初期温度条件を決定する予冷状態については、推進剤タンクからポンプを経て推進剤主弁(MFV, MLV)およびガス発生器弁(GFV, GLV)までは十分予冷がなされているものとし、前述の始動モードの立上り特性に影響を及ぼす推進剤主弁の下流管路や再生冷却ジャケット部と、サイクル移行時の立上り特性に影響を与えるガス発生器入口部については、まだ予冷がなされていないとする。

3.2 シミュレーション方法

シミュレーションの対象は、立上りに数秒を要するロケットエンジンの起動過渡特性であり、エンジンの機械的振動や液体推進剤中の圧力波の伝ばに関わるような比較的高い周波数の振動は対象外としている。

この起動過渡特性は基本的にはエンジンの(ター

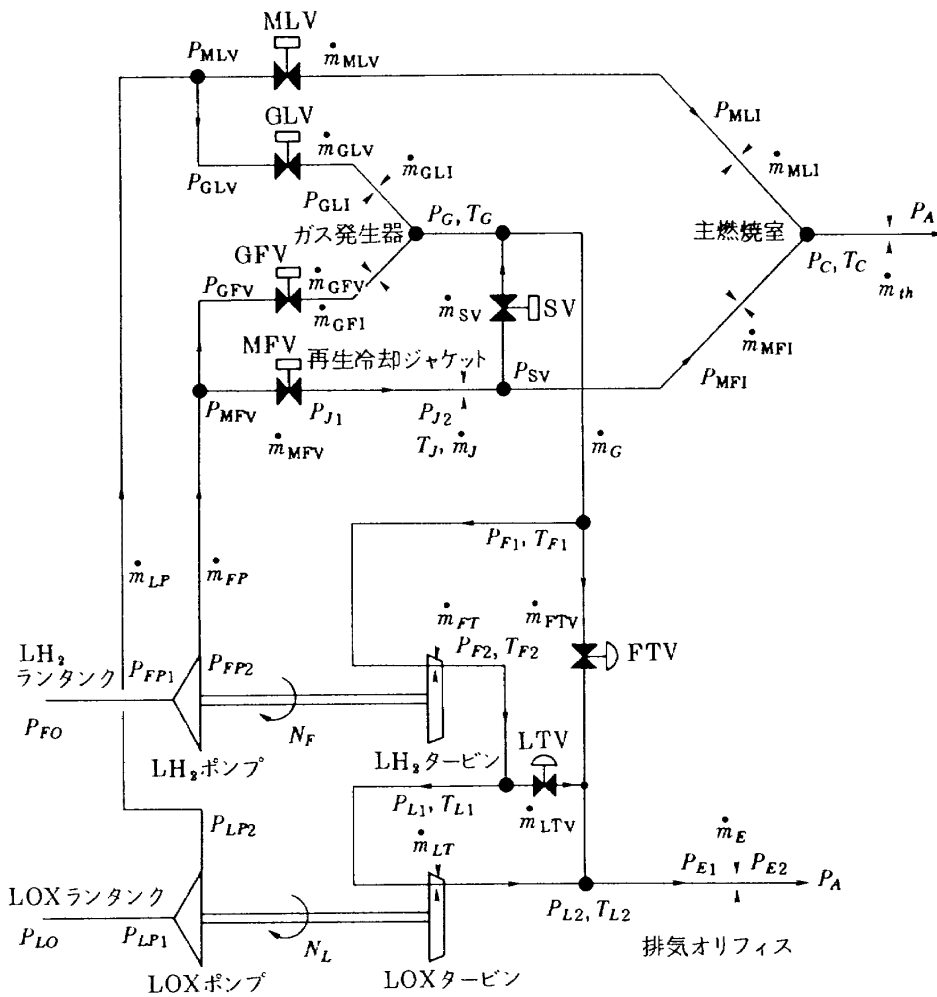


図 3.1 LE-5 エンジン・シミュレーション・モデル・スキマティック

ビンとポンプの) パワー・バランスの不平衡により生ずるターボポンプ系の加速特性であると考えることができる。

ターボポンプ式ロケットエンジンは、パワー・バランスの観点からは、燃焼器系作動のための圧力発生源であるポンプ系と、ポンプ系の負荷でありかつタービン駆動ガス発生源である燃焼器系の2系統にわけられる。一方、応答特性の観点からは、慣性効果による時定数を無視できない要素(動的要素)と、時定数あるいは特性時間が十分小さく、準定常近似が可能な慣性効果の小さい要素の2種類に分けられる。前者はターボポンプ・ローターの加速特性、ポンプ作動流体(液体推進剤)の流力特性、そして再生冷却ジャケットとガス発生器酸化剤マニホルドのヒート・マスの熱伝達特性に関わる各要素であり、後者はガス流れを伴う燃焼器、タービンおよび配管系などの各要素である。

動的要素のうち、ターボポンプ・ローターの加速特性は、起動過渡の全時間区間にわたって起動過渡特性に影響を及ぼし、また再生冷却ジャケットとガス発生器酸化剤マニホルドの熱伝達特性は、前者はスタート直後、後者はサイクル移行時のガス発生器弁開直後の限られた時間区間において、起動過渡特性に影響を及ぼす。

この結果、シミュレーション計算では、時間とともに変化するタービン駆動動力およびポンプに対する負荷を入力として、ターボポンプ加速特性に関する微分方程式を解く方法を採用することにした。この時、燃焼器系の計算では、図 3.2 に示すように、スライス・タイム(計算きざみ時間)毎のポンプ出口圧力および外気圧力をそれぞれ燃焼器系の入口および出口の境界条件として与え、ポンプ下流から燃焼室ノズルおよびタービン駆動ガス排気孔に至る流路に関して流量バランスが成立するように各部の圧

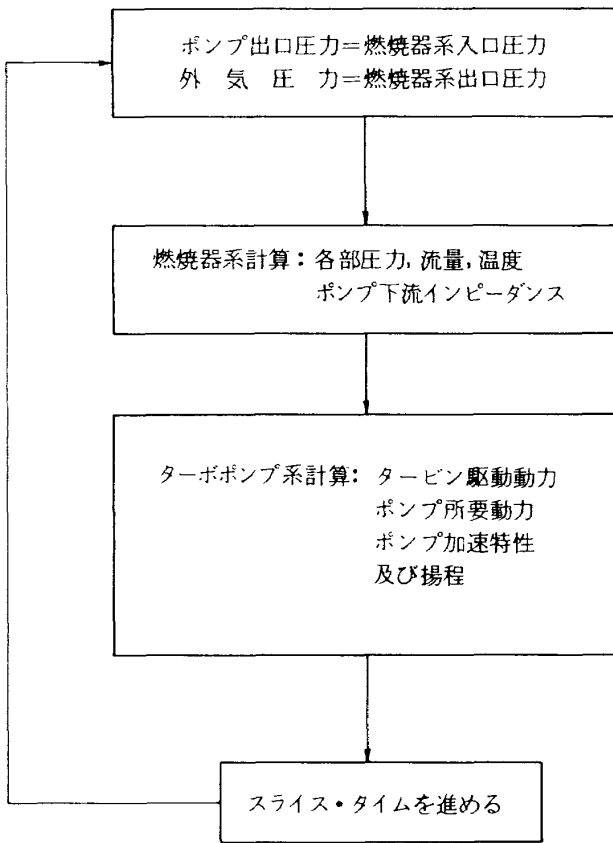


図 3.2 シミュレーション計算方法

力、温度を定め、これらの諸量からポンプ下流インピーダンスと、タービン駆動動力等を求める準定常近似計算を行う。ポンプ下流側の流量バランス条件を図 3.3 に示す。

この計算方法では、スライス・タイム毎に、くり返し計算法による流量バランス計算を行うので、シミュレーション・モデル中の要素数や流路の分岐・合流点の数が増加すると計算時間も増大し、また過渡応答計算精度を高めるために、スライス・タイム間隔を小さくするとやはり計算時間は増大する。しかし、前述のようなシミュレーション・モデル・スキマティックの単純化とスライス・タイムの適切な選択により、計算時間および精度は実用範囲におさめ得ると考えられた。

3.3 プログラム

3.3.1 各要素の計算式

(1) ターボポンプ

ターボポンプ系では、はじめ液体水素ターボポンプが、次に液体酸素ターボポンプが駆動される独立二軸直列タービン方式が採用されている。この方式

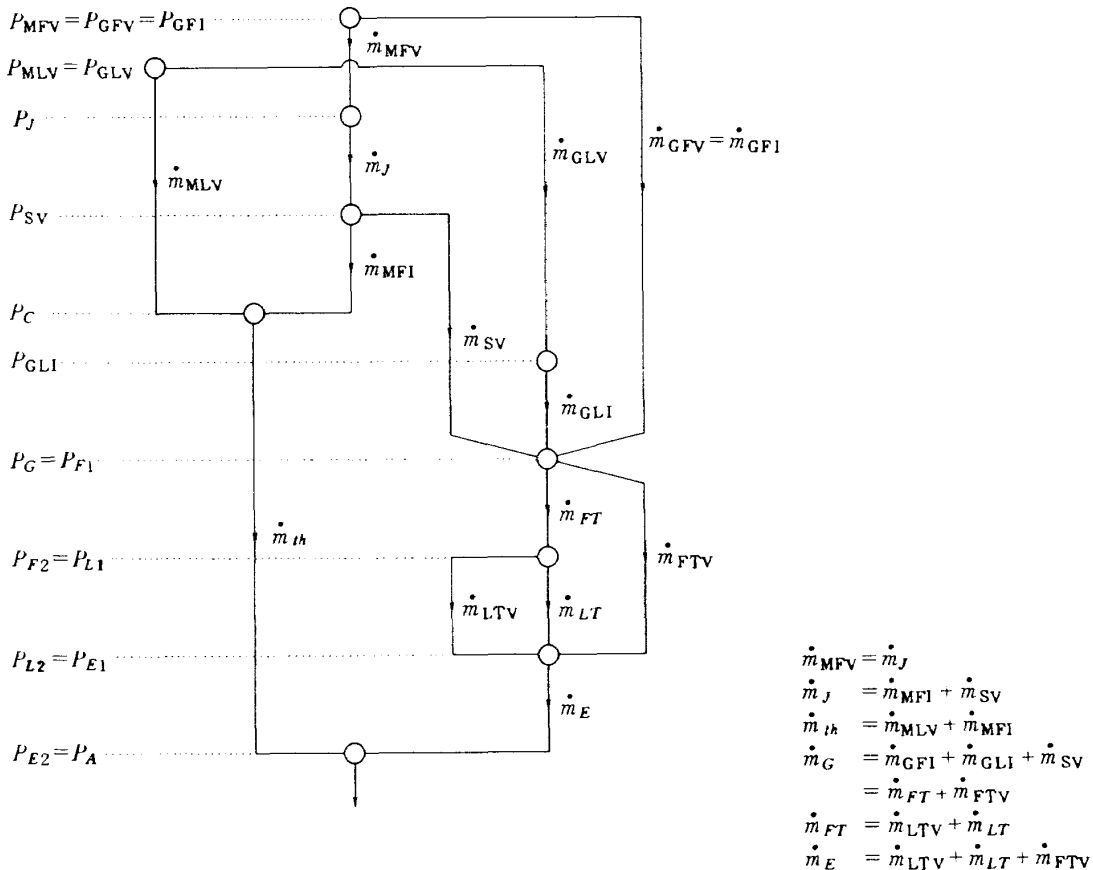


図 3.3 流量バランスの関係

では、タービン効率や液体酸素ターボポンプの構造設計などの面で、他のターボポンプ駆動方式に比べて有利であるが、起動の観点から見ると双方のターボポンプ出力のバランス制御が若干複雑になる⁴⁾。

タービンは共に一段二列速度複式衝動タービン、ポンプは共にインデューサー付一段遠心ポンプである。

タービン部およびポンプ部の計算に用いた条件および仮定の主なものは次に示すとおりである。

(a) タービン駆動ガス配管の摩擦による圧力損失は無視し得るほど小さいとする。

(b) タービン効率曲線は、実データの回帰処理によって得たものを使用する。

(c) ポンプは低回転、大流量域において揚程が負になる場合にも、水車作用をしないものとする。

(d) ポンプ揚程曲線およびポンプ効率曲線は、実データの回帰処理により得る。

(e) ポンプ出口側流体のイナータンスは入口側に比べて十分小さいとする。

ターボポンプ系の計算式を次に示す。

i) タービン発生動力

$$L_T = C_{P1} \cdot T_1 \cdot \dot{m} \cdot \eta_T \left\{ 1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\kappa_1 - 1}{\kappa_1}} \right\}$$

ここで L は動力、 C_p は定圧比熱、 T は温度、 \dot{m} はタービン駆動ガス流量、 η は効率、 P は圧力、そして κ は比熱比である。添字 T はタービンを、1, 2 はそれぞれ入口、出口を示す。

ii) タービン発生トルク

$$M_T = \frac{60}{2\pi N} L_T$$

ここで M はトルク、 N は回転数である。

iii) タービン効率

$$\eta_T = C_{1T} \left(\frac{u_T}{c} \right) \left\{ \left(\frac{u_T}{c} \right) + C_{2T} \right\}$$

ここで C_1, C_2 は回帰係数、 u は周速、 c はタービンガス速度で

$$u_T = \frac{\pi DN}{60}$$

$$c = \sqrt{2RT_1 \left(\frac{\kappa_1}{\kappa_1 - 1} \right) \left\{ 1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\kappa_1 - 1}{\kappa_1}} \right\}}$$

ただし、 D はタービン・ピッチ円直径、 R はガス定

数である。

iv) タービン出口温度

$$T_2 = T_1 \left\{ 1 - \eta_T \left\{ 1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\kappa_1 - 1}{\kappa_1}} \right\} \right\}$$

v) ポンプ所要動力

$$L_P = \frac{\rho \cdot g \cdot Q \cdot \Delta H}{\eta_P}$$

ここで ρ は密度、 g は重力加速度、 Q は体積流量、 ΔH は揚程で、添字 P はポンプを示す。

vi) ポンプ所要トルク

$$M_P = \frac{60}{2\pi N} L_P$$

vii) ポンプ効率

$$\eta_P = C_{1P} \frac{Q \cdot N_D}{Q_{DN} \cdot N} \left(1 + C_{2P} \frac{Q \cdot N_D}{Q_{DN} \cdot N} \right)$$

ここで C_1, C_2 は回帰係数、 N_D は設計回転数、 Q_{DN} は回転数 N における速度三角形が、設計点（設計回転数、設計流量）における速度三角形と相似になるような流量で、次式で示される。

$$Q_{DN} = Q_D \cdot \frac{N}{N_D}$$

ただし Q_D は設計流量である。

viii) ポンプ揚程

$$\Delta H = C_{3P} \cdot N^2 + C_{4P} \cdot N \cdot Q + C_{5P} \cdot Q^2$$

ここで C_3, C_4, C_5 は回帰係数である。

ix) ポンプ流量

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{1}{S} (\Delta H + H_0 - H_A - R \cdot Q^2)$$

ここで S は推進剤タンクからポンプ入口までのイナータンス、添字 0 は推進剤タンク、 A は外気を指す。また R はエンジン流量とポンプ下流圧力損失から、次式で定義されるポンプ下流抵抗である。

$$R_F = \frac{P_{MFV} - P_A}{g (\dot{m}_{MFV} + \dot{m}_{OFV})^2} \cdot \rho_{MFV}$$

$$R_O = \frac{P_{MLV} - P_A}{g (\dot{m}_{MLV} + \dot{m}_{GLV})^2} \cdot \rho_{MLV}$$

ここで添字 F は燃料側を、 O は酸素側を指す。

x) ターボポンプ回転速度

$$\frac{dN}{dt} = \frac{60}{2\pi I} (M_T - M_P - M_F)$$

ただし I はローターの慣性モーメントであり、添

字 F は機械摩擦損失を示す。

(2) 再生冷却ジャケット

LE-5 の推力室は燃焼室（ノズル開口比=9 までの低膨張部を含む）と、その下流のノズル開口比=140 の高膨張ノズルに分けられる。燃焼室壁は 240 本のダブル・テーパ管により形成される管式構造である。このテーパ管は主燃料弁（MFV）を経て流入する液体水素によって冷却される再生冷却ジャケットとなっている。この液体水素は MFV 下流配管、ジャケット入口マニホールドおよびジャケットなどの初期冷却や燃焼ガスからの受熱であたためられ気化し、燃焼室インジェクターの他、始動モードからサイクル移行モードにかけて、スタート弁を経てタービンへ送られる。

再生冷却ジャケット部の計算に用いた条件および仮定を次に示す。

(a) 再生冷却ジャケット部の初期冷却に関わるヒート・マスとして、MFV 下流配管およびジャケット入口マニホールドも含める。

(b) 燃焼室壁（管）は集中ヒート・マスとしてあつかい、壁内部の温度は一様であるとする。

(c) ジャケット内の流れは次元とし、ジャケット出口にオリフィスを仮定することにより、ジャケット内の摩擦損失による圧力降下を計算する。

(d) 燃焼ガスから燃焼室壁への熱伝達率は、簡略化した Bartz の式で与える。

(e) 燃焼室壁から冷却剤（水素）への熱伝達率は、強制対流熱伝達を仮定した実験式で与える。

再生冷却ジャケット部の計算式を次に示す。

i) ジャケット流量

$$\dot{m}_{J1} = C_{MFV} \sqrt{\frac{2 \rho_{MFV} (P_{MFV} - P_{J2})}{1 + 2 \left(\frac{C_{MFV}}{A_J}\right)^2 \cdot \left(\frac{\rho_{MFV}}{\rho_{J2}} - 1\right)}}$$

$$\dot{m}_{J2} = f_g (A_J, P_{J2}, P_{SV}, T_J, R_J, \kappa_J)$$

ここで C は弁の有効流路面積、 A は断面積、 P は圧力、 ρ は密度、 T は温度、 R はガス定数、 κ は比熱比であり、添字 MFV, J, SV はそれぞれ主燃料弁とその上流、ジャケット、そしてスタート弁とその上流を示す。また f_g は圧縮性流体（ガス）の流量式で(5)その他の項に示した。図 3.4 にジャケット部の記号対応を示す。

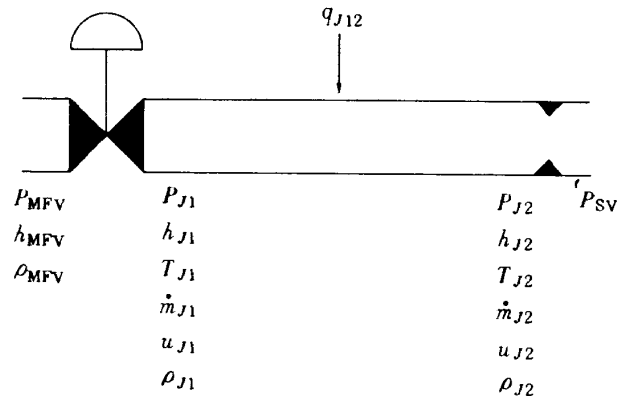


図 3.4 再生冷却ジャケット部

ii) ジャケット流速

$$u_{J1} = \frac{\dot{m}_{J1}}{A_J \cdot \rho_{J1}}$$

$$u_{J2} = \frac{\dot{m}_{J2}}{A_J \cdot \rho_{J2}}$$

iii) 燃焼ガス側熱伝達率

$$\alpha_{gw} = C_{gw} \cdot \left(\frac{\dot{m}_{th}}{A_{th}}\right)^{0.8}$$

ここで C は定数、添字 gw はガス→壁、 th は燃焼室スロートを指す。

iv) 冷却剤側熱伝達率

$$\alpha_{wl} = 0.024 \frac{\lambda_J}{d_J} R_e^{0.8} \cdot P_r^{0.4} \left(\frac{T_J}{T_w}\right)^{0.55}$$

ここで λ は流体の熱伝導率、 d は管直径、 R_e はレイノルズ数、 P_r はプラントル数で、添字 w はジャケット壁を、また w/l は壁→液（気化燃料を含む）を指す。

v) 燃焼ガス側熱流量

$$q_{gw} = A_{gw} \cdot \alpha_{gw} (T_c - T_w)$$

ここで q は熱流量、 A は伝熱面積である。

vi) 冷却剤側熱流量

$$q_{wl} = A_{wl} \cdot \alpha_{wl} (T_w - T_l)$$

ここで添字 l は液（気化した燃料も含む）を指す。

vii) 冷却剤比エンタルピー

$$h_J = h_{MFV} + \frac{u_{J1}^2 - u_{J2}^2}{2} + \frac{q_{wl}}{\dot{m}_J}$$

viii) 冷却剤温度

$$T_J = f(P_J, h_J)$$

ここで f は、水素物性計算（GASPRO による）⁷⁾ を指す。

ix) ジャケット壁温度

$$\frac{dT_w}{dt} = \frac{q_{gw} - q_{wl}}{C_{pw} \cdot m_w}$$

ここで C_p は比熱、 m は等価ヒート・マスの質量である。

(3) 燃焼室

燃焼室は海面上大気圧下での地上燃焼試験が実施出来るように、ターボポンプを駆動した後の排気ガスをノズル膨張比=9の位置でブリードするためのマニホールドを有する。この下流にノズル膨張比=140の高膨張ノズルが取り付けられる。

燃焼室の計算で用いた条件および仮定を次に示す。

- (a) 任意の時刻における燃焼室への流入量と燃焼室からの流出量は等しい。
- (b) 着火可能条件はバルク混合比 (O/F) のみに依存するものとし、その範囲を $0.3 \leq O/F$ とする。
- (c) 噴射器マニホールドの初期予冷は簡単化のために考慮しない。

燃焼室に関する計算式を次に示す。

i) 燃料インジェクタ流量

$$\dot{m}_{MFI} = f_g(A_{MFI}, P_{MFI}, P_c, T_{MFI}, R_{MFI}, \kappa_{MFI})$$

ii) 酸化剤インジェクタ流量

$$\dot{m}_{MLI} = C_{MLI} \sqrt{2 \rho_{MLI} (P_{MLI} - P_c)}$$

iii) ノズル・スロート流量

$$\dot{m}_{th} = f_g(A_{th}, P_c, P_A, T_c, R_c, \kappa_c)$$

iv) 高膨張ノズルのはく離点圧力⁵⁾

$$P_S = P_A (1.88 M_a S - 1)^{-0.64}$$

ここで M_a はマッハ数、添字 S は、はくり点を指す。

(4) ガス発生器

ガス発生器では推進剤を低混合比 ($O/F \approx 0.8 \sim 0.9$) で燃焼させ、ターボポンプ駆動用のガスを発生する。LE-5では前述のとおりエンジン始動の後、ガス発生器の安全・確実な着火条件が満たされた時、ガス発生器を作動させるシーケンスが採用された。

ガス発生器の液体酸素マニホールドおよびその入口管路の予冷条件が起動過渡特性に大きく影響する。ガス発生器入口部を十分に予冷することはむずかしく、ガス発生器酸素弁 (GLV) 開直後、液体酸素が

ガス発生器入口部を冷却する過程で蒸発するため、ベーパー・ロックを起し、酸素流量の立上りに遅れが生ずる。この結果ガス発生器の立上りが遅れ、したがってターボポンプの立上りも遅くなる。液体水素側については、ガス発生器作動開始時点で、ガス発生器入口圧力は既に水素の臨界圧力を越えており、同様の問題による影響は無いと考えられる。

ガス発生器の計算で用いた条件および仮定を次に示す。

- (a) ガス発生器酸素弁 (GLV) からインジェクタ・マニホールドまで、外部からの熱流入の無い等価ヒート・マスを仮定する。
- (b) GLV開直後の初期冷却の間、ガス発生器入口部の飽和蒸気温度は一定で、また圧力変化による気相および液相の質量割合は変化しないとする。
- (c) 酸素インジェクタの流れは、マニホールド中の蒸気および液の各成分の質量に比例した質量配分を持つ均質流である。
- (d) 酸素マニホールド中の気相質量比 $X \leq 0.1$ となる時点で冷却は完了する。
- (e) GLVへ流入する液体酸素の温度は実験データより見積る。
- (f) 燃焼室からマニホールド方向への流路抵抗は十分大きく、逆流は無いものとする。
- (g) ガス発生器の着火条件は $0.3 \leq O/F$ とする。ガス発生器で用いた計算式を次に示す。

i) 酸素弁流量

$$\dot{m}_{OLV} = C_{OLV} \sqrt{2 \rho_{OLV} (P_{OLV} - P_{OLI})}$$

ここで添字 GLV はガス発生器酸素弁およびその上流部を、また GLI は同酸素インジェクタ上流 (マニホールド部) を示す。

ii) マニホールド部熱流量

$$q = A_M \cdot \alpha (T_M - T_O)$$

q はマニホールド・ヒート・マスから酸素への熱流量、 A は等価伝熱面積、添字 M はマニホールドを示す。また α は次式で示される熱伝達率で

$$\alpha = 0.023 \cdot \frac{\lambda}{d} Re^{0.8} \cdot Pr^{0.3}$$

T_O はマニホールド中の平均温度で次に示される。

iii) マニホールド中の酸素平均温度

$$T_O = \frac{T_{GLV} + T_{GLI}}{2}$$

ここで、 T_{GLI} はマニホールド出口温度である (5) その他参照)。

$$T_{GLI} = \frac{A_M \cdot \alpha (2T_M - T_{GLV}) + 2\dot{m}_{GLV} \cdot C_P \cdot T_{GLV}}{A_M \cdot \alpha + 2\dot{m}_{GLV} \cdot C_P}$$

ただし

$$T_{GLI} = T_S \quad (T_{GLI} > T_S \text{ の時})$$

また C_P は酸素の比熱, 添字 S は飽和を示す。

IV) 液体酸素蒸発量

$$\dot{m}_{og} = \frac{1}{h_v} \{ q - \dot{m}_{GLV} \cdot C_P (T_S - T_{GLV}) \}$$

($T_{GLI} > T_S$ の時)

ここで、 \dot{m}_{og} は単位時間当りの液体酸素蒸発量, h_v は蒸発熱である。

V) マニホールド中の酸素質量

$$\frac{d m_g}{d t} = \dot{m}_{og} - \dot{m}_{2g}$$

$$\frac{d m_l}{d t} = \dot{m}_{ol} - \dot{m}_{2l}$$

$$\dot{m}_{ol} = \dot{m}_{GLV} - \dot{m}_{og}$$

ここで m はマニホールド中のストアド質量であり, 添字 g はガス成分, l は液成分, そして 2 は流出を示す。

VI) マニホールド圧力

$$P_M = P_{GLI} = \frac{m_g}{V_g} R_g \cdot T_g$$

ここで V_g はマニホールド中のガス成分の体積で, マニホールドの容積を V_M とすると, 次式で与えられる。

$$V_g = V_M - \frac{m_l}{\rho_l}$$

vii) 酸素インジェクタ流量

$$\dot{m}_{GLI} = \dot{m}_2 = f_2 (A_{GLI}, P_{GLI}, P_G, T_{GLI}, R_{GLI}, \kappa_{GLI}, X)$$

$$\dot{m}_{2g} = \dot{m}_2 \cdot X$$

$$\dot{m}_{2l} = \dot{m}_2 \cdot (1 - X)$$

ここで f_2 は二相流体の流量計算式 (5) 項参照) で, X は次式で与えられるマニホールド中の酸素の気相質量比である。

$$X = \frac{m_g}{m_g + m_l}$$

viii) 酸素インジェクタ・マニホールド・ヒート・マス温度

$$\frac{d T_M}{d t} = - \frac{q}{C_{PM} \cdot m_M}$$

ix) 燃料インジェクタ流量

$$\dot{m}_{GFI} = C_{GFI} \sqrt{2 \rho_{GFI} (P_{GFI} - P_G)}$$

ここで C は流路有効面積, 添字 GFI はガス発生器燃料インジェクタを示す。

x) スタート弁流量

$$\dot{m}_{SV} = f_g (A_{SV}, P_{SV}, P_G, T_{SV}, R_{SV}, \kappa_{SV})$$

ここで添字 SV はスタート弁を示す。

(5) その他

i) 圧縮性流体 (気体) の流量

$$\dot{m}_g = f_g (A, P_1, P_2, T, R, \kappa)$$

ここで A は流路断面積, P は圧力, T は温度, R はガス定数, κ は比熱比で, 添字 1, 2 は入口, 出口を指す。

① $\frac{P_2}{P_1} \leq \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)_{cr}$ の時, チョーク流

$$\dot{m}_g = A \cdot P_1 \sqrt{\frac{\kappa}{R \cdot T} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}}} = \dot{m}_{cr}$$

ここで添字 cr は臨界を指す。

② $\frac{P_2}{P_1} > \left(\frac{P_2}{P_1} \right)_{cr}$ の時, 非チョーク流

$$\dot{m}_g = A \cdot P_1 \sqrt{\frac{2 \kappa}{R T} \left\{ \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa}} \right\}}$$

$$= \frac{\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{2}{\kappa}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}}}{\left(\frac{P_2}{P_1} \right)_{cr}^{\frac{1}{\kappa}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)_{cr}^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}}} \cdot \dot{m}_{cr}$$

ii) 二相流体 (気液) の流量

$$\dot{m}_2 = f_2 (A, P_1, P_2, T, R, \kappa, X)$$

ここで X は均質二相流を仮定した時の気相質量比である。

圧力変化に対し, X が変化しないものとするれば, 臨界流量は次式で近似される⁶⁾

$$\dot{m}_{cr} = A_1 \cdot P_1 \sqrt{\frac{\kappa}{R \cdot T} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \cdot \frac{1}{\sqrt{X}}}$$

したがって、二相流体の流量 \dot{m}_2 を次式で近似する。

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_g \cdot \frac{1}{\sqrt{X}}$$

iii) ガス発生器酸素マニホールド出口温度
強制対流熱伝達を仮定した時のマニホールド・ヒート・マスから液体酸素への熱流量により酸素温度が上昇するとすれば、

$$q = A_M \cdot \alpha \left(T_M - \frac{T_{GLV} + T_{GLI}}{2} \right) \\ = \dot{m}_{GLV} \cdot C_P (T_{GLI} - T_{OLV})$$

したがって、

$$T_{GLI} = \frac{A_M \cdot \alpha (2T_M - T_{GLV}) + 2\dot{m}_{GLV} \cdot C_P \cdot T_{GLV}}{A_M \cdot \alpha + 2\dot{m}_{GLV} \cdot C_P}$$

ただし、酸素流量が微小である場合も簡単化のため上式で近似することとする。

3.3.2 プログラムの概要

シミュレーション計算プログラムは、イ) 各要素の計算、ロ) 弁の開閉、ハ) データ入出力、ニ) 物性値計算の各サブプログラムと、それらをコントロールするメインプログラムで構成される(図3.5)。これらのプログラムの機能を表3.1に、また主要なプログラムのフロー線図を図3.6(a)~(f)に示す。

本プログラムの主要な計算手順は次のとおりである。まず図3.6(a)に示されるように、準定常近似の仮定に基づいて、燃焼器系の流量バランス計算を行う。ここでは図3.6(b)に示すように、初め再生冷却ジャケット内の流体温度を仮定し、先に示した各節点における流量バランス(図3.3)が成立するように、各部の圧力をくり返し仮定する。仮定方法は二分法^{注*}で、また仮定する要素の順序は、流量バランス計算のためのくり返し計算ループの多重度が低くなるよう選定されている。タービン駆動ガス流量および主燃焼器などの流量は、各要素のサブプログラムにより計算されるが、サブプログラム中でも図3.6(c), (e)および(f)に示したように、流量バランス計算のための圧力の仮定をくり返して行う。再生冷却ジャケット部およびガス発生器酸素マニホールド部の初期冷却計算は、これらのバランス計算ループ中に組み込まれている。次に、この流量バランス計算の結果得られる再生ジャケット流量および燃焼室圧力を用いてジャケット部における熱伝達量を求め、はじめに仮定したジャケット内流体温度が、この熱伝達量とジャケットへ流入する水素のエンタルピーとによって定まる温度に一致するまで、流体温度を仮定(修正)して上記の計算をくり返す。以上の計算からポンプ下流の各部圧力、流量およびポンプ下部の抵抗(インピーダンス)が求められる。最後にこ

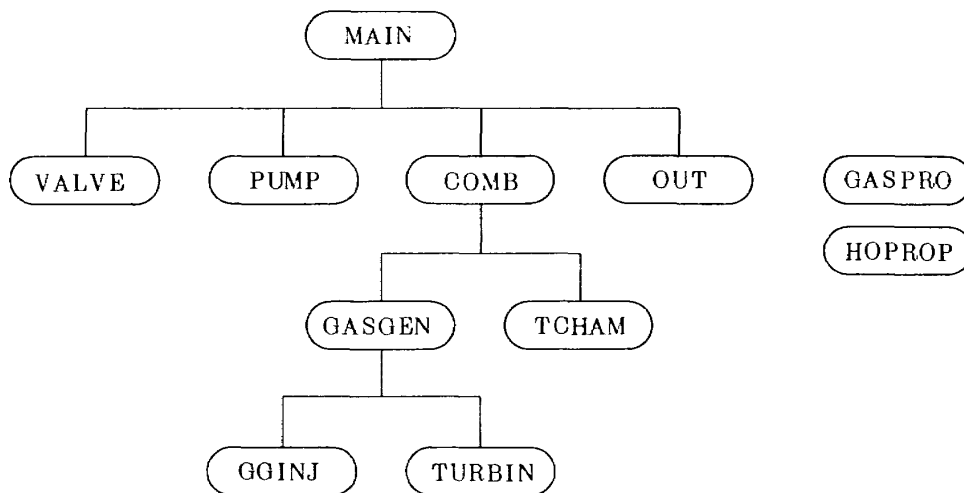


図 3.5 プログラムの構成

注* 仮定可能な最小値 X_{min} , 最大値 X_{max} とバランス誤差の符号 $|e|/\epsilon$ を用いて、次式より仮定値を更新する。

$X_{i+1} = X_i + (X_{max} - X_{min}) \cdot |e| / (2^i \cdot \epsilon)$ ただし $X_0 = X_{min}$, $i = 0, 1, 2, \dots$

表 3.1 主要プログラム一覧表

プログラム	内 容
MAIN	データ・パラメータの設定および各サブプログラムのコントロール, 燃焼器系・ポンプ系の計算
VALVE	制御弁有効面積の計算
PUMP	ポンプ性能の計算
COMB	燃焼器系・再生冷却ジャケットの計算
GASGEN	ガス発生器の計算
GGINJ	ガス発生器 LOX 入口部の予冷計算
TURBIN	タービン駆動系の計算
TCHAM	燃焼器の計算
OUT	印字および XY プロット
GASPRO	酸素・水素の物性値計算
HOPROP	酸素・水素燃焼生成物の物性値計算

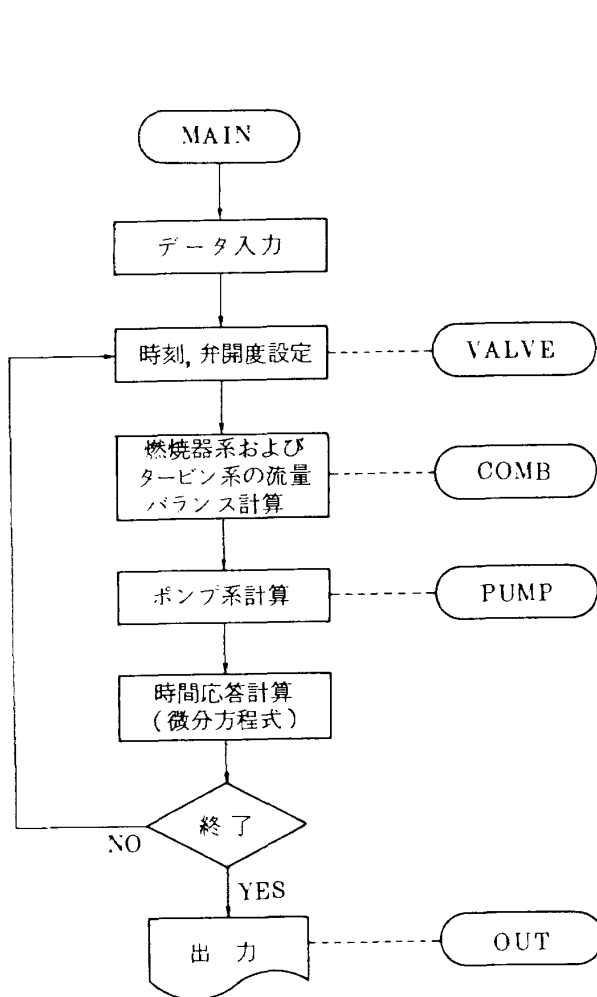


図 3.6 (a) メインプログラム (MAIN)

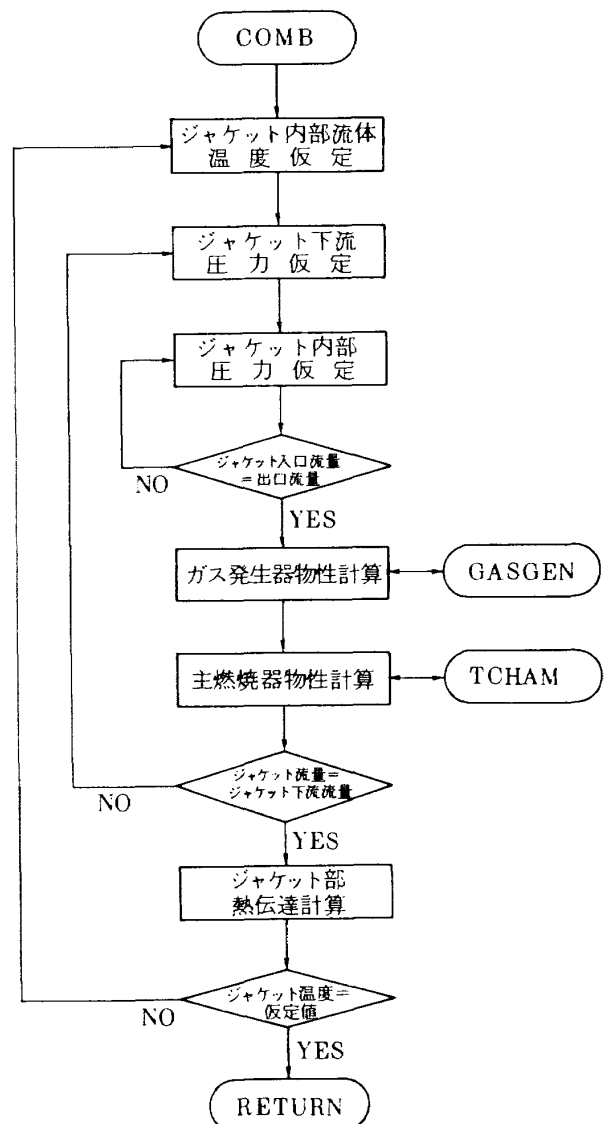


図 3.6 (b) サブプログラム (COMB)

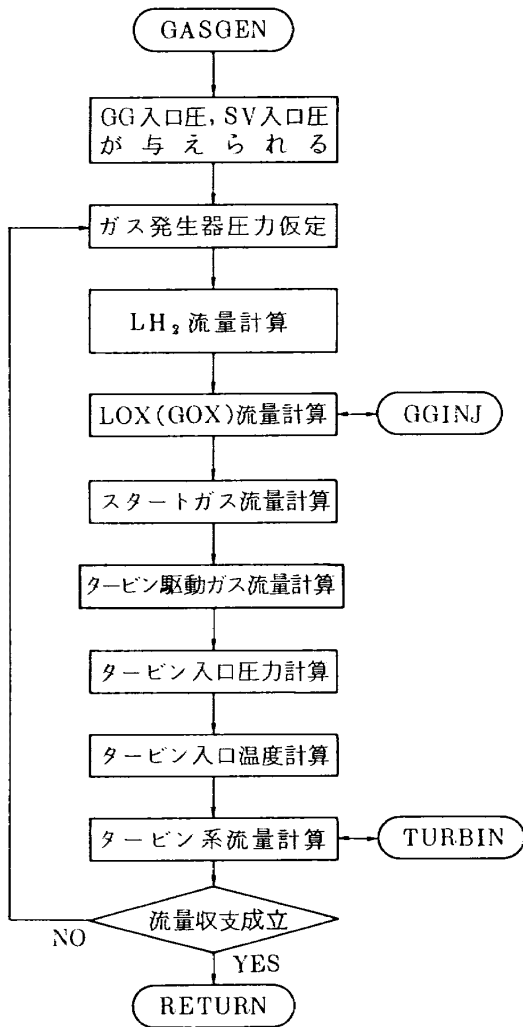


図 3.6(c) サブプログラム (GASGEN)

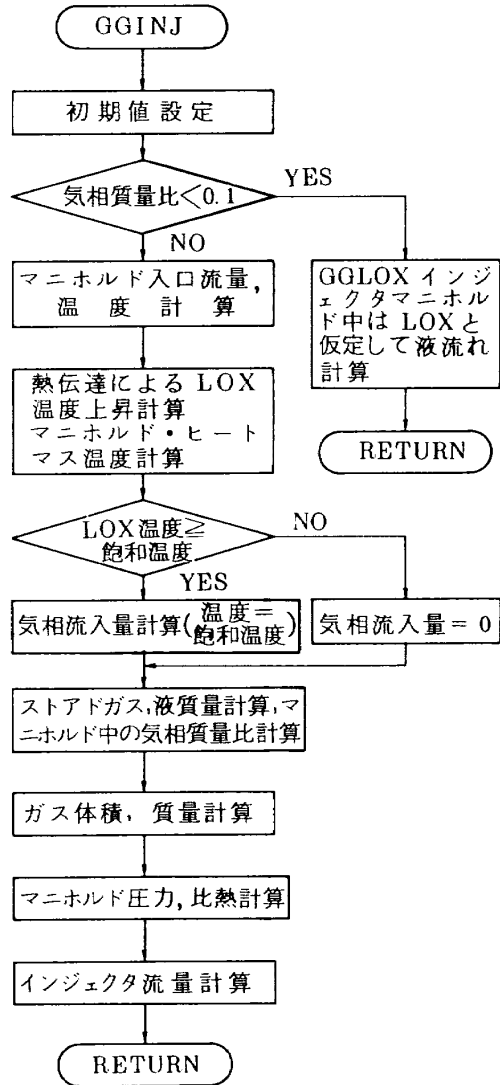


図 3.6(d) サブプログラム (GGINJ)

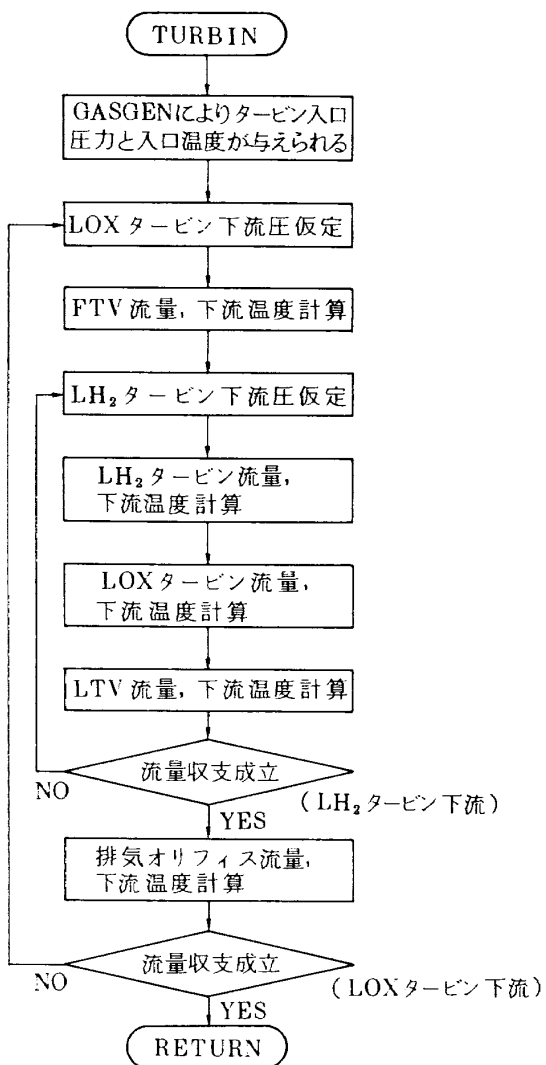


図 3.6 (e) サブプログラム (TURBIN)

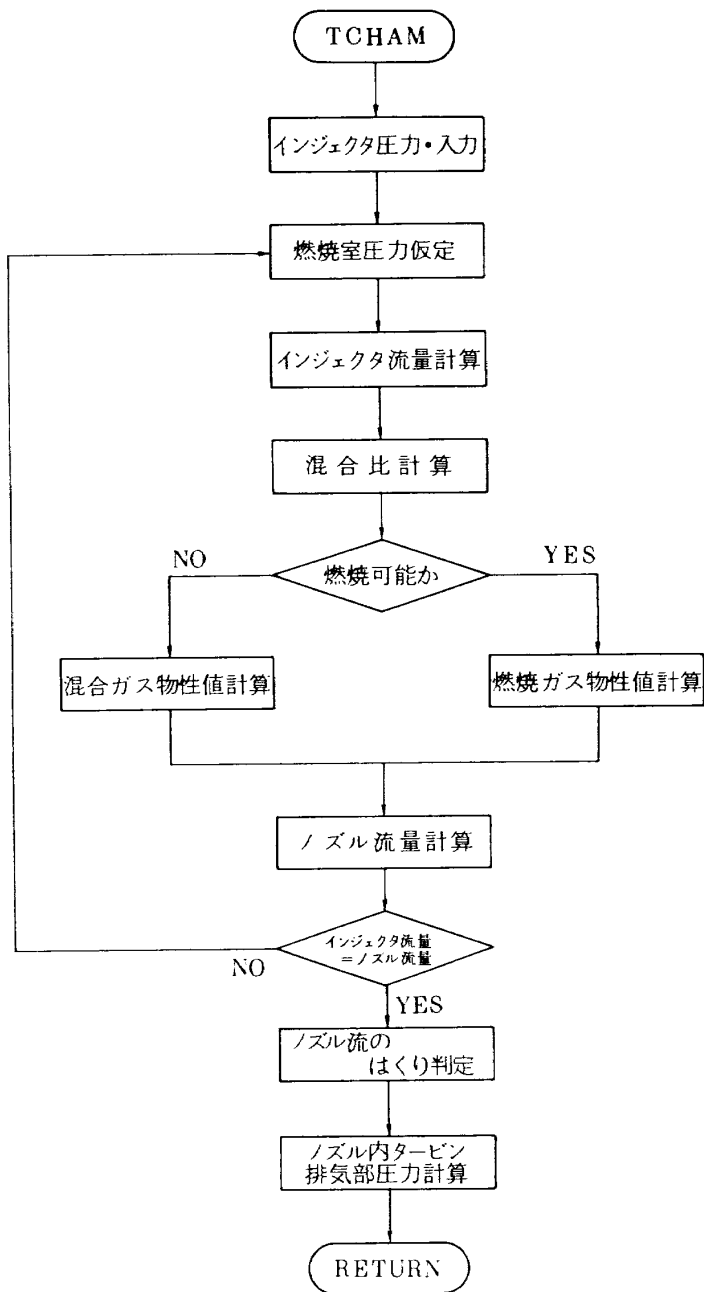


図 3.6 (f) サブプログラム (TCHAM)

の抵抗を入力として、図 3.6(a)に示すようにポンプ系の微分方程式を解いて次のスライス・タイムへ進む。

本プログラムの物性値計算は、水素、酸素については GASPRO⁷⁾を、また水素・酸素燃焼生成物については CET-80^{8),9)}による計算結果を簡便な回帰式にした HOPROP を用いた。

3.3.3 入出力データ

(1) 入力データ

入力データには (a) エンジン・データ、(b) 試験条件データおよび (c) 計算条件データがある。

エンジンデータは、(i) ターボポンプ、燃焼器（再生冷却ジャケット及びノズルを含む）、ガス発生器、制御弁および管路等エンジン要素の諸元と、等価集中定数データ、(ii) ターボポンプ効率や揚程計算用回帰係数および再生冷却ジャケット部の熱伝達係数などから成る。等価集中定数および係数データは、ターボポンプ系については供給系総合試験データを、また燃焼器およびガス発生器については原型エンジン予備試験データを基にして入力データを決定し、その後の開発試験の進捗に伴い変更されたデータについては、その都度更新した。

試験条件データは (i) 起動シーケンス、制御弁初期開度およびトラベル・タイム、(ii) タンク圧力および外気圧力であり、これらは試験毎に設定される。

主たる計算条件データは、流量バランス計算および再生冷却ジャケット内温度計算の収束条件と時間ステップを進めるためのスライス・タイム間隔である。前者は定常レベル精度に対して、後者は立上り速度の精度に対して影響を及ぼす。収束条件については、各スライス・タイム毎の流量バランスの誤差を定格流量の 3% 以下となるように設定した。スライス・タイム間隔については、起動シーケンスにおける弁開閉時のトラベル・タイムの最小値を 100 msec としていることから、100 msec 以下で適切な値を設定することとした。

図 3.7 にスライス・タイム間隔を 12.5, 25, 50, 100 msec とした時のシミュレーション結果の一例（LH₂ポンプ吐出圧）を示す。また図 3.8 に 40 kg/cm²（3.92 MPa）までの立上り時間と、FACOM M-160F による 10 秒間のシミュレーションに要し

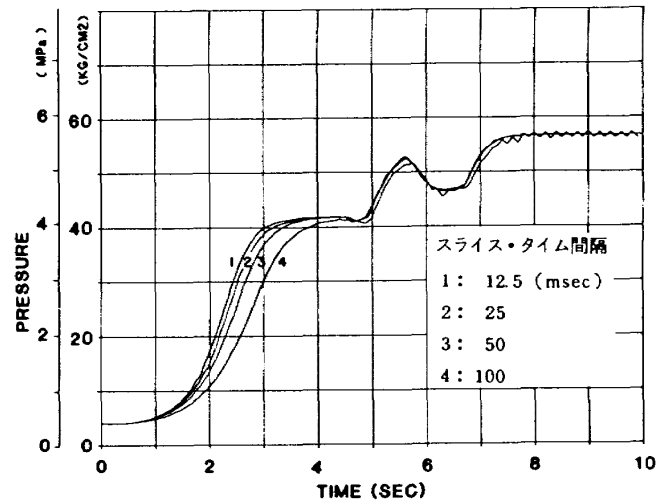


図 3.7 スライス・タイム間隔と LH₂ポンプ吐出圧力の立上り

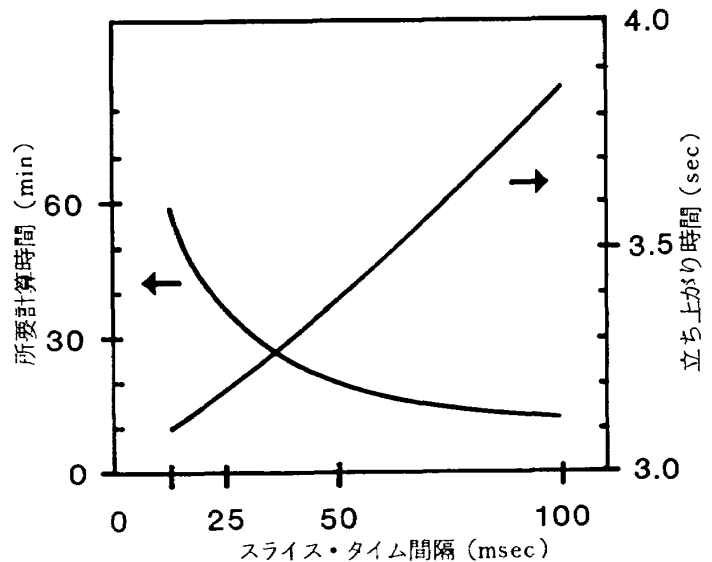


図 3.8 スライス・タイム間隔、立上り時間および所要計算時間の関係

た計算時間を示す。図 3.7 よりスライス・タイム間隔は、起動時の 0～5 秒の始動モード時の立上り時間に対して大きく影響を及ぼすものの、起動過渡特性全般に及ぼす特異な影響は認められないことがわかる。ただし、スライス・タイム=100 msec の場合計算結果に不安定が見られるが、これは微分方程式を解く時間々隔が大きすぎることによる。図 3.8 では上記始動モード時の立上り時間は、スライス・タイム間隔が短くなるに従い、ほぼ直線的に減少するが、所要計算時間は、スライス・タイム間隔が 50 msec 以下で急速に増大することが示されている。

開発試験の実施に際し、数多くのパラメトリックなシミュレーション計算が要求されたため、本プロ

LE-5 START TRANSIENT	NAL KAKUDA	AGLV=3.7 AGGIN=3.1
SIMULATION NO. 1000	ENGINE SYSTEMS LAB.	CGHEATH=0.5
TEMP FEEDBACK 0-3 S	PROGRAM NAME LE-5	KLTV =0.9 LTV=1.1
PFT=4.0 PLT=2.7	CB - GG GGIC 0/F .3	KFTV =1.0 FTV=0.7
L P/200 H2/200 O2/30	PA=1.00 ASV 10.0	TWJA2731GFV1001GLV93

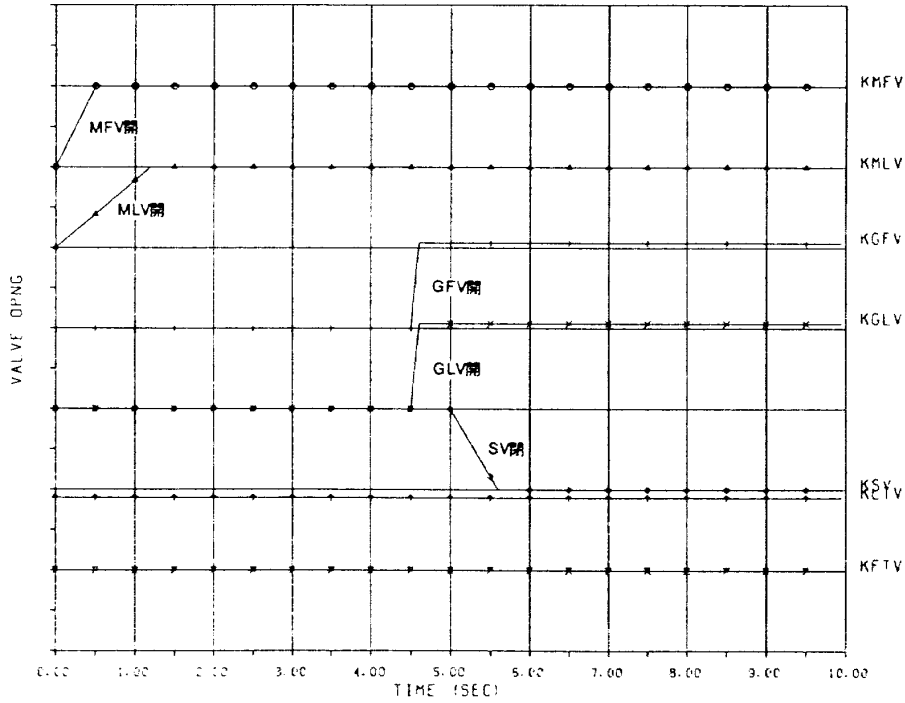


図 3.9 (a) シミュレーション計算結果例 その1 (バルブシーケンス)

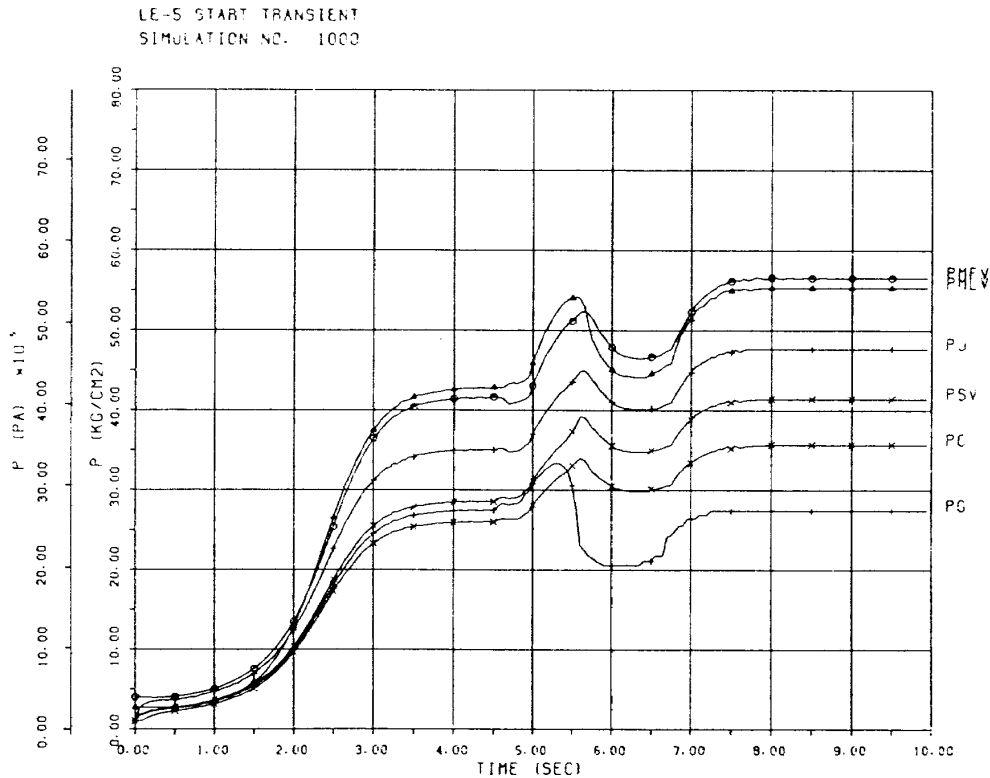


図 3.9 (b) シミュレーション計算結果例 その2 (圧力)

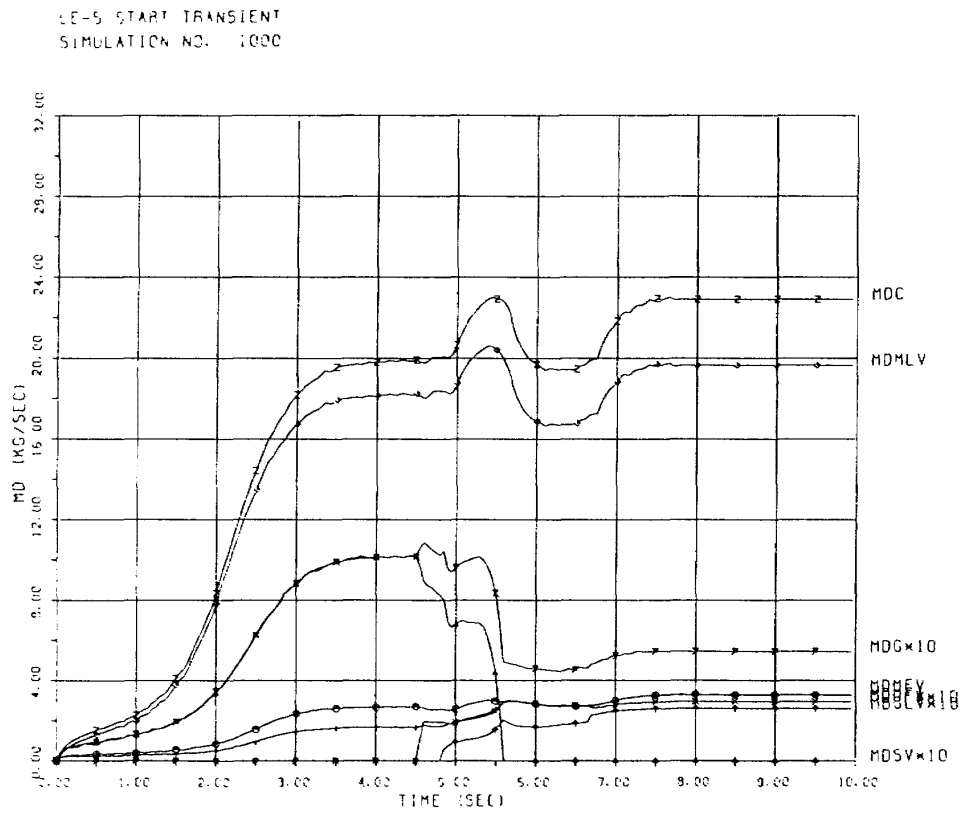


図 3.9 (c) シミュレーション計算結果例 その 3 (流量)

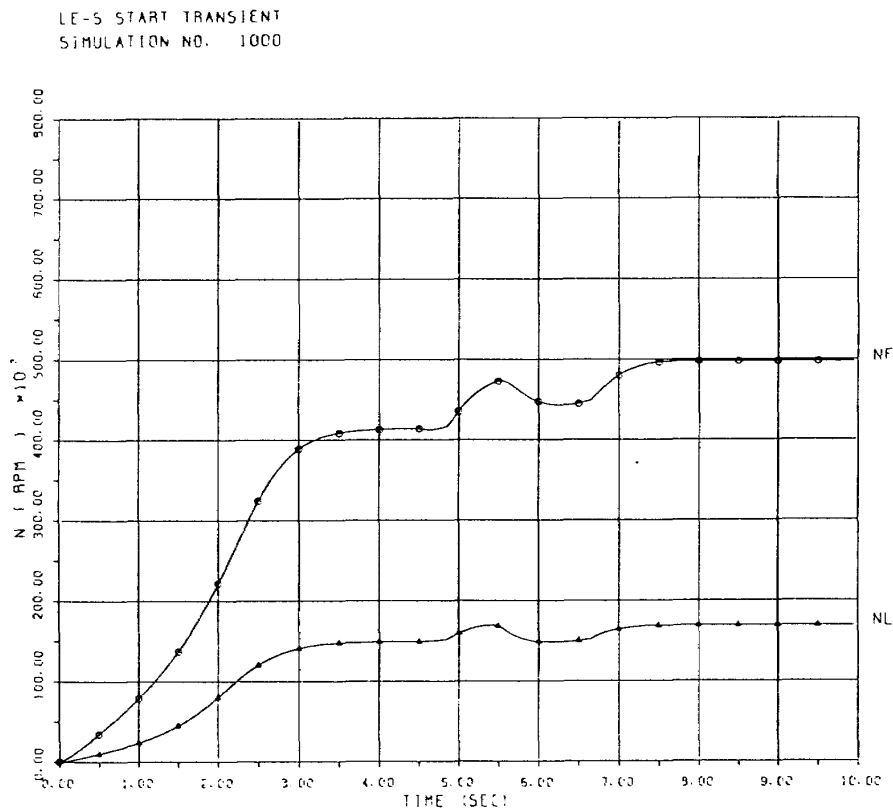


図 3.9 (d) シミュレーション計算結果例 その 4 (回転数)

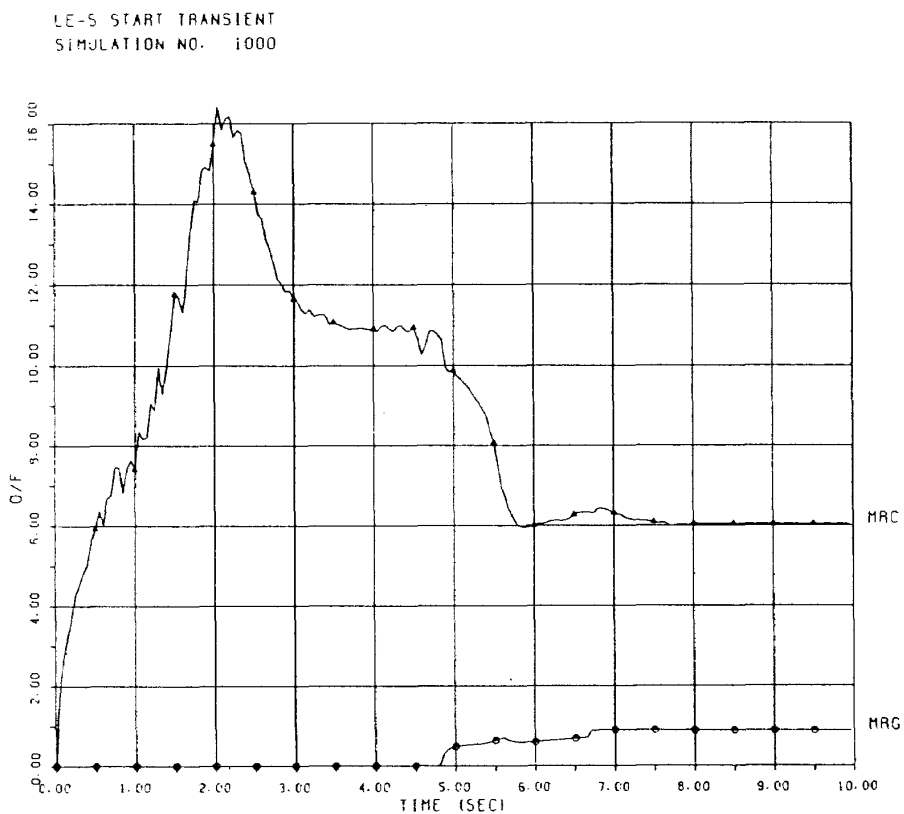


図 3.9 (e) シミュレーション計算結果例 その5 (混合比)

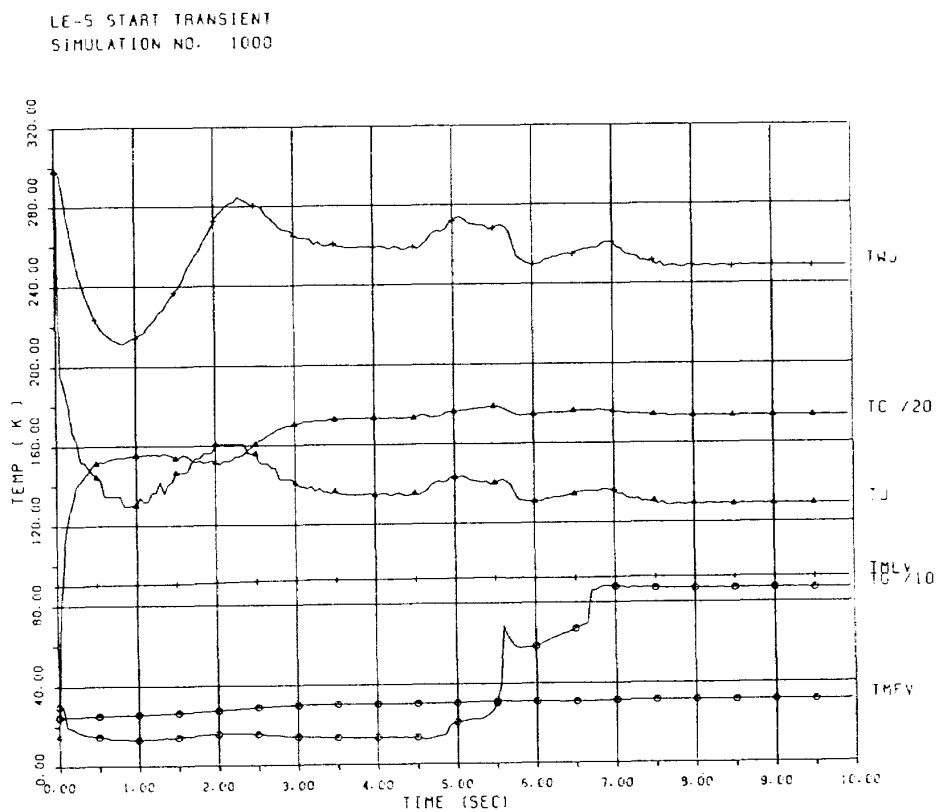


図 3.9 (f) シミュレーション計算結果例 その6 (温度)

グラムを実用に供する上で、立上り計算精度と所要計算時間との妥協がせまられたが、上記のスライス・タイム間隔と立上り時間との関係を明らかにした上で、適宜、適当なスライス・タイム間隔を選定した。通常 50 msec を用いた。

(2) 出力データ

シミュレーション計算結果（各部圧力、流量、温度、回転数、効率など）は印字およびグラフで出力される。図 3.9 および表 3.2 に結果出力の例を示す。

4. シミュレーション

LE-5 エンジンの開発試験は、昭和 52 年度の供給系および燃焼器に関する基礎試験に始まり、つづいて各要素単体試験、供給系総合試験を経て、昭和 55 年度末からターボポンプ、ガス発生器および燃焼器を実機と同様に構築した原型エンジン燃焼試験が実施された。

昭和 56 年度には、始動過渡試験および実機と同等のインターフェースを有するタンクとエンジンを組合せた小型タンク組合せ試験が、昭和 57 年度から高空燃焼試験設備（HATS）による試験が実施された。

開発試験が要素試験からシステム試験へと進むにともない、エンジンの起動に関して、2.3 で述べたようにタンク圧力、ガス発生器およびスタート弁閉のタイミング、スタート弁開度とトラベル・タイムなどの各パラメータが起動過渡特性に及ぼす影響について検討し、適切な起動条件および起動シーケンスを見出すことが重要になってきた。ここでは本格的なシステム開発試験が開始された始動過渡試験以後の各試験実施のために行ったシミュレーションとその検討結果について述べる。

始動過渡試験のシミュレーションを行うに際し、先に実施された原型エンジン（2号機）試験データと、シミュレーション計算結果の比較を行った。図 4.1 に示されるように、ガス発生器着火（4.5 sec）後の各部圧力の立上りおよびアンダー・シュートの後の定常レベルに至る立上りの傾向などに若干相違が見られるものの、始動モードにおけるクーラント・ブリード・サイクルの立上り、その定常レベル、オーバー・シュートおよびアンダー・シュートの傾向など、全体として良い一致を示している。

4.1 始動過渡試験

前記の各パラメータの影響を確認把握し、より確実円滑な起動シーケンスを見出すため、エンジン始動過渡試験が実施された（昭和 56 年 10 月、三菱重工業 榎田代試験場常圧燃焼試験設備）。この試験に際し、最少試験回数で効率よくデータを取得するため、本 LE-5 エンジンのシミュレーション計算結果が試験条件の設定に活用された。このシミュレーション計算では、原型エンジン試験の各制御弁開度などの入力パラメータを基準とし、それらを変化させた時の相対的影響を調べた。ここでは、その結果のうち主燃焼室圧力（ P_c ）およびガス発生器燃焼圧力（ P_G ）を代表例として示す。

(1) スタート弁トラベル・タイムの影響

エンジン起動過渡特性に対するスタート弁閉時のトラベル・タイムの影響を図 4.2 に示す。トラベル・タイムを長くすると、ガス発生器からのガスと再生冷却ジャケットからスタート弁を経て送られる水素ガスとのオーバー・ラップ時間が長くなり、タービン駆動力が一時過大となって、各部圧力のオーバー・シュートの傾向が大きくなる。トラベル・タイム = 4 秒のケースではアンダー・シュートも消滅している。反対にオーバー・ラップ時間を短くするとアンダー・シュートが拡大する。これらから、スタート弁の初期開度にもよるが、スタート弁閉・トラベル・タイムの最適値あるいはスタート弁閉の最適パターンがあると考えられる。

(2) スタート弁閉タイミングの影響

図 4.3 にスタート弁閉タイミングの影響を示す。図 4.2 との対比からスタート弁閉のタイミングを変更することは、スタート弁閉のトラベル・タイムを変更することとはほぼ同様の影響をもつと考えられる。

(3) スタート弁初期開度の影響

スタート弁初期開度の影響を図 4.4 (a) および図 4.4 (b) に示す。スタート弁初期開度が 40 ~ 50 % 以上の範囲にあれば（ケース F, G, H, I, J）、初期開度の大小による立上りの傾向に大きな差はないことがわかる。言い換えるとスタート弁を閉め始めてから、開度が 40 % 程度に達するまでの間、スタート弁閉の影響は小さいことになる。

(4) 試験結果との比較

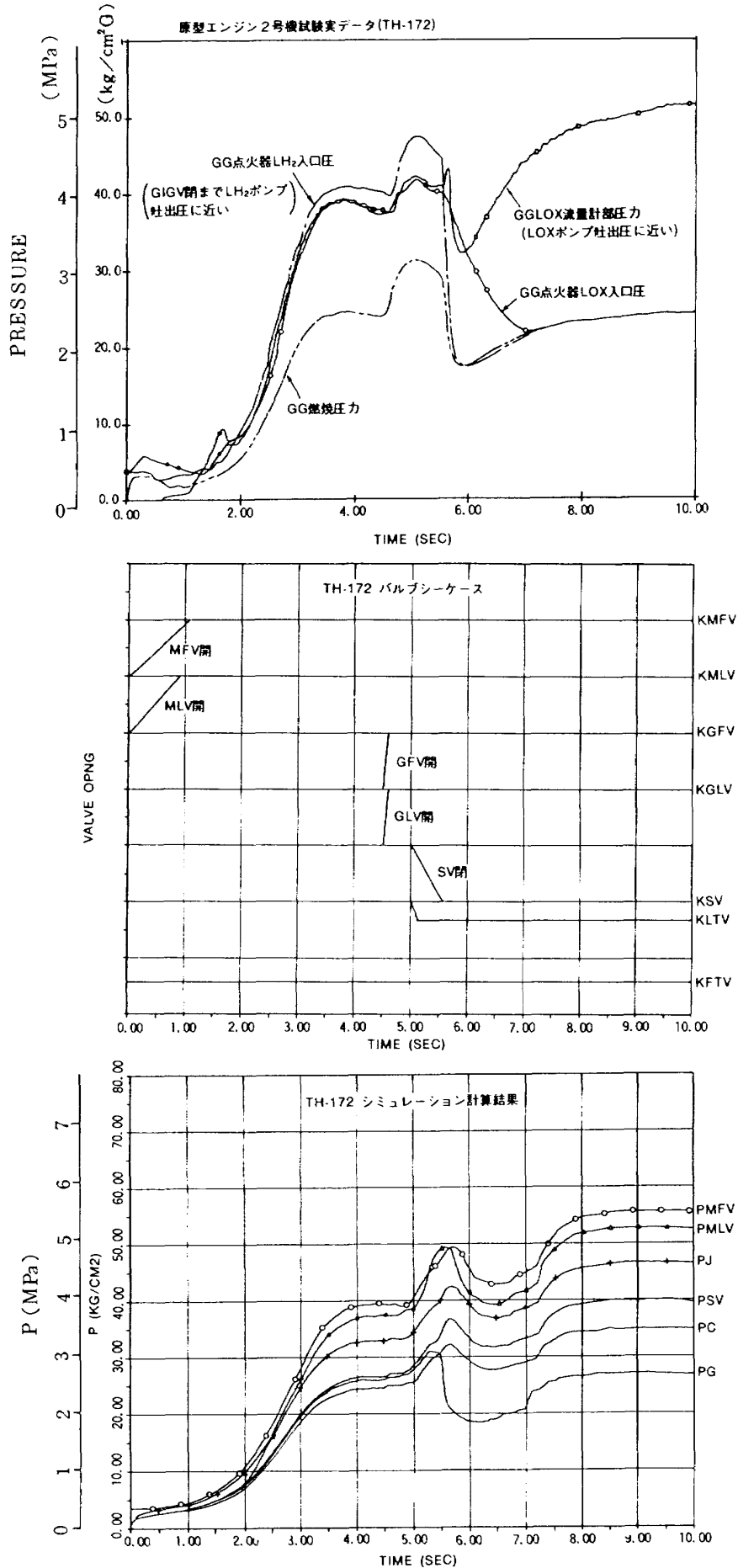


図 4.1 実データとシミュレーション計算結果の比較 (TH-172)

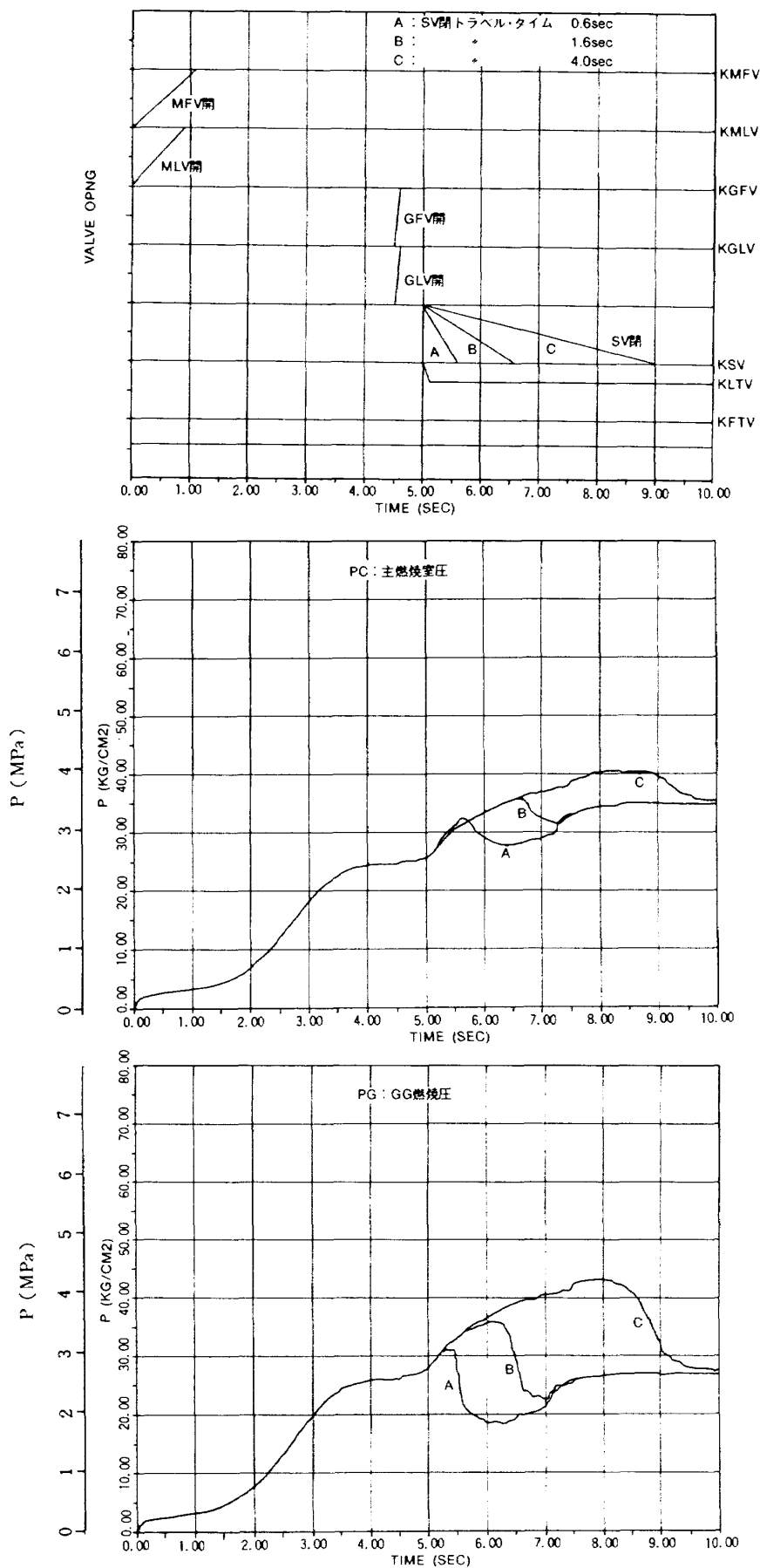


図 4.2 エンジン起動特性に対するスタート弁閉トラベル・タイムの影響 (シミュレーション計算結果)

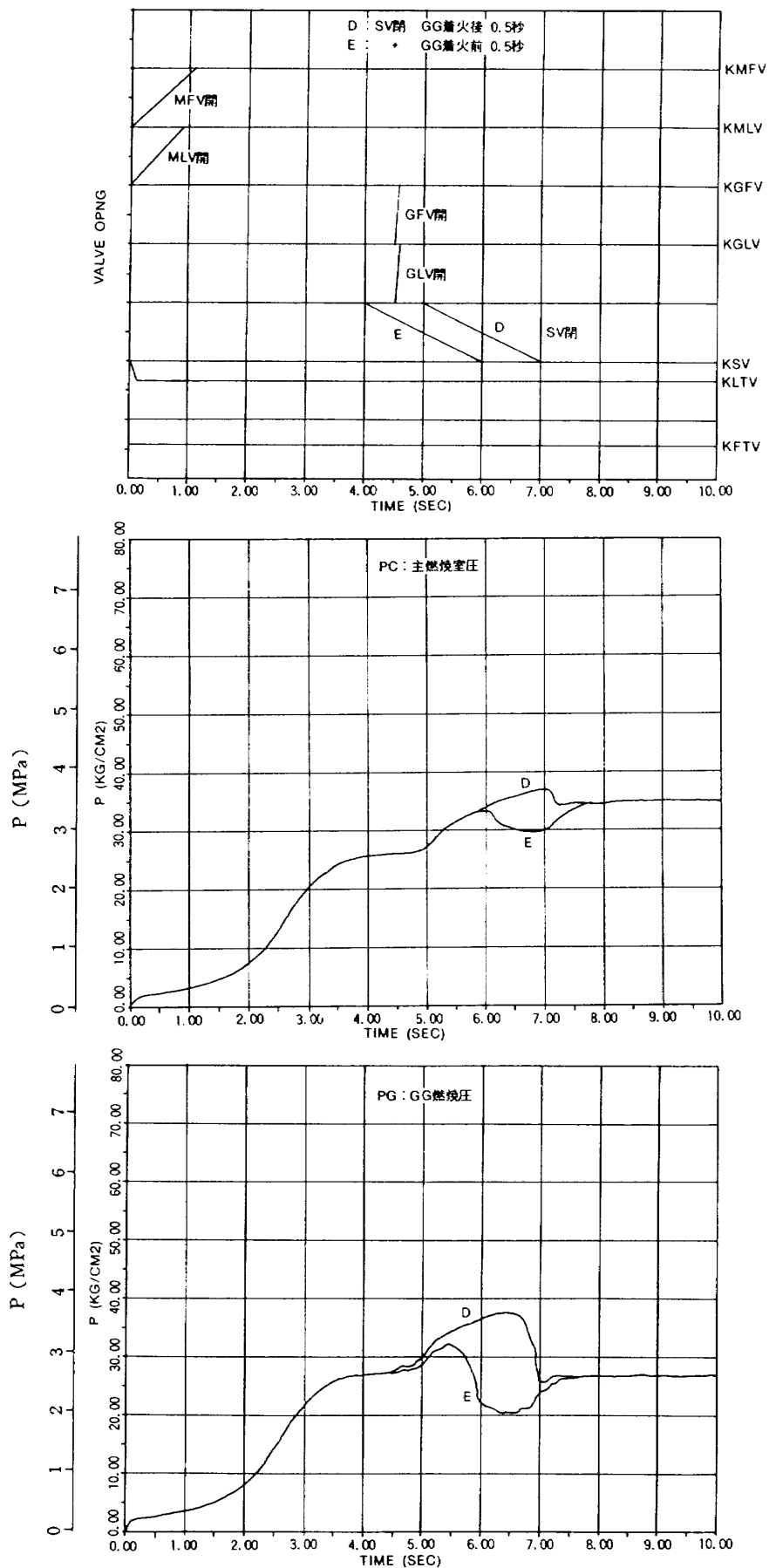


図 4.3 エンジン起動特性に対するスタート弁閉タイミングの影響 (シミュレーション計算結果)

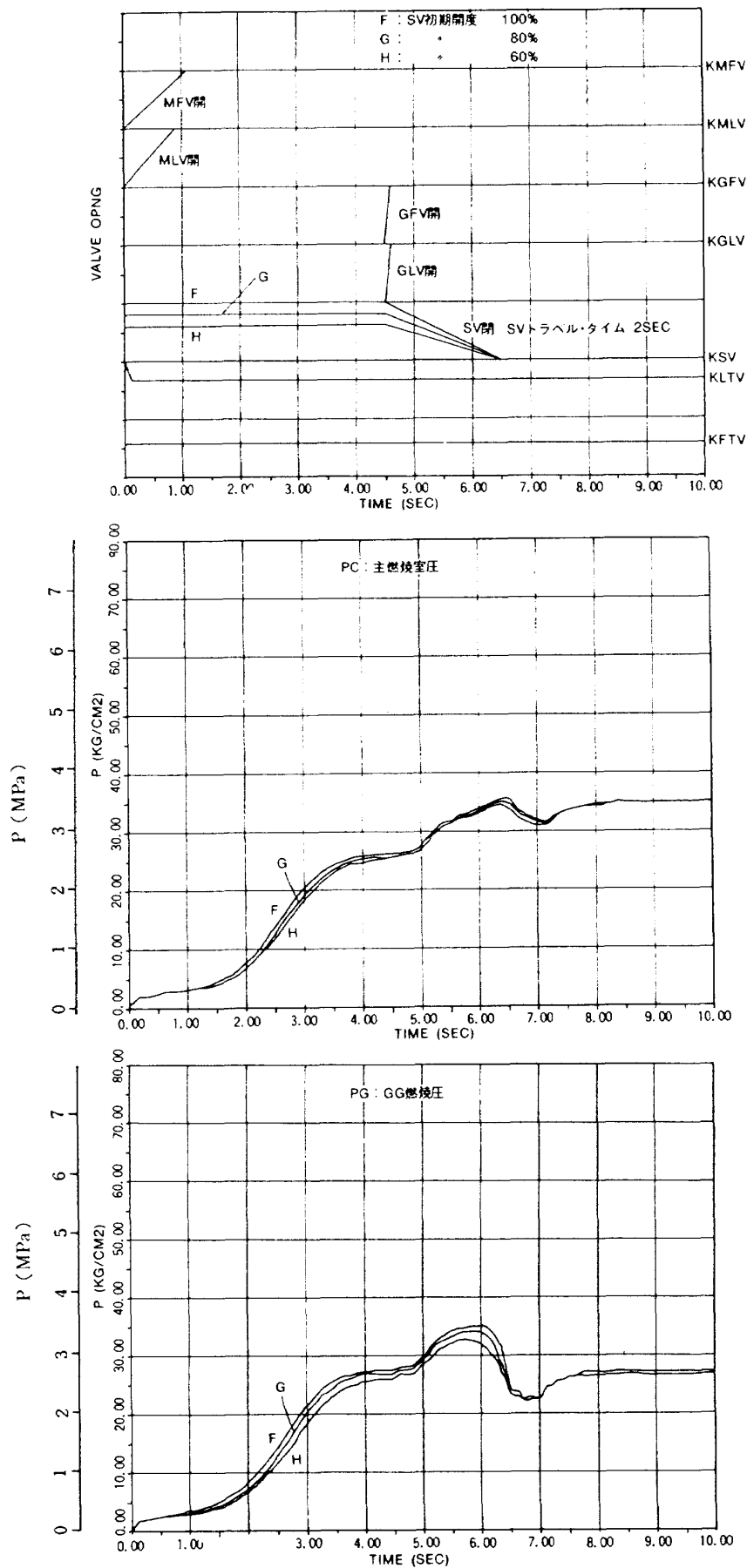


図 4.4 (a) エンジン起動特性に対するスタート弁初期開度の影響 (その 1)
 (シミュレーション計算結果)

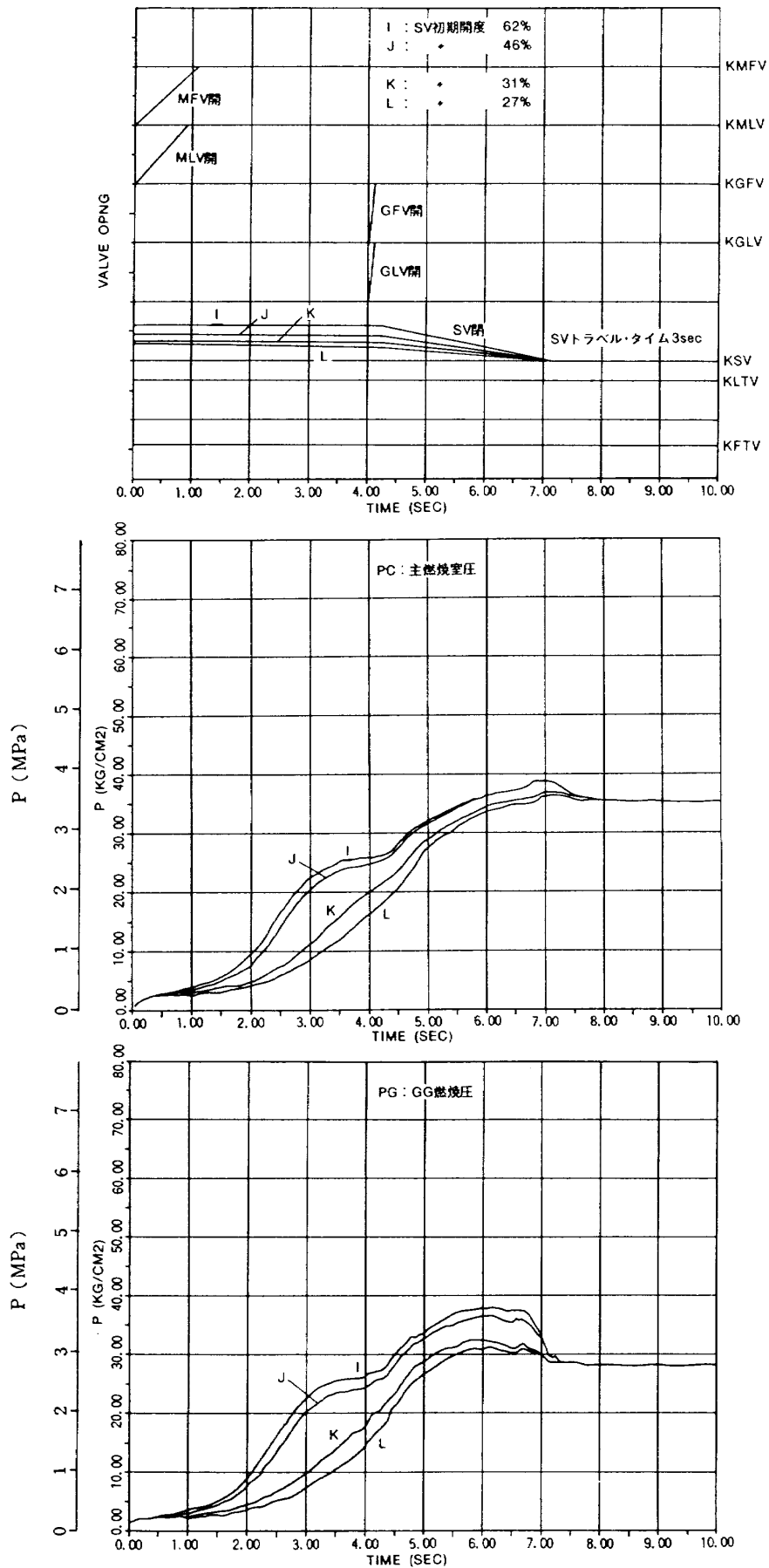


図 4.4 (b) エンジン起動特性に対するスタート弁初期開度の影響 (その 2)
 (シミュレーション計算結果)

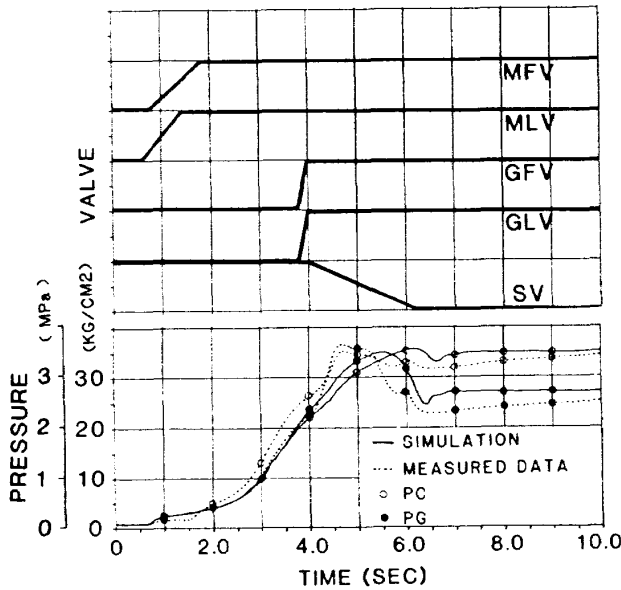


図 4.5 始動過渡試験

エンジン始動過渡試験のシミュレーション計算結果と実データを図 4.5 に示す。図 4.1 の原型エンジン試験に比較して、立上り速度、オーバー・シュートおよびアンダー・シュートに対する改善，すなわち定常運転に達するまでの時間の短縮およびオーバー・シュート，アンダー・シュート量の減少が見られる。シミュレーション結果は実データと比較して、

- 1) ガス発生器着火後の立上りが緩慢である。
- 2) 制御弁の CV 値等が明確でなかったため，定常値にやや相違がある。

などが認められるが，全体的傾向は概ね一致している。

4.2 小型タンク組合せ燃焼試験

昭和56年12月小型タンク組合せ燃焼試験が実施された（田代試験場ステージ燃焼テスト・スタンド）。これは縦置きにしたLE-5エンジンの真上に小型タンクを配置し，エンジンとタンクとのインターフェースを合わせたもので，バトル・シップ・テスト（Battle Ship Test）の構成で実施された最初の試験である。これまでの常圧燃焼テスト・スタンドでは設備側推進剤供給槽（タンク）とエンジンが，図 4.6 に示すように約 12～13 m 離れており，定常運転時におけるタンクからポンプ入口までの配管圧力損失，約 0.1 MPa（約 1 kg/cm²）を補うため，タンク圧力は，圧力損失分だけ高目に設定する必要があった。この結果流量が少く，したがって配管圧力損

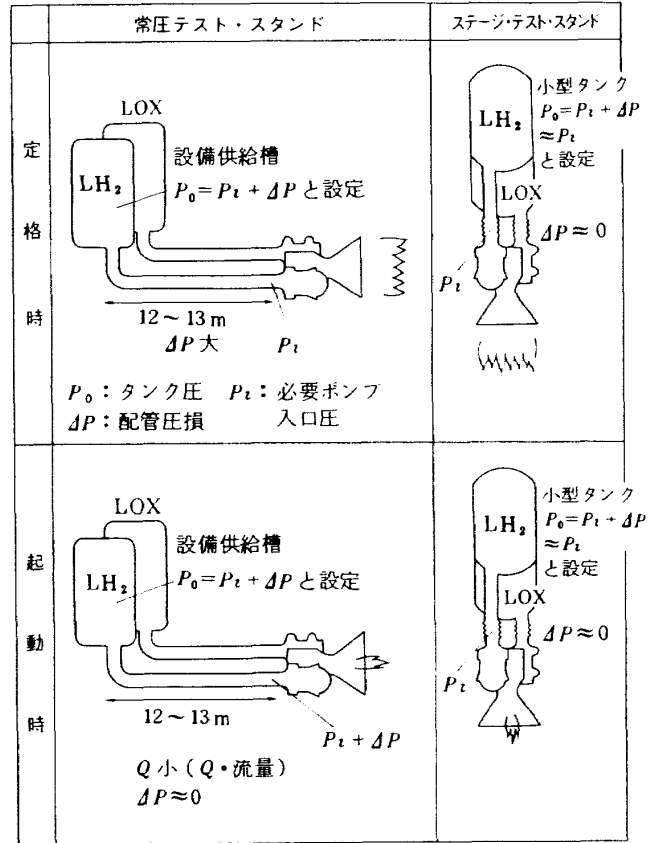


図 4.6 常圧テスト・スタンドとステージ・テスト・スタンドの比較

失が小さい起動直後におけるポンプ入口圧力は，定常運転時に比べ約 0.1 MPa（約 1 kg/cm²）高い圧力となった。これに対し，実機あるいはステージ・テスト・スタンドを用いる場合，入口配管長さは短かく，したがって配管圧力損失も極めて小さく，タンク圧力（ P_0 ）は必要ポンプ入口圧力とほぼ等しい値に設定される。このため，常圧テスト・スタンドを用いる場合に比べ，起動時の立上りが遅くなる傾向にある。

始動モードでは，液体水素ポンプから吐出される水素によりタービンが駆動され，この液体水素ポンプ吐出圧力は，起動初期においては液体水素タンク圧力にはほぼ等しい。この時，液体水素および液体酸素の各タンク圧力と外気圧力との差圧で主燃焼器に推進剤が噴射され，燃焼による発熱量の一部が再生冷却ジャケット中の液体水素を気化させ，タービンを駆動するエネルギーとなっている。したがって起動時には液体水素タンク圧力と共に，液体酸素タンク圧力も，起動の速さおよびその成否を支配する重要なパラメータであると言える。

小型タンク組み合わせ試験では、本シミュレーション計算プログラムを用いて、推進剤タンク圧力などをパラメータとして始動モードの立上り速度および定常値などを予測し、ガス発生器着火のタイミングや制御弁開度の設定などに利用した。

(1) エンジン起動特性に対する推進剤タンク圧力の影響

各試験における推進剤タンク圧力設定値の一例を表 4.1 に、エンジン起動特性に対する推進剤タンク圧力の影響を図 4.7 に示す。図よりタンク圧力の低下に伴い始動モード時の立上りが遅れることがわかる。この傾向は外気圧力との差が小さくなるほど顕著である。始動モードで定常に達した後、ガス発生器着火を行なおうとする時、図 4.7 の例ではガス発生器バルブ (GLV, GFV) 開のタイミングは、タンク圧力の低いケース O の場合、タンク圧力の高いケ

ース M の場合に比べて 2～3 秒遅らせる必要のあることがわかる。

(2) エンジン起動特性に対する制御弁開度の影響
 常圧テスト・スタンドを用いた燃焼試験では、先にのべたように起動時初期は推進剤タンク圧力が高いため、制御弁 (FTV, LTV) を全開にすることにより立上り速度の調整がなされた。しかし制御弁全開の条件では、タンク圧力を低減していくと図 4.8 (a), (b) に示すように定常に達するまでの時間が著しく延長しまた定常値も低く、確実なガス発生器の着火が困難になる可能性のあることがわかった (ケース R, U)。小型タンク組み合わせ試験においては推進剤タンク圧力は低い圧力に設定されるが、この場合、制御弁を絞りタービン駆動に有効なガス量を増加することにより起動を早めることが出来ることが示される (ケース P, Q, S, T)。

(3) 試験結果との比較

小型タンク組み合わせ燃焼試験の前半に実施された HF-02 試験の実データを図 4.9 に示す。始動モードで制御弁を全開とした場合、立上りは非常に遅く、図 4.8 (a), (b) の制御弁を全開としたシミュレーション結果と良く一致している。この結果を考慮して、立上りが早まるよう立上り特性を改善した同燃焼試験の後半に実施された HF-05A 試験の実データを図 4.10 に示す。制御弁開度をノミナル状態にして起動し、約 5 秒後に始動モードの定常レベルに達している。この傾向は、図 4.8 (a), (b) の制御弁開度をノミナルとした時のシミュレーション結果とほぼ一致している。

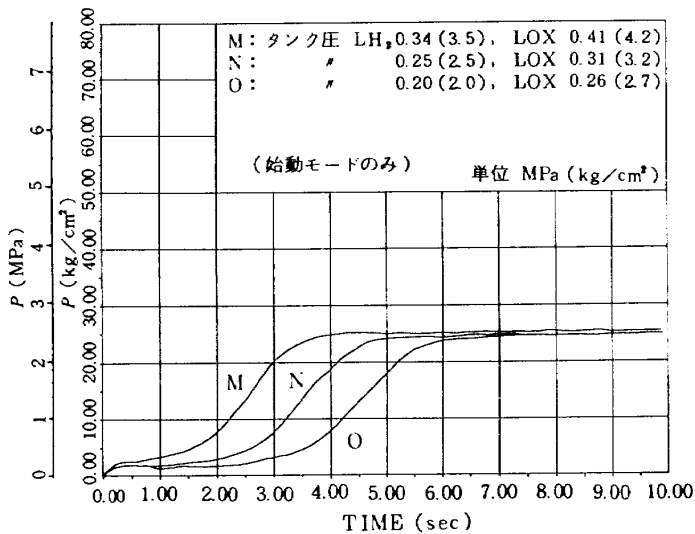


図 4.7 エンジン起動特性に対する推進剤タンク圧の影響 (シミュレーション計算結果) 燃焼圧力

4.3 高空燃焼試験

昭和57年度から、LE-5の高空燃焼試験が開始さ

表 4.1 各試験推進剤タンク圧設定値例

	NASDA-ESPC-200 開発仕様書 インターフェース規定	56.10 始動過渡試験	56.12 小型タンク組み合わせ 燃焼試験
使用設備		常圧テスト・ スタンド	ステージ・テスト・ スタンド
LH ₂ タンク圧	LH ₂ ポンプ入口圧 0.23 (2.3)	0.42 (4.3)	0.24 (2.5)
LOX タンク圧	LOX ポンプ入口圧 0.30 (3.1)	0.54 (5.5)	0.31 (3.2)

単位 MPa (kg/cm²)

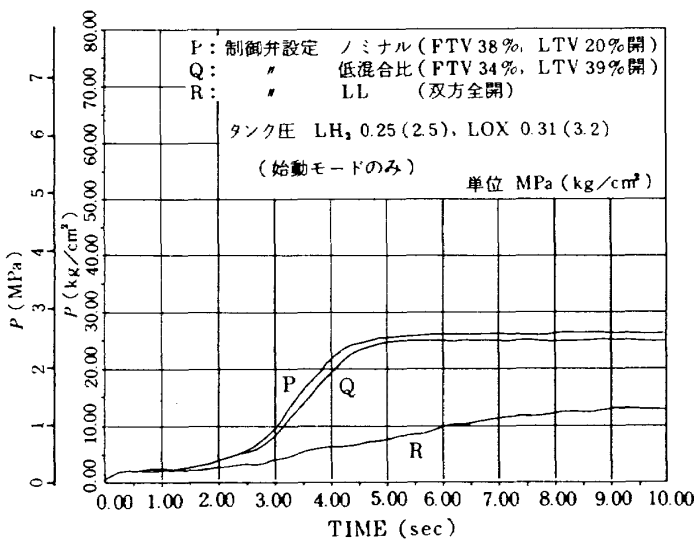


図 4.8 (a) エンジン起動特性に対する
制御弁開度の影響 (その 1)
(シミュレーション計算結果)
燃焼圧力

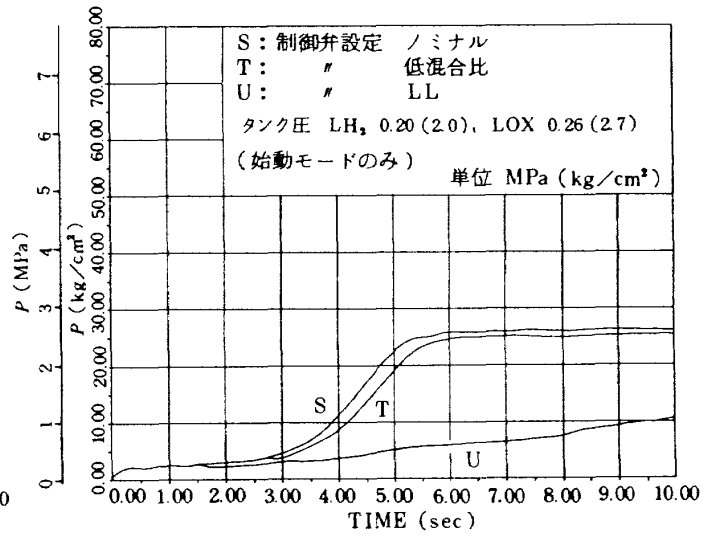
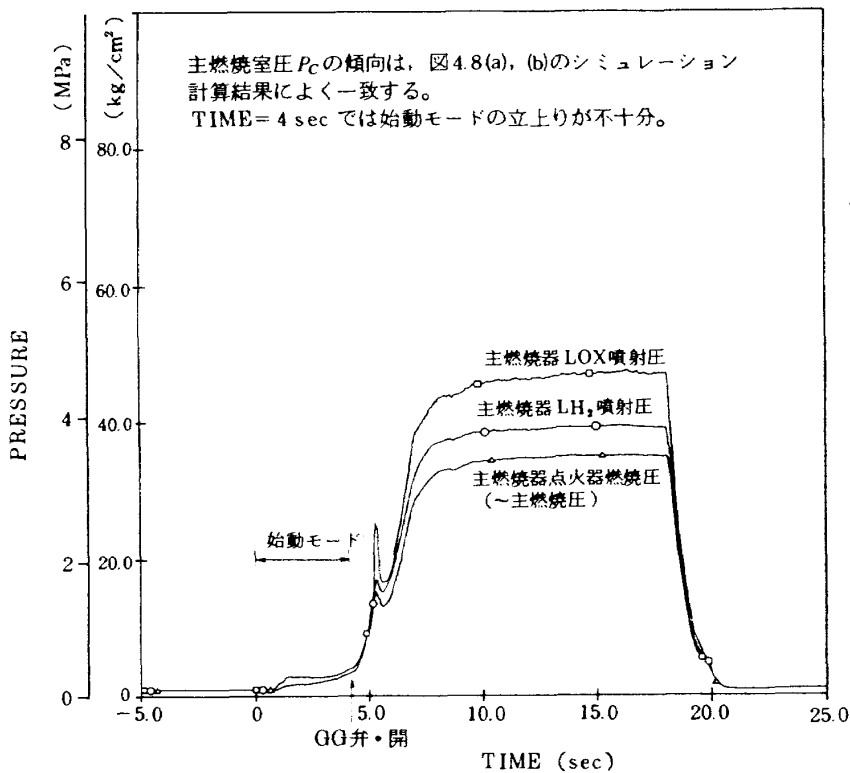


図 4.8 (b) エンジン起動特性に対する
制御弁開度の影響 (その 2)
(シミュレーション計算結果)
燃焼圧力



TEST NO. HF-02
 TEST DATE 56/11/24
 タンク圧
 LH₂ 0.240 (2.45)
 LOX 0.315 (3.21)
 単位 MPa (kg/cm²)
 制御弁
 LL (FTV, LTV 全開)

図 4.9 小型タンク組合せ燃焼試験実データ (HF-02)

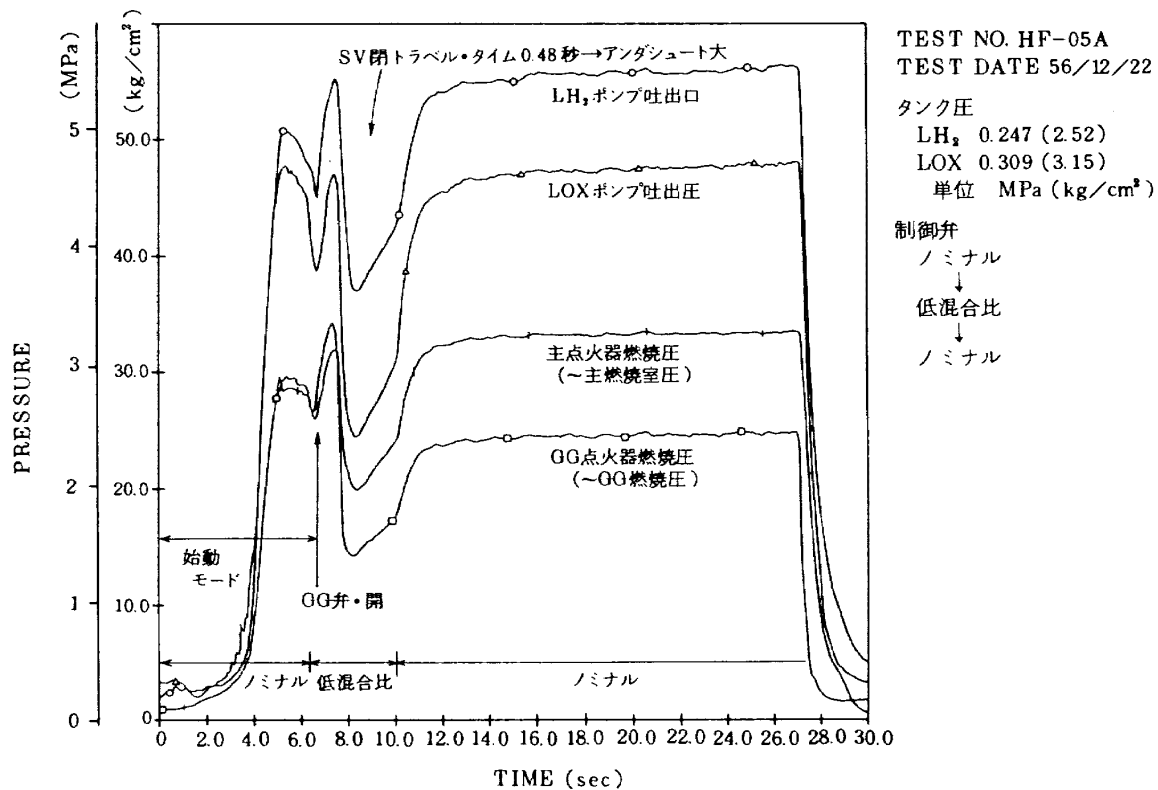


図 4.10 小型タンク組合せ燃焼試験実データ (HF-05A)

れた。地上燃焼試験(常圧)と高空燃焼試験では、タービン排気出口圧力などが異なり、起動過渡特性に違いが生ずることが予測された。図4.11に、外気圧力条件が液体酸素および液体水素ポンプ吐出圧力の立上りに対して与える影響を比較したシミュレーション計算結果の例を示す。この外気圧力条件では、高空燃焼試験での始動モード時の立上りが地上燃焼試験のそれに比べて約0.7秒早く、また立上り初期(TIME=1 sec)においては、液体酸素ポンプの立上りが著しく早いことが示されている。これは、液体酸素側のタービンが液体水素側のタービンの下流に直列に接続されており、高空燃焼試験では、地上燃焼試験に比べて、タービン圧力比が高くなるためと考えられる。この結果、始動モード初期において混合比が高くなる傾向にあることがわかる。始動モードで定常に達した後は、サイクル移行モード時の立上り特性を含めて、高空および地上燃焼試験では差のないこともシミュレーションで示されている。

図4.12に高空燃焼試験データとシミュレーション計算結果を燃焼室圧力とガス発生器圧力の例で比較する。図で示されるとおり、サイクル移行モード時

のオーバー・シュートや、その直後のアンダー・シュート部に約10%のレベル差が見られるものの、起動過渡特性全般にわたり、かなり良い一致が見られる。

5. むすび

我が国初のターボポンプ式ロケットエンジンであるLE-5エンジンの開発において、クーラント・ブリード・サイクルによる始動モードから、ガス発生器サイクルによる定常モードへ移行するエンジン起動技術を確認することは重要な課題であり、安全かつ効率の良い試験実施のためにもシミュレーション計算が不可欠であった。エンジン・システムが複雑であるため、高精度な起動過渡特性のシミュレーションを行うには困難があったが、次に示す成果を得た。

- 1) 準定常近似法に基づいて作成した本プログラムを実用に供し得ることが確認された。
- 2) シミュレーション計算により、LE-5エンジンの開発試験実施のために必要な、起動条件等の各パラメータが起動過渡特性に及ぼす影響を明らかにした。

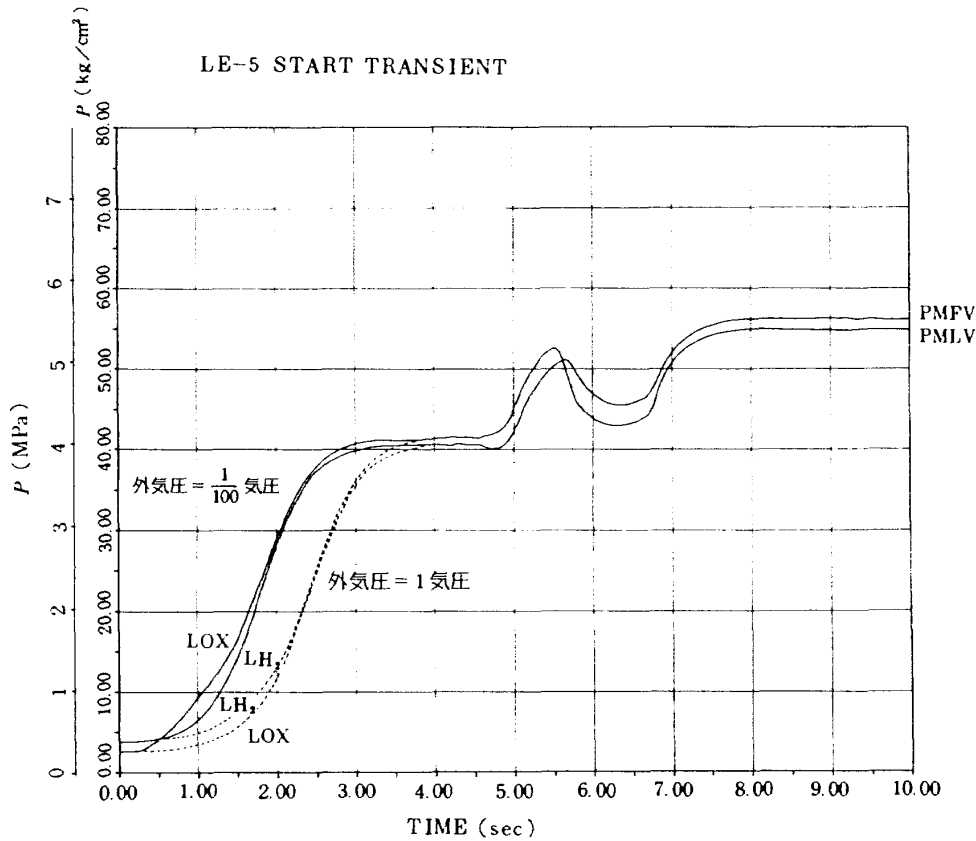


図 4.11 エンジン起動特性に対する外気圧条件の影響
(シミュレーション計算結果)

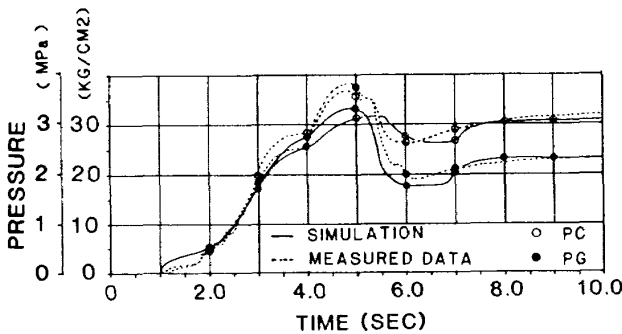


図 4.12 高空燃焼試験

3) 始動過渡試験, 小型タンク組合せ試験および HATS 燃焼試験に先立ち, 起動過渡特性の立上り予測を行い, 試験条件の設定や安全限界を越える項目を明らかにし, 安全かつ効率よい試験を行うためのデータを提示した。

本シミュレーション計算プログラムは, 計算時間を短縮するため単純化したモデルを用いて作成されたことなどもあって, シミュレーション結果と実試験結果との高精度な一致は実現されていないが, この種のロケットエンジンの過渡特性解析の基本的

手法の一つが確立されたといえる。今後 LE-5 エンジンの性能向上に伴う設計変更がなされた時の起動に関わる問題点の検討, 不具合状態のシミュレーションをはじめ, 将来型推進系の設計などにも応用できると考える。

本研究においては多くの方々から御協力, 御指導を賜わった。データの入手については三菱重工㈱の担当の方々に謝意を表します。全般に関して大塚貞吉航空宇宙技術研究所前角田支所長ならびに鈴木昭夫角田支所長から指導をいただいた。プログラム作成に関して, 同角田支所上条謙二郎室長, 新野正之主任研究官, 田村洋主任研究官からの助言と, 物性値計算に関して同角田支所豊川光雄技官, 佐藤和雄技官からの協力があった。

参 考 文 献

- 1) P.Kluger 他; Digital Computer Analysis of Transients in Liquid Rocket Engines, Jet Propulsion, Dec. 1958 pp 804~809
- 2) 開発仕様書, H-I ロケット第 2 段エンジン,

- LE-5, NASDA-ESPC-200, 宇宙開発事業団, 昭和54年11月.
- 3) 開発仕様書, H-I ロケット第2段エンジン, LE-5, NASDA-ESPC-200B, 宇宙開発事業団, 昭和58年6月.
 - 4) 共同研究報告書, 液酸・液水ロケットエンジン・ターボポンプシステムの開発研究, 航空宇宙技術研究所, 宇宙開発事業団, 昭和55年12月.
 - 5) H. Schmucker; Flow Process in Over-expanded Chemical Rocket Nozzles, Part 1: Flow Separation, NASA CR-143044, 1975
 - 6) 赤川浩爾; 気液二相流, コロナ社, pp168~171.
 - 7) 鈴木和雄, 毛呂明夫; 水素・酸素専用GASPルーチン, 航空宇宙技術研究所角田支所部内資料, 昭和55年7月.
 - 8) 毛呂明夫, 鈴木和雄; ロケット・プロペラントの理論性能, NAL TM-293, 昭和51年3月.
 - 9) Gordon, S. and others; Computer Program for calculation of complex chemical equilibrium compositions, rocket performance, incident and reflected shocks, and Chapman-Jouguet detonations, NASA SP-273, 1971

航空宇宙技術研究所報告868号

昭和60年7月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17

Printed in Japan