

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1250

ETS-VI用液体アポジエンジンの開発研究
(インジェクタ特性)

液体アポジエンジン研究開発チーム

1994年10月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
全般 計画	宮 島 博 [*] , ◎日 下 和 夫 [*] , 中 村 昌 邦 ^{**} , 祖 父 江 照 雄 ^{***}
供試体設計	宮 島 博 [*] , 飯 原 重 保 ^{**} , 小 林 秀 之 ^{***}
実験, 計測 データ解析	日 下 和 夫 [*] , ◎桜 中 登 [*] , 熊 谷 達 夫 [*] , 黒 田 行 郎 [*] 木 皿 且 人 [*] , 只 野 真 [*] , 佐 藤 政 裕 [*] , 須 藤 孝 幸 [*] 梅 田 浄 二 ^{**} , 小 林 秀 之 ^{***}

◎ 執筆者

* 角田宇宙推進技術研究センター

** 石川島播磨重工業(株)

*** 宇宙開発事業団

目 次

概 要	1
1. まえがき	2
2. エンジンの開発経緯	2
3. 試験設備	4
3.1 排気装置	5
3.2 推進薬供給装置	6
4. インジェクタの試作	6
4.1 インジェクタの基本設計	8
4.2 第一次試作インジェクタの特性	9
4.2.1 海面高度試験	10
a) 振動燃焼特性	10
b) 性能および熱特性	10
4.2.2 高空性能試験	11
4.2.3 ポップについて	12
4.2.4 第一次試作インジェクタの改良	13
4.3 第二次試作インジェクタの特性	15
4.3.1 海面高度試験	15
a) 振動燃焼特性	15
b) 性能および熱特性	15
4.3.2 高空性能試験	16
4.3.3 第二次試作インジェクタの改良	17
4.4 インジェクタの決定	19
5. まとめ	20
参考文献	21

ETS-VI用液体アポジェンジンの開発研究*

(インジェクタ特性)

液体アポジェンジン研究開発チーム*¹

Development Test of a Liquid Apogee Engine for the ETS-VI

Rocket Propulsion Research Division

ABSTRACT

A pressure-fed, full-blowdown, nitrogen tetroxide (NTO)/hydrazine (N_2H_4) bipropellant liquid apogee propulsion system was selected for engineering test satellite-VI (ETS-VI), a 2000-kg Japanese engineering test satellite. This 2000-kg mass geostationary satellite is scheduled to be launched by an H-II rocket in 1994. The apogee engine required a high reliability and a relatively high performance for a pressure fed system. In the preliminary development phase of the apogee engine, a peak vacuum specific impulse I_{spv} of 325 s was set as the initial development target. This performance requirement of the apogee engine is greater than that of the bipropellant engine using NTO/monomethyl hydrazine (MMH). To meet such high performance requirements, we employed a NTO/ N_2H_4 propellant system instead of NTO/MMH propellant and used a very large area ratio nozzle (nozzle area ratio is 200 to 300). To enhance the reliability of the apogee propulsion system, we selected a pressure-fed, full-blowdown system. Fundamental studies including hard-start¹⁾, pop²⁾ and thermal problems were also conducted during the development series of apogee engine started in 1983.

Performance characteristics of apogee engine developed in 1990 was as follows ; chamber pressure $P_c = 0.97 \sim 0.63$ MPa, mixture ratio $MR = 0.85 \sim 1.05$, vacuum thrust = 1980 ~ 1280 N, mean vacuum specific impulse $I_{spv} = 320.0 \pm 2.7$ s, and total burn time = 2900 s. Delivered peak I_{spv} was less than the initial development target, however, the engine performance was higher than that of the engine for NTO/MMH propellant.

This paper describes mainly the development studies of the injectors used in the apogee engine.

Keywords : Bipropellant apogee engine, ETS-VI, Blowdown system

概 要

平成6年度にH-IIロケットで打ち上げが予定されている2000kg級大型技術試験衛星ETS-VIのアポジェンジン(衛星をトランスフェ軌道からドリフト軌道に軌道変換させる)には貯蔵性推進薬を用いた2液式液体アポジェンジンが用いられる。このエンジンには高性能、高信頼性が要求され、比推力325秒を目標として開発研究を行った。現在実用化されている液体アポジェンジンの比推力が310秒であることから、実現すれば世界

* 平成6年7月14日受付 (received 14 July 1994)

*1 角田宇宙推進技術研究センター (Kakuda Research Center)

*1 石川島播磨重工業株式会社 (Ishikawajima-Harima Heavy Industries CO., Ltd.)

*1 宇宙開発事業団 (National Space Development Agency of Japan)

でもトップクラスの性能を有するエンジンとなる。

この目標達成のために我々は、①推進薬として酸化剤に四酸化二窒素、燃料には高エネルギーであるヒドラジンを用いる。②高膨張ノズル（開口比200～300）の採用。③システムの単純化による信頼性の向上を図るためブローダウン方式を採用することとした。昭和58年から基礎実験を開始し、ハードスタート¹⁾、ポップ²⁾、熱制御等種々の課題を乗り越え、平成2年度に本エンジンが完成した。エンジンの最終仕様は以下の通りとなった。

エンジン作動範囲；燃焼圧0.97～0.63 (MPa)、混合比0.85～1.05、推力；1980～1280 (N)、ブローダウン平均比推力； 320.0 ± 2.7 (秒)、連続燃焼可能時間；2900 (秒)である。

比推力は当初目標に達しなかったがそれでも世界トップクラスの性能を持ったエンジンである。本報告書では主に、インジェクタの開発を中心に述べる。

1. ま え が き

平成6年にH-IIロケットによって打ち上げが予定されている軌道上重量2000kg級の技術試験衛星VI型(ETS-VI)には加圧供給方式の貯蔵性推進薬のアポジ推進システムが採用される。このクラスの衛星の運搬可能な質量に対するアポジエンジンの比推力の感度は約3.7kg/sである。従って、アポジエンジンには高い比推力が要求される。本エンジンにおいては、当初の開発目標比推力は325秒であった。欧米で実用化されている液体アポジエンジンの最高の比推力は310秒であることを考えると、実現すれば世界トップクラスのエンジンとなり、又、我が国としても初めての液体アポジエンジンとなる。我々はこれを実際の要求値と言うよりは、高比推力に必要な条件を明らかにするために必要なデータを生出すための研究目標値とみなした。そしてこの値は信頼性とのトレードオフによって改訂されるべきものである。

加圧供給式低推力エンジンにおいて高い比推力を得るにはいくつかの方策が考えられる。比較的単純、現実的であり、従ってその適用にあたってはリスクも少ないと考えられるアプローチとして、エネルギーの若干高い推進薬系を用い、非常に大きな開口面積比のノズルを採用することとした。すなわち、酸化剤の四酸化二窒素(NTO)に対して一般的に用いられている燃料モノメチルヒドラジン(MMH)の代わりに、よりエネルギーの高いヒドラジン(N₂H₄)を用い、300:1までの大きな開口比のノズルを採用する方針とした。

ETS-VIの推進系については昭和57年度より宇宙開発事業団(NASDA)を中心にして概念検討が実施され、58年度からはその一環として航空宇宙技術研究所(NAL)等で予備的な実験が開始された³⁾。昭和59年度にはNASDAはアポジ推進系の開発担当として石川島播磨重工業(株)(IHI)を選定した。同年度より設計検討および高空性能ならびにその評価解析を主目的とするNAL/NASDA共同研究が開始された。昭和60年度の半ばには、NTO/ヒドラジンを推進薬とするブローダウン方式(推進薬タンク加圧後は、調圧を行わない)を基本コンフィギュレーションとすること

が決められた。ブローダウン方式により、エンジンの広い作動範囲における平均比推力の目標達成等が重要な課題となる。

本報告は主として上記の決定以後に行われた開発研究の結果を、エンジン性能の基礎となるインジェクタ性能を中心として述べる。開発研究の段階においては、高空性能試験はNALが主担当となって実施した。

2. エンジンの開発研究経緯

本エンジンの開発スケジュールを表1に示し、各開発フェーズ中の主な開発内容と結果を表2に示す。基礎開発の段階では、エンジン概要仕様設定のため、サブスケールエンジンによる燃焼試験での基礎データの蓄積を行った。並びに、このスケールのエンジンの試験のため、エンジンの始動、停止時に、ほとんど試験環境圧力の変化の無い補助エゼクタの開発と、試験において計測データの総合精度±0.2%以内の低推力計測システムの開発も行った。これらのデータを基に、完全ブローダウン方式による初期推力2000N、初期真空比推力目標値325秒、エンジン作動範囲1.0MPa～0.5MPa、推進剤としてNTO/N₂H₄を用いるアポジエンジンの概略仕様を決定した。

昭和60年からは、上記仕様に基づくエンジンの第一次試作に入り、製作された供試体による試験を開始した。このフェーズでは、当初目標であったエンジン性能達成の可能性が示されたが、高燃焼圧でのポップの発生、インジェクタ部の過熱等の問題点が提起された。この第一次試作試験での結果を踏まえて、昭和61年に第二次の試作を行い、9種のインジェクタと2個の一体型エンジンでの試験を行った。その結果、予定の作動範囲においてポップは発生せず、長秒時燃焼試験時のインジェクタの過熱や、停止後のヒートソークバックも許容出来るインジェクタの開発の目処がたつたと判断した。

そして昭和62年からは、原形エンジンから実機型エンジンの開発試験へと進んだ。これまでは主にエンジン性能を重視していたため、燃焼試験時間は30秒で行っていたが、このフェーズからは熱特性の把握のため、高空燃焼試験は

長秒時（約170秒）に移行した。また、アボジエンジンコンフィギュレーションとして、サーマルバリア (Thermal stand-off), ヒートシールドも組み付けた（図1参照）。

前フェーズで選定されたインジェクタを用いて試験を行った結果、図2に示すように低燃焼圧（約0.5MPa）試験において、燃焼室の壁面温度が暫定上限1770Kを越え、熱

制御の問題が新たに生じた。さらに、海面高度試験では問題とならなかったが、高空燃焼試験時の着火時における衝撃力が極めて大きく、ロードセルの損傷という問題も起こった。このことにより、熱制御、ハードスタート等の対策が必要となった。

平成元年からは、この課題の解決のための追加確認試験

表1 アボジエンジン開発スケジュール

	YEAR	59FY	60FY	61FY	62FY	63FY	1FY	2FY				
	MONTH							4	7	10	12	3
LAPS マイルストーン						PDR ▽	DR ▽	▽▽				
アボジエンジンマイルストーン					PDR ▽		CDR ▽	PQR ▽	PSR ▽			
(1) 基礎開発フェーズ (FT)		■										
(2) 設計確認フェーズ (DVT)												
1) DVT-1			■									
2) DVT-2				■								
3) DVT-3					■							
4) DVT-4						■						
5) DVT-5							■					
(3) 確認試験フェーズ (QT)											■	
(4) 領収試験フェーズ (AT)												■

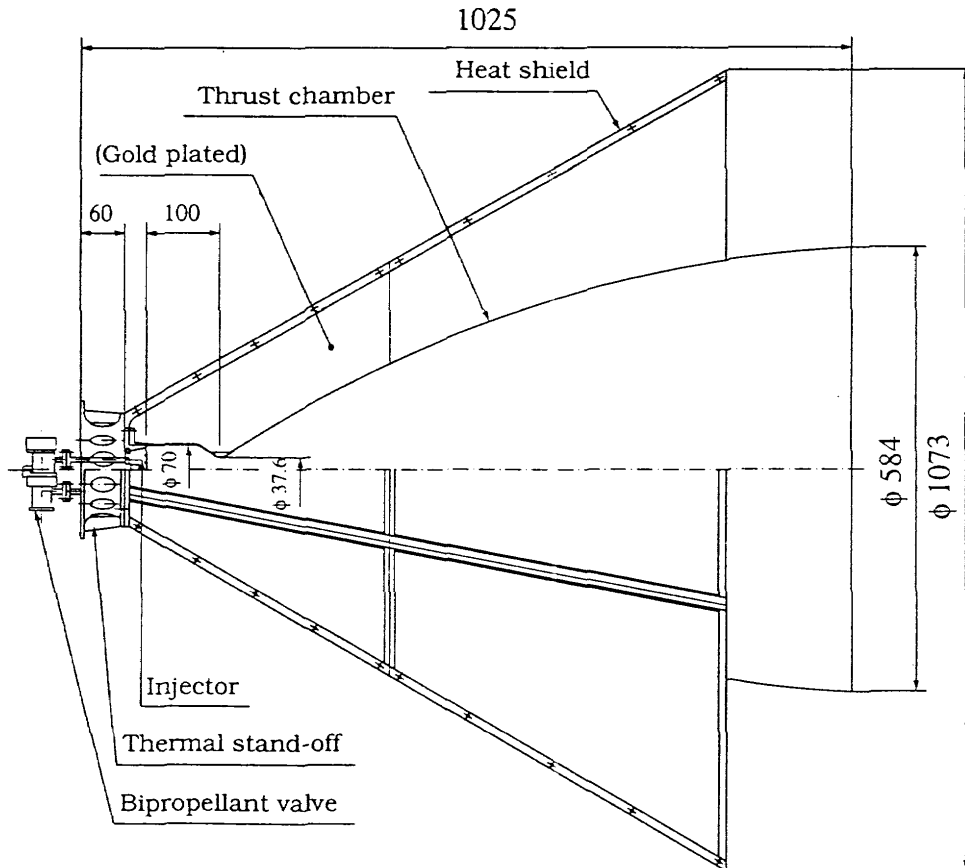


図1 アボジエンジンコンフィギュレーションの一例

表 2 開発内容および結果

年度	フェーズ	開発内容
1984	基礎開発	推進薬の選定 (NTO/N ₂ H ₄) 概要仕様決定 1) 推力 2000 [N] 2) 真空非推力 325 [S] (目標値) 3) 燃焼圧力 1.0~0.5 [MPa]
1985	設計確認(1) (DVT-1)	2000 [N] 級アボジエンジンの試作試験 (目的) エンジン設計仕様 (性能, 作動範囲, 熱) (結果) 1) 高空試験性能データ取得 2) ポッピングの発生 3) 熱の問題 4) エンジン軽量化の問題
1986	設計確認(2) (DVT-2)	原形エンジンの開発試験 (目的) 1) エンジンの作動範囲確認 2) 熱問題の解決 3) エンジンの軽量化 4) 噴射器の選定 5) エンジン剛性強度確認 (結果) 1) 要求比推力の確保 (平均317s) 2) サ-マルバリア, ヒートシールドの熱特性確認 3) 振動試験でエンジンの剛性強度確認
1987~ 1988	設計確認(3) (DVT-3)	実機型エンジンの開発試験 (目的) 1) 実機型エンジンの設計, 製作, 試験 (結果) 1) ハドスタート発生 2) 新型ヒートシールドの熱特性 3) 燃焼室長の変更
1989	設計確認(4) (DVT-4)	実機型エンジンの開発試験 (目的) 1) ハドスタートの防止 2) 熱制御対策 (結果) 1) 推進剤設計変更 2) 噴射器設定の見直し 3) システム対応の必要性
1990	設計確認(5) (DVT-5)	実機型エンジンの開発試験 (目的) 1) エンジン仕様変更に伴う燃焼試験 データの取得 (結果) 1) 最終コンフィギュレーションの決定 2) 性能低下 3) 低圧室圧力測定値の検討
1990	設計確認(5) (DVT-5)	実機型エンジンの開発試験 (目的) 1) 噴射器製作工程の確立による供試 体の性能評価 (結果) 1) 性能低下究明 2) 認定, 領収試験のための供試体の 製作
1992	認定(QT) 領収(AT)試験	

を行った。ハードスタートについては、酸化剤リードとした着火方式が有効であるという文献⁴⁾や実験結果から、2液推進薬弁を今までの燃料リード型から酸化剤リード型に変更を行った。この対策によって、後の試験でのハードスタートの問題は解決された。もう一つの課題である熱制御に関しては、エンジンコンフィギュレーションの変更、つまり燃焼室長さの短縮、インジェクタの再選定、ヒートシールドの設計変更の対策を講じた。

しかし、エンジンコンフィギュレーションのみの変更だ

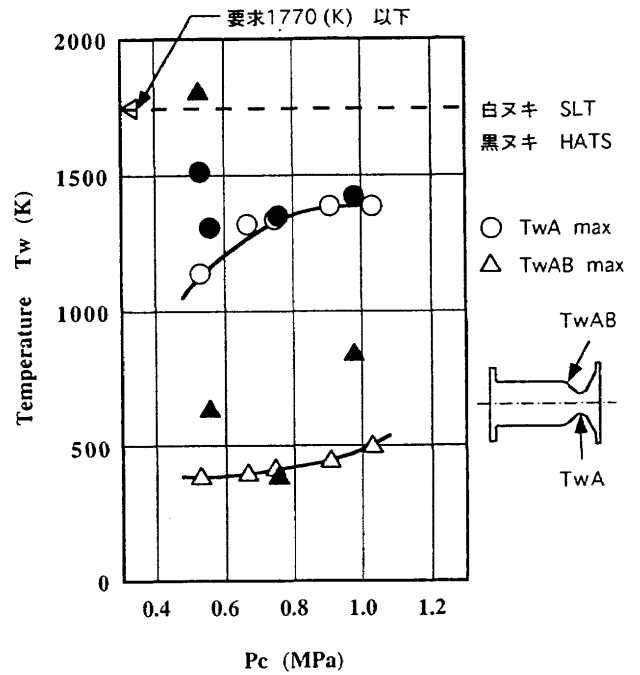


図 2 燃焼圧対壁温

けでは限られた開発期間内での根本的解決は難しい事が判った。そこで、燃焼圧と壁温の関係についてまとめた図 2 で示すように、燃焼圧が約 0.62 MPa 以上であれば、壁温は許容温度内 (1770 K) で安定し平衡状態に達するという試験結果から燃焼圧下限を上げること、並びに混合比を 1.05~0.85 (ノミナル値 0.95) とするエンジン作動範囲を見直すシステム対応を行う事とした。

3. 試験設備

本研究所で保有しているロケット高空性能試験設備⁵⁾は、高膨張ノズル試験用として、整備されたものである。現在まで、N-I ロケットの第 2 段用 LE-3 エンジン開発、H-I ロケットの第 2 段用のサブスケールモデルを用いた基礎燃焼試験等を行ってきた。そこでは各供試エンジンに対応して、補助排気装置としてディフューザを設計・製作し、既設ディフューザ内へ挿入して、種々のエンジンの高空燃焼試験に対応してきた。

アボジエンジンシステム (LAPS) が、ブローダウン方式であることから、排気装置は広範囲な燃焼圧力で作動することが条件となる。また、ノズル開口比が 300~200:1 と大きいので、後述するように、ディフューザスタートをさせるためには環境圧力を非常に低くする必要がある。そこで、排気装置の既存ディフューザ/エゼクタについて更に排気能力を向上させることが必要となる。この節では、新たに設計した排気装置と推進薬供給装置について簡単に述べる。

3.1 排気装置

昭和59年から始まったアポジエンジン開発経緯の中でエンジン諸元が変更されるごとに、排気装置も新たに設計を行った。エゼクタ/ディフューザの代表的な種類としては、タンデム型、センターボディ型、アニュラ型がある。この中から、低推力貯蔵性推進薬エンジンの高空性能試験³⁾で実績のあるアニュラ型補助エゼクタを採用した。アニュラ型エゼクタの特徴は、ディフューザとエゼクタが一体型であり、アニュラノズル部及び下流の壁面はエゼクタの駆動ガスである窒素ガスにより冷却されるために冷却が不要となることである。また、エンジン着火前はエゼクタとして作動し、着火後はエゼクタとしてよりも、セカンドスロートディフューザとして作動する。アニュラ型補助エゼクタの設計は既存のディフューザ性能計算プログラムを使用した。この設計では、ディフューザのスタート/ブレークの計算とエゼクタの機能確認計算に分けられる。

表3にノズル開口比に対するディフューザの各寸法と計算結果を示す。ここで、開口比240:1用に設計した、FY

62補助エゼクタ/ディフューザについて簡単に述べる。

ディフューザはセカンドスロートディフューザを考える。セカンドスロート部面積収縮率は垂直衝撃波理論より決まる断面積比より、わずかに大きな値として、 $A_{st}/A_d=0.64$ とした。ブレークダウン圧力比は、エンジンスロート面積に対するディフューザ入口面積の比 (A_d/A_{th}) の増加に伴って上昇する。この設計では、開口比200:1のノズルの試験も可能で、低圧室(直径3.5m, 長さ約5m)の減圧時間が過大にならないことを考慮して、ディフューザ入口径を642.5mmと決定した。これにより、本試験においては十分な余裕をもってディフューザがスタートできる。

エゼクタの機能としては、着火前に低圧室圧力を260Pa以下にすること、エンジン排気ガス無しの時(着火直前)にディフューザ背圧がディフューザスタートする条件の圧力以下にすることである。アニュラノズルの計算では、ダクト中心にエゼクタノズルを置いたと仮定する。アニュラノズル出口の静圧はエンジンノズル出口静圧より低く設定した。アニュラノズル出口面積はディフューザのセカンドスロート面積から制約を受ける。そこでアニュラノズルスロート面積は既設の窒素供給能力及び開口比等から、約11cm²と決定した。これは、FY60, FY61補助エゼクタとも同じである。マニホールド圧力については、確認試験から0.4MPaとした。

補助排気装置と既設の蒸気エゼクタの運転方法は、従来の蒸気バイパス弁による低圧室の減圧をやめて、真空ポン

表3 ノズル開口比対ディフューザ形状

$\gamma = 1.36, A_{st}/A_d = 0.64$

	A_{NE}/A_{th}	θ_{NE}	A_D/A_{th}	θ_{ST}	X_{ST}/D_D	$(L/D)_{ST}$	Pc/Pdp
FY60	300	8°	398	12°	0.8	5.0	
FY61	200	8°	247	12°	1.0	5.0	124.7
FY62	240	8°	292	12°	1.0	5.0	146.9

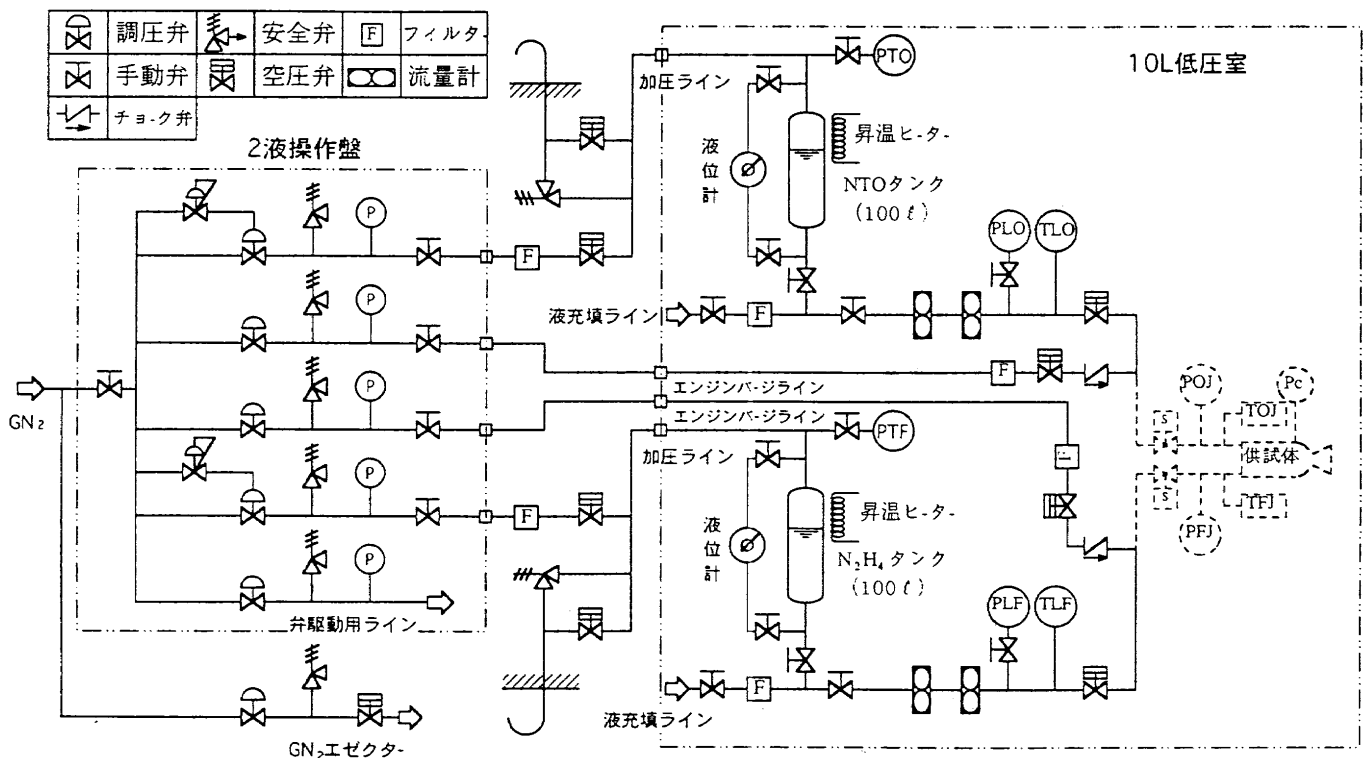


図3 推進薬供給系統図

プを使用して低圧室を6.6kPaまで減圧して、蒸気系のシーケンスをスタートする方法に変更した。また、補助エゼクタの作動は燃焼中は必要ないことが判ったので、燃焼前と燃焼後だけとした。FY62補助エゼクタは、開口比200:1ノズルの試験でも使用され、良好な結果を得ている。

3.2 推進薬供給装置

推進薬供給装置の系統を図3に示す。供給系は加圧操作系と推進薬供給系から成る。ヒドラジン/NTOタンク等の供給系は一つのユニットにし、低圧室への出し入れが簡単に出来るようになっている。供給タンクに取り付けたヒータは、推進薬温度の変化に対する性能の比較及び冬期の凍結防止用に使用する。推進薬タンク容量はそれぞれ100リットルであり、約300秒の連続燃焼試験に対応できる。推進薬の流量測定はタービン式流量計を使用し、直列に2個を配置している。性能評価の重要なパラメータのひとつである流量計測においては、その測定精度が直接性能予測精度に影響する。そこでメーカーでの水校正値(精度±0.5%)を使用せず、我々が開発した実液校正器を用いて行った実液校正により得られた校正値を用い、その精度を±0.25%まで向上させた。供給系の最大使用圧力は7MPa、最大流量が350cm³/sであり、推力2000N級のエンジン試験用として、十分余裕を有している。

4. インジェクタの試作

我々は、N-Iロケット第2段用のLE-3エンジンの開発試験等の実績をふまえ、昭和58年度より低推力でかつ高性能な貯蔵性2液エンジンの研究を開始した。この研究では、再生冷却エンジン、燃焼室フィルム冷却エンジンの両面か

ら検討を始めた。酸化剤にはNTOを用い、燃料としてモノメチルヒドラジン(MMH)、ヒドラジン(N₂H₄)及びその混合燃料の3種類の推進剤による海面高度燃焼試験を行った。インジェクタの開発では、フィルム冷却量、燃焼室長さ、混合燃料の混合率等をパラメータとして試験を行った。これらの試験結果を踏まえて、昭和59年度から進められた基礎研究開発において、500N級のインジェクタを試作して高空性能試験³⁾を実施した。

インジェクタは異種2噴流の衝突型エレメント(Unlike Doublet, UD)12個をもつA, Bの2種を試作した。インジェクタ形状を図4に示す。インジェクタAは2個のリングにそれぞれ4及び8個のエレメントを配置し、インジェクタBは12個のエレメントを一つのリング上に等間隔に配置したものである。燃焼室の燃料液膜冷却のため、8個のフィルム冷却用オリフィスがインジェクタ周辺部に配置されている。インジェクタAのフィルム冷却量は全燃料の15%、インジェクタBは25%である。両インジェクタとも、第一次接線モードの音響振動に対応する1/4波長の共振器を周辺に設けている。エレメント設計の基本方針としては噴流分離を起こさない範囲で、スプレー混合が最適となる設計パラメータを選定した。噴流分離にはLawver⁶⁾の基準を用い、エレメントスプレーの混合に対しては、Rupeの基準を採用した。詳しくは、後述するとして、基礎試験での高空性能試験結果について、簡単に述べる。

燃焼室及びノズルはある程度の耐熱性を有する材料で製作した。燃焼室には肉厚約3.0mmのヘインズHS-188材、そしてノズルエクステンション部にはインコネルINCO718材を用いた。燃焼室とノズルエクステンションは一体型であり、開口面積比15:1の位置で溶接されている。エンジ

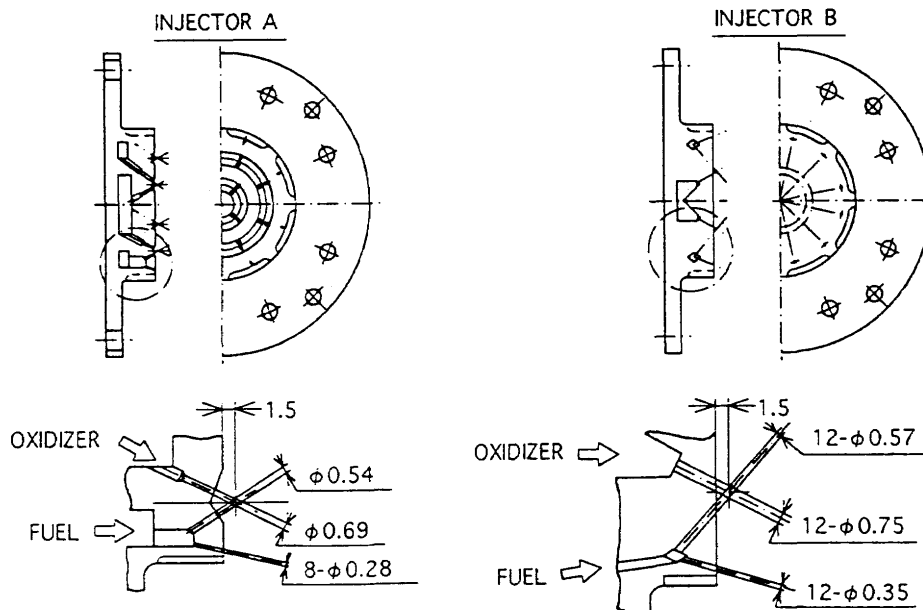


図4 59年試作インジェクタ

ンコンフィギュレーションを図5に示す。燃焼室/ノズルの一体型は、開口比150:1と200:1の2種類を製作し、高空性能試験に供した。燃焼時間はノズルスロート部の温度が1220Kを超えるとスロート部が損傷することを考慮し、7秒以下とした。

インジェクタBを用いた、MMHとN₂H₄を燃料とする

高空性能試験で得られた結果を図6に示す。この試験では、MMHの場合に比べて、ヒドラジンを燃料とした場合にはスロート温度は高く、7秒時点での温度には150K程度の差が生じる。このことからMMHよりも高エネルギーであるヒドラジンを燃料とした場合、熱対策が問題になることが予想された。MMHを燃料とした場合の性能は、開口比

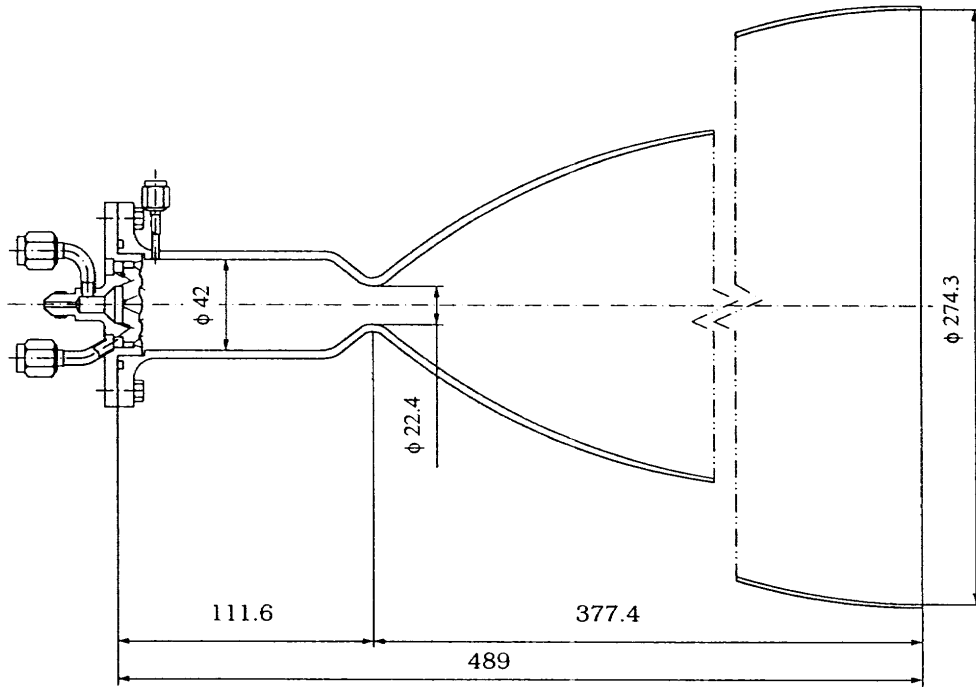


図5 エンジンコンフィギュレーション

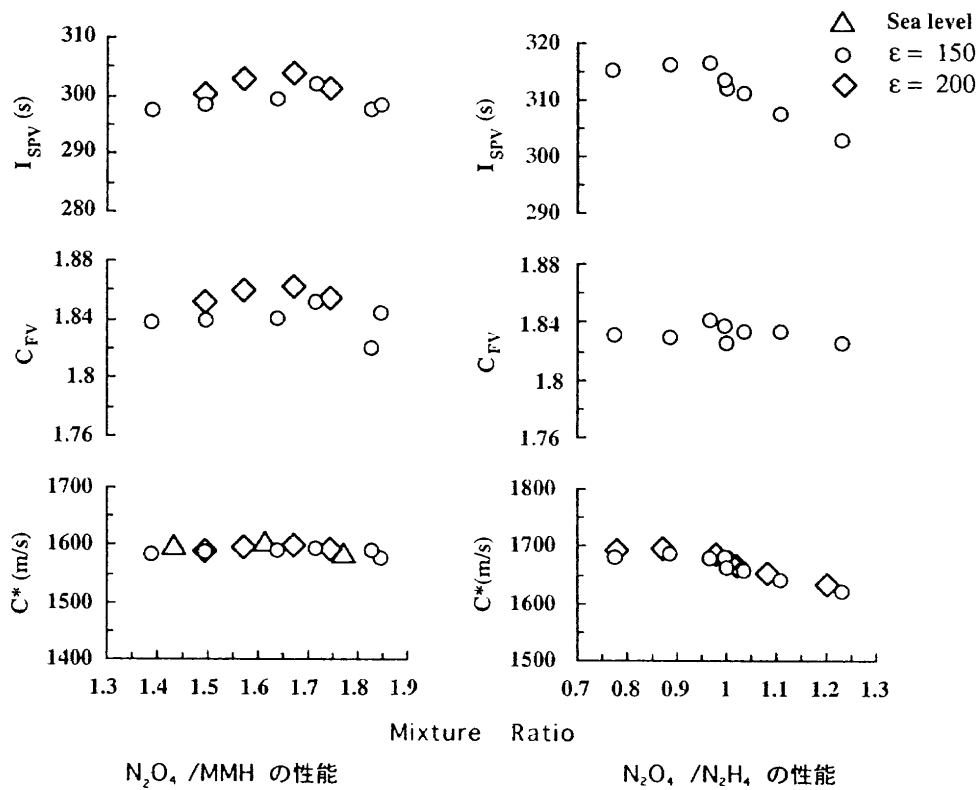


図6 高空性能試験結果(インジェクタB)

150:1で真空比推力300~305秒が得られたのに対し、ヒドラジンを燃料とした場合は315秒以上の値を得ている。また、ノズル開口比200:1の比推力は開口比150:1に比べて2~3秒高い結果であった。インジェクタAに比べてインジェクタBは、フィルム冷却量が多い分だけ比推力で約5秒低い。また、インジェクタBを用いてヒドラジンを燃料とした場合、高混合側で性能及び混合効率等が急激に低下する傾向を示した。検討の結果、噴流分離の可能性が有力であるとの結論を得た。MMHから N_2H_4 に燃料を変更することで得られる比推力の増分は、 N_2H_4 の高エネルギー(7秒)とエネルギー発生効率の増分によるものであるが、燃焼室への熱負荷も増大する。 N_2H_4 を燃料として実用エンジンを開発する場合、熱負荷の解決が重要となる。これらの基礎開発研究により、アポジエンジンの推進薬及びエンジンの概要仕様等が決定された。

アポジエンジンの初期の主要諸元を表4に示す。推進薬として酸化剤にNTO、燃料にはMMHより高性能を示したヒドラジン N_2H_4 を採用した。初期推力は2000N、同燃焼圧1.0MPaのブローダウン方式とし、初期目標比推力を325秒とした。ブローダウン方式による燃焼圧範囲は、1.0~0.5MPaとし、混合比は0.9~1.1の範囲とした。燃焼室部は、内径70mm、インジェクタ面からノズルスロートまでの長さが75mmと100mmの2種類とし、最終的にどちらかを選定することとした。また、高性能の要求を達成するために、エクステンションノズル開口比を当初300:1とした。

4.1 インジェクタの基本設計

アポジエンジンの主要諸元の決定を受けて、インジェクタの基本設計が検討された。基礎開発で設計したインジェクタの試験結果から、2000N級インジェクタの基本的な形は異種二噴流型エレメントで2個のリングにエレメントを配置するものとした。インジェクタ表面はドリル等によるオリフィスの加工を容易にするため、リング状の切欠をもつものとし、燃焼室の燃料液膜冷却のためにインジェクタ周辺部に冷却用オリフィスを配置した。また、インジェクタには、第1次接線モードの音響振動に対応する1/4波長の共振器(アコースティック・キャビティ)を設けた。

試作したJ01インジェクタを図7に示す。エレメント数は、内側8個そして外側が16個の24個とし、燃焼室の燃料による膜冷却のため、32個のフィルム冷却用オリフィスをインジェクタ外周部に配置している。貯蔵性推進薬の異種衝突型エレメントにおいては、反応性がきわめて高いので、条件によっては衝突部で多量のガスが発生し、燃料と酸化剤のスプレーがたがいに反発する噴流分離という現象がある。従って、エレメント設計の基本方針としては、噴流分離を起こさない範囲でスプレー混合が最適となる設計を行

表4 アポジエンジン初期主要諸元

Propellants	N_2O_4/N_2H_4
Propellants feed	pressure-fed blowdown
Thrust	~ 2000 N
Chamber pressure	1.0~0.5 MPa
Specific impulse	~ 325 S
Mixture ratio	1.0 ± 0.1
Nozzle area ratio	300:1

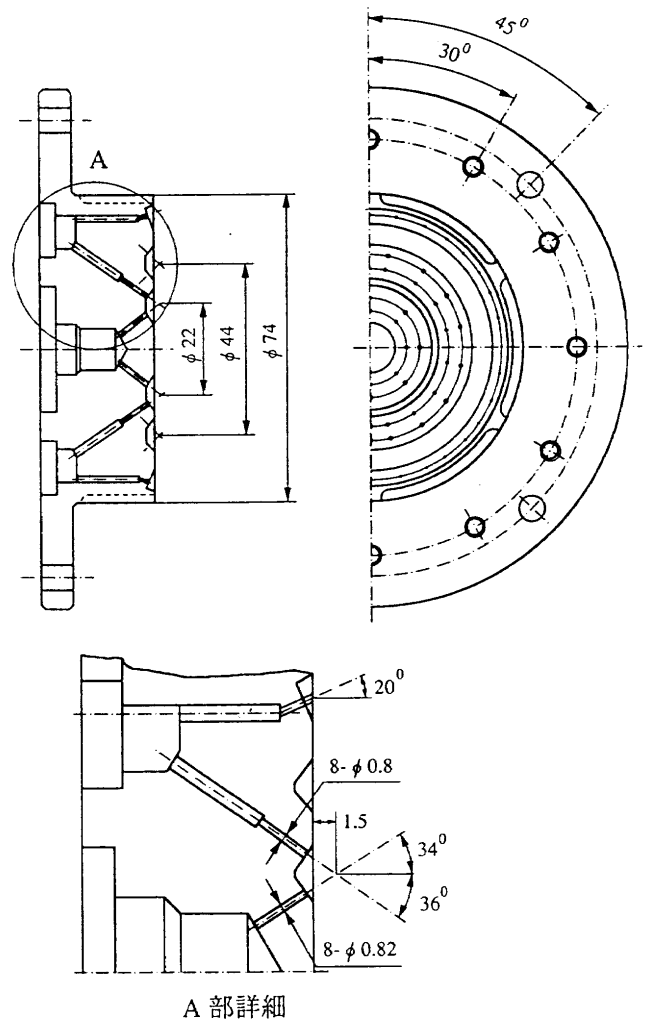


図7 J01インジェクタ形状

った。エレメントのスプレーの混合に対しては、Rupeの基準⁷⁾を採用した。Rupeによれば、単一衝突エレメントの微流化によってできるスプレー混合が最も良い条件は次式であらわすことができる。

$$\rho_f v_f^2 d_f = \rho_o v_o^2 d_o \quad (1)$$

ここで、 ρ 、 v 、 d は、それぞれ密度、速度、およびオリフィス径であり、添字fおよびoは燃料と酸化剤を表わす。

(1)式より

$$(1/MR_C)^2 \times (\rho_o/\rho_f) \times (d_o/d_f)^3 = 1 \quad (2)$$

ただし、 MR_C はコア部の混合比であり、フィルム冷却量を含めた、エンジン混合比 MR_E とは次の関係がある。

$$MR_E = MR_C (1 - \alpha) \quad (3)$$

ここで α は、フィルム冷却量 / 全燃料流量である。図7に示したインジェクタ (J01) は NTO/ヒドラジン (N_2H_4) 推進薬とし、フィルム冷却率 19%, $MR_E = 1.0$ で設計したものである。コア混合比は $MR_C = 1.23$ であり、Rupe の基準を満足するように d_o/d_f とした。 d_o はインジェクタオリフィスの圧損を約 0.5 MPa 程度として、以下の式から求める。

$$\Delta P_i = \rho/2g \times (V/Cd)^2 = 1/2g \cdot \rho \times (w/Cd \cdot A_o)^2 \quad (4)$$

ここで、 ΔP , ρ , Cd , w , A_o はインジェクタ部の圧損、密度、流出係数、質量流量および酸化剤オリフィスの面積である。この結果、 $d_o = 0.82\text{mm}$ として Rupe の基準から $d_f = 0.8\text{mm}$ とした。また、燃料と酸化剤の衝突角を 60度とし、インジェクタ面から衝突点までの距離を 1.5mm とした。最初のインジェクタの設計では、冷却量とエレメント数等をパラメータとして、7種類を試作した。

このうち、高空性能試験に用いた試作インジェクタの諸元を表5に示す。

表5 試作インジェクタ諸元

Code	Number of Elements Core(Inner/Outer)/Film	df/do (mm)	Film Cooling Fraction (%)	Spray Angle Core/Film (Deg.)	Rupe Number
J01	24(8/16)/32	0.8/0.82	19.0	0/20	0.5
J03	24(8/16)/32	0.8/0.82	15.6	0/20	0.5
J05	36(12/24)/24	0.51/0.61	21.0	0/20	0.4
J06	36(12/24)/24	0.51/0.61	21.0	0/20	0.4

表6 音響振動データ

振動モード	振動数 (kHz)
1 st T	10.0
2 nd T	16.6
3 rd T	22.9
1 st R	20.9
1 st L	12.0
2 nd L	23.9

表中の Core Spray Angle は、それぞれの推進薬の衝突角とは以下の関係がある。

$$\tan \beta = (w_1 V_1 \sin \alpha_1 - w_2 V_2 \sin \alpha_2) / (w_1 V_1 \cos \alpha_1 + w_2 V_2 \cos \alpha_2) \quad (5)$$

ここで、 w , V , α は質量流量、速度、衝突角度を表わしている。試作したインジェクタは、Core Spray Angleを0度とし、Film Spray Angleを20度とした。全てのインジェクタには音響振動防止のため、アコースティック・キャビティを設けた。アポジエンジン燃焼室内の音響振動を表6に示す。アコースティック・キャビティは1次のタンジェンシャル・モードに合わせて設けたものである。アコースティック・キャビティの効果についてまとめた結果を図8に示す。図中に今回のインジェクタのアコースティック・キャビティの設計点を示す。アコースティック・キャビティは、1次のタンジェンシャル・モードに対して、十分な余裕を有するインジェクタ面積の7%とした。

4.2 第一次試作インジェクタの特性

試作したインジェクタは、最初に海面高度の地上燃焼試験を行い、その試験の結果から、性能の良いインジェクタ

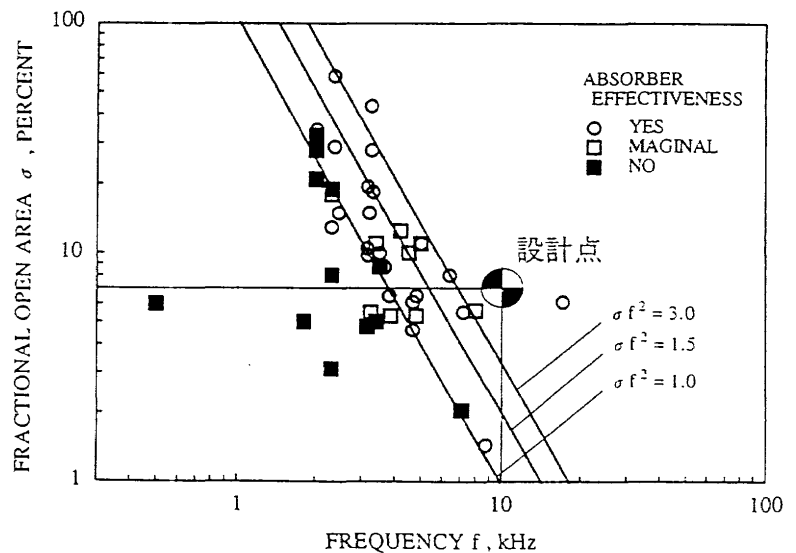


図8 アコースティックキャビティの効果

を高気性能試験に供することとした。以下に第一次試作インジェクタ (J01~J08) の海面高度燃焼試験について述べる。

4.2.1 海面高度燃焼試験

海面高度燃焼試験に用いた燃焼室は、燃焼室長さ76mmと100mmの二種類であり、燃焼室は耐熱性を有するハインズ188製である。燃焼時間は最大で15秒とし、燃焼室スロート部温度が1170Kを超える場合は非常停止とした。燃焼圧力は0.5MPa~1.0MPaとし、混合比を0.8~1.2とした。

a) 振動燃焼特性

インジェクタ J01, J03 を用いた燃焼試験では、燃焼圧約1.0MPaにおいてポップ(ポップとは、不規則な高振幅の振動燃焼で局所的な爆発が引き金になって2相デトネーションが起こること。)と思われる振動を観測した。また、低燃焼圧(約0.5MPa以下)において、低周波振動も観測した。インジェクタ J06, J08 では、試験した範囲においてポップおよび低周波振動は発生していない。低周波振動はインジェクタ部の差圧不足で起こることがあり、その後のインジェクタ設計において、オリフィス部の差圧を0.7MPaとしてからは低周波振動は発生していない。ポップ現象については、黒田らがアポジエンジン用インジェクタを用いて燃焼圧力と燃料のオリフィス部のレイノルズ数との関係を調べている。詳細は4.2.3項に記す。

b) 性能および熱特性

海面高度燃焼試験での各インジェクタの性能を図9に示す。図中の混合比は、エンジン混合比(MR_E)を示す。イ

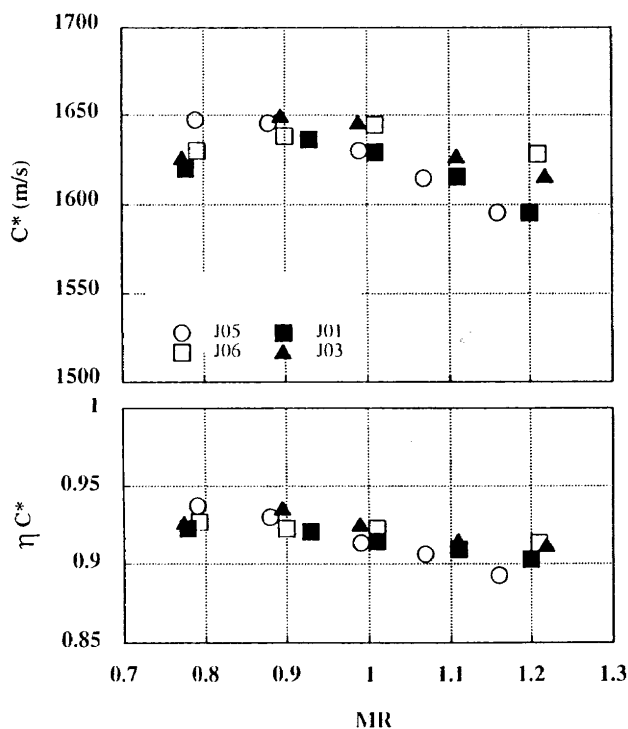


図9 各インジェクタ海面高度性能の比較

ンジェクタ J01と J05は、高混合側で急激な特性排気速度(C^*)および特性排気速度効率(ηC^*)の低下が見られる。エンジン仕様では、混合比範囲が0.9~1.1であり、この中で性能の比較的良いのは、J01, J03, J06および J08が挙げられる。次に各パラメータで比較する。インジェクタ J01, J06はフィルム冷却量が19~21%であり、エレメント数が異なるインジェクタである。エレメントの増加に対する性能の変化をみると、エレメント数が36個である J06はエレメント数24個の J01より性能が高い(図中の η_{ER} はエネルギー発生効率である)。

J01と J03は同じ設計で、フィルム冷却量だけ異なるインジェクタであるが、フィルム冷却量の少ない J03の方が、性能および効率が高い。インジェクタ J01, J03の性能の比較を図10に示す。燃焼室長さの効果で比較すれば、燃焼室100mm (TH101)の方が明らかに性能および効率が高いことが判る。

インジェクタ J06はルーベ数を0.4にしたものである。同じ設計であるルーベ数0.5の J05と比較すると、ルーベ

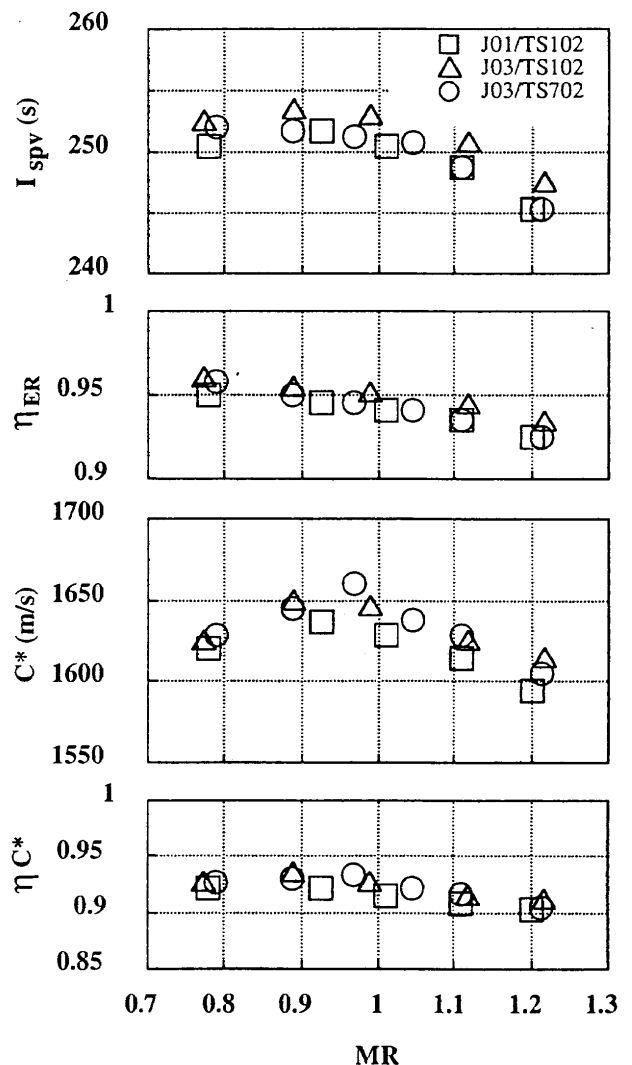


図10 J01, J03インジェクタの性能比較

数が0.4であるJ06は、高混合比側で燃焼性能が向上し、混合比に対する性能変化が少ない特性をもっている。

これらの短秒時試験の他に、長秒時耐久試験を行った。インジェクタ J05/燃焼室 TS701 の組み合わせで、燃焼圧 1.0 MPa、混合比 1.1 の燃焼時間 100 秒を実施し、燃焼室最大温度約 1370 K という結果も得ている。この長秒時試験において、J01 および J03 で起ったポップ振動を観測した。ポップ現象は、高燃焼圧および低混合比側で起ることが示された。

4.2.2 高空性能試験

海面高度燃焼試験結果を踏まえて、高空性能試験を実施した。以下に高空性能試験結果について述べる。

高空性能試験に供したインジェクタは、J01, J03, J05, J06, J06改の 5 種類である。高空性能試験用の燃焼室は、実機用と同材質のコロンビウムを使用し、TH101 (燃焼室長さ 100 mm), TH701 (燃焼室長さ 76 mm) の 2 種類を製作した。また、ノズルはハインズ製の開口比 300:1 のものを使用した。コロンビウム製の燃焼室では最大燃焼時間を

15 秒とし、燃焼室スロート部の温度が 1570 K で非常停止とした。

高空性能試験で得られた性能を図 11 に示す。黒塗は、ポップが発生したことを示す。インジェクタ J01 と J03 の高空性能試験では、高燃焼圧においてポップが観察されたが、試験したインジェクタの中では高い性能を示した。J06 インジェクタは広範囲な燃焼圧で高い性能を示した。J06/TH101 の組合せでは、燃焼圧 0.83 MPa において、真空比推力 (Ispv) 325 秒以上が得られている。但し、J06/TH701 の組合せでは、性能低下が大きく不安定な挙動を示した。

TH101 と TH701 の燃焼室の異なる試験を比較すると燃焼室の長い TH101 の方が真空比推力 (Ispv) で、2 ~ 3 秒程度高いことが判った。試験したインジェクタは、高燃焼圧側での真空比推力の低下が大きい結果であった。総合的に判断して比較すると、以下のような結果となる。

J03/TH101/N302 > J01/TH101/N302 > J06/TH101/N302

燃焼圧力に対するスロート部温度を図 12 に示す。スロート部温度は、燃焼圧力に比例して高くなる傾向にあるが、平均的な性能を示した J06 インジェクタは燃焼圧力に関係なく高い温度を示している。J03/TH101 の組合せでは、燃焼圧力 0.83 MPa において、Ispv = 325 秒以上の性能を示したがスロート部温度が高くなりすぎることを懸念して、高燃焼圧の試験を中止した。J06 インジェクタは、高燃焼圧において他のインジェクタよりスロート温度が低く、フィルム冷却率を若干下げれば性能向上が見込めると判断し、フィルム冷却率を 21% から 14% に減少する改修を行い試験に供したが、燃焼室に不均一な焼けが起り、スロート部内面を焼損する不具合が起った。これはあきらかにフィルム冷却の間隔が大きくなりすぎたための冷却の不均一性によるものであった。高性能を示したインジェクタは、燃焼室の温度も高く高性能を目指す場合、熱対策が重要であることが分かった。

高空性能試験の結果を表 7 に示す。アボジェンジンは、

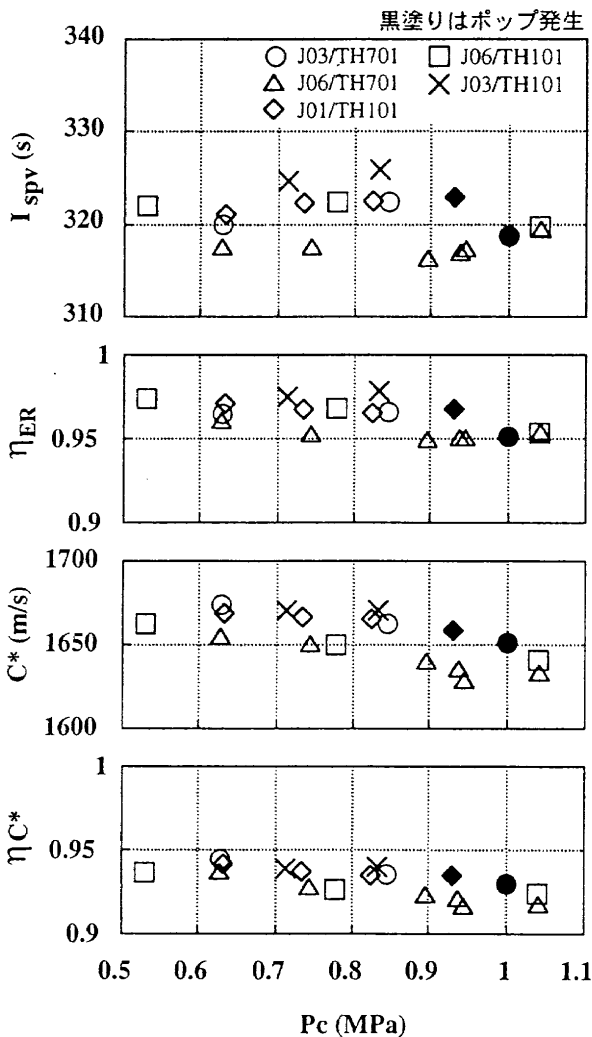


図11 高空性能試験結果の比較

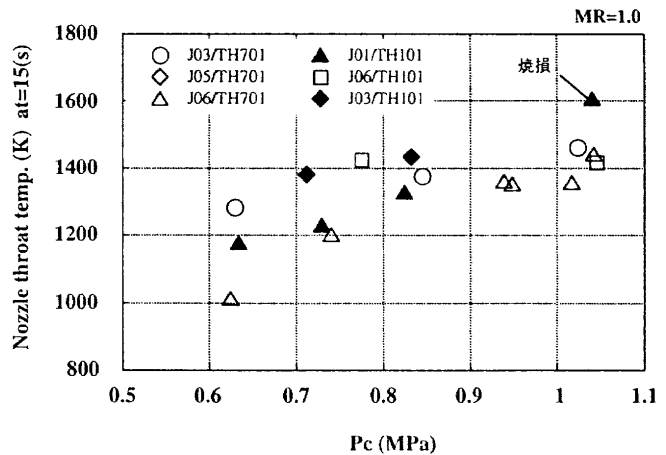


図12 燃焼圧対スロート部温度

表7 高空性能試験結果

供試体	噴射器パラメータ				真空比推力(s)		スロート壁温(K) (t=15s)		長秒時燃焼の 可能性 Pc=1.0, MR=1.0	備 考
	エレメント数 フィルム冷却孔数	ルベ数	フィルム 冷却率 (%)	ファン角	Pc 1.0MPa	Pc 0.8MPa	Pc 1.0MPa	Pc 0.8MPa		
J03/TH701	24 (32)	0.5	16	0°	319	323	1720	1620	○	Pc=1.0 MPaでポップ発生
J05/TH701	36 (24)	0.5	21	0°	317	—	1625	—	○	噴射器アコ-スティック キャビティ部に溶損あり
J06/TH701	36 (24)	0.4	21	0°	318	317	1670	1530	○	
J06改/TH701	36 (12)	0.35	14	-2°	316	—	1870	—	×	燃焼室スロ-ト部焼損
J01/TH101	24 (32)	0.5	21	0°	>321	323	—	1560	△	Pc=0.93 MPaでポップ 発生, 1回/15(s)
J06/TH101	36 (24)	0.4	21	0°	321	323	—	1700	×	
J03/TH101	24 (32)	0.5	16	0°	—	>325	—	1690	×	

ブローダウン方式で長秒時燃焼が可能であることが必要であること、短秒時燃焼試験では、燃焼室温度は通常には達しておらず上昇傾向を示していること等から、開発を進めていくためには長秒時耐久性試験が可能なインジェクタを選定しなければならない。その結果から、今後のインジェクタの改修方針が決められることになる。表7から、TH101の燃焼室を用いた時の性能は高いが高燃焼圧側で1670 Kを超えており、長秒時燃焼が困難であることが言える。J01とJ03インジェクタは、高燃焼圧でポップ現象が発生し、燃焼器等への影響が懸念され、また、フィルム冷却孔数が24個と少ないJ05、J06インジェクタでは、燃焼室スロート部の損傷およびインジェクタのアコースティックキャビティ部の溶損が起っている。そこで高空性能試験結果から、長秒時燃焼試験の可能性を有する組み合わせとしてJ03/TH701、J05/TH701およびJ06/TH701の3式を選定した。

試験に供されたインジェクタにおいて、真空比推力は燃焼圧力0.8MPaで325秒を達成しているものの、燃焼圧力1.0MPaでは、320秒程度と低く、また高燃焼圧力での長秒時耐久性については問題があると言える。

試作したインジェクタの試験を行って以下のことが判明した。

(1) 海面高度燃焼試験と高空性能試験の結果、両者の間でエネルギー発生効率(η_{ER})が良好な一致をしており、海面高度低膨脹試験における比推力を測定すれば、ある程度の精度($\pm 0.5\%$)で、高膨脹エンジンの比推力を予測できる。

(2) NTO/N₂H₄エンジンにおいて、最大324 \pm 1秒の比推力が得られる。

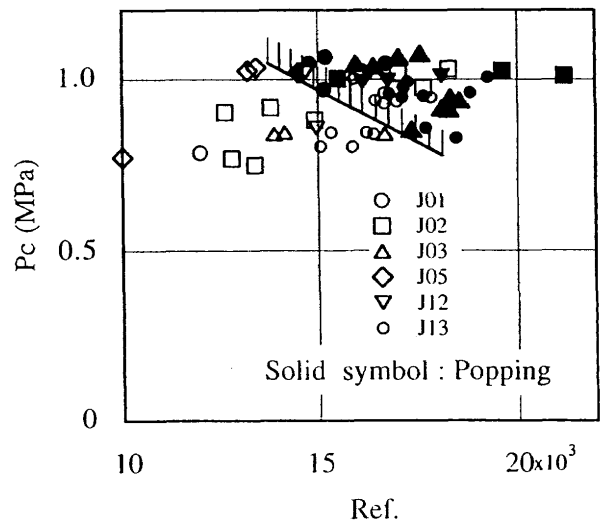


図13 燃焼圧対燃料レイノルズ数

(3) インジェクタのポッピング領域はPc vs Ref. (燃料噴流レイノルズ数)によって示すことができる。

4.2.3 ポップについて

インジェクタのポッピング領域については黒田らが、試験に供したインジェクタを用いて、燃焼圧と燃料のレイノルズ数の関係について実験を行っている。ここで簡単にその結果について述べる。ポップ現象とは、不規則な高振幅の振動燃焼であり、局所的な爆発が引き金となって、2相デトネーションがおこるものとされている。Lawverの噴流分離の基準から類推して、燃料噴流のレイノルズ数(Ref.)と燃焼圧(Pc)の関係を調べた。その結果を図13に示す。図中には改良したJ12、J13インジェクタの試験結果も示

す。この試験結果から、観察されたポップは、高燃焼圧、高推進葉温度、高噴射速度で発生していることが判る。1970年代の研究結果とは、噴射オリフィス径大、フィルム冷却量大で起こる点では一致している。図から、燃料噴流のレイノルズ数が大きい場合、燃焼圧が低くてもポップが起こることも判る。

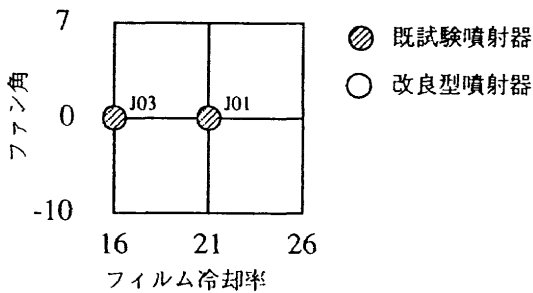
4.2.4 第一次試作インジェクタの改良

海面高度燃焼試験、高空性能試験およびポップの試験結果から、インジェクタの改良点について検討を行った。インジェクタの改良で重要なことは、熱問題を解決しながら高性能なインジェクタを設計することである。

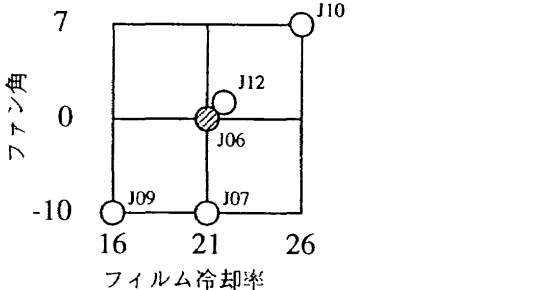
インジェクタ設計パラメータと改良方針を表8に示す。

表8 インジェクタ設計方針およびパラメータ

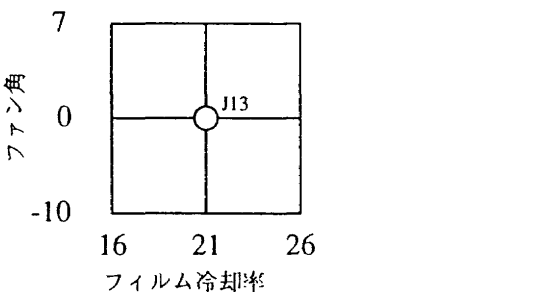
エレメント数 (24) , ルベ数 (0.5)



エレメント数 (36) , ルベ数 (0.4)



エレメント数 (30) , ルベ数 (0.5)



インジェクタ J01, J03が比較的良い性能を示したことから、このインジェクタの改良を先ず検討した。しかしこの2つのインジェクタは燃焼圧力1.0MPa付近でのポップ現象を防止しなければならない。そこで、レイノルズ数を下げのためにエレメント数を24個から30個に増加し、燃焼室の均一な冷却をするために、フィルム冷却孔数を32個から40個にしてフィルム冷却率を17%に改修したのがJ13インジェクタである。また、低燃焼圧での振動燃焼を防止するために、噴射差圧を0.5MPaから0.7MPaに変更した。改良したインジェクタを表9に示す。

J01, J06インジェクタの高空性能試験では、フィルム冷却率が21%と多いが、真空比推力で323秒と高い性能を得ていることから、コアエレメントの混合を良くすることにより、TH701の燃焼室により目標性能である325秒が達成できる可能性があるかと判断した。そこで、コアエレメントの混合性能向上を目的にインジェクタの改良を行った。

J07はJ06インジェクタに対するファン角の効果調べるために、Core Spray Angleを燃焼室内側に10度傾けたものである。J09はJ07に対するフィルム冷却率の効果調べるために、冷却率を16%にしたものである。J10はJ06に対するファン角(外側に7度)およびフィルム冷却率の効果を確認するために改良を行った。また、J12はベクトルファン同志を衝突させ、2次混合促進が向上するようにしたものである。

以下に改良したインジェクタについて実施した海面高度燃焼試験の結果を述べる。試験に供したインジェクタはJ05改, J09, J10, J12, J13の5式であり、燃焼室はTS701, TS702とTS101, TS102の4式である。燃焼時間は最大30秒とした。

J09, J10インジェクタはファン角による性能を調べるために改修したものである。J10インジェクタはファン角を外側に7度傾けたものであるが、試験した中で最低の性能であり、スロート部温度も高い結果であった。

J09インジェクタはファン角を内側に10度傾けたものであるが、TS702(76mm)の燃焼室を用いた試験では、J03インジェクタより低い性能であったが、TS102を用いた試験では同程度の性能を示した。ファン角と性能に関する研究は数多く行われており、それによれば、最適なファン角は若干内側(2度~5度)にあるとしている。今回のファン角をパラメータとする試験結果と一致している。

表9 改良インジェクタ概要

Code	Number of Elements Core(Inner/Outer)/Film	df/do (mm)	Film Cooling Fraction (%)	Spray Angle Core/Film (Deg.)	Rupe Number
J13	30(10/20)/40	0.63/0.63	17.0	0/20	0.5

J12インジェクタは2次混合促進向上を狙って、ベクトルファン同志が衝突するようにしたものであるが、TS702を用いた試験結果では性能向上は見られず、TS102を用いた試験では低燃焼圧においてスロート部の温度上昇が激しく、高燃焼圧試験は行わなかった。

J05改インジェクタは、フィルム冷却率を21%から16%に減少させ性能向上を試みたが、性能向上は認められなかった。J13インジェクタは前回の試験において高性能を示したJ01、J03を基に設計変更したものである。海面高度燃焼試験ではJ03と比較して性能は確実に向上している。但し、前回の試験で問題とされたポップ現象は解決出来なかった。ポップ現象は燃焼圧0.9MPaを超えると発生し、混合比の低い方で起こりやすくなっている。また、低周波振動について、J13インジェクタを用いた低燃焼圧の試験を実施し、0.4MPa以上では起こらないことを確認している。スロート壁温はTS702を用いた時、若干高い試験もあったが、ほぼ満足する結果であった。J13インジェクタと燃焼室TS702を用い、燃焼圧0.95MPa、混合比1.06の条件で長秒時燃焼試験(200秒)を行った結果、スロート部温度は若干高めであったが、安定した燃焼を示した。

燃焼室長さの違いによる性能は、比推力で比較すると約3秒程度であった。また、全てのインジェクタにおいて、TS102を用いた方が性能が高く、スロート壁温はTS702を用いた方が低いという結果は、前回と同じである。但し、TS702を用いた試験では、壁温の不均一性が多く見られている。TS102を用いた試験においても、J09、J10インジェクタの場合、不均一性が見られる。これは、インジェクタが複雑になりすぎたための加工精度の問題もあるが、主な原因はファン角をそれぞれ内側および外側に大きく傾けたことによるものと考えられる。J13インジェクタでは燃焼室の不均一な焼けは起こっていない。試験結果を性能(比推力)で評価すると以下ようになる。

$I_{sp} J13/TS102 \geq J03/TS102$

$I_{sp} J09/TS102, J12/TS102, J13/TS702 \leq J03/TS102$

この海面高度燃焼試験結果から高空性能試験では、J13インジェクタとJ03インジェクタの比較試験を実施した。供試体はJ13/TH101/N302、J03/TH101/N302、J03/TH101/N202の3式を用いて、燃焼時間30秒の試験を行った。

高空性能試験の結果を図14に示す。図中には、ノズル開口比の違いによる性能を比較するために、開口比240:1のノズルを用いた試験も示す。まず、開口比300:1と240:1の性能差は低燃焼圧でのバラツキがあるものの、真空比推力で、1~2秒程度の差である。海面高度燃焼試験において、J03より高性能であると評価されたJ13は、予想に反してJ03より真空比推力が、5秒程度低い結果となった。高空性能試験を性能で比較すると以下の通りである。

$J03/TH101/N302 > J13/TH701/N302 \geq J13/TH101/N302$

目標とした、真空比推力325秒を満足する供試体の組み合わせは、J03/TH101/N302だけであった。但し、熱特性は高燃焼圧側で改善が見られ、各供試体のスロート部温度の評価は以下の通りである。

$J13/TH101/N302 > J03/TH101/N302 \geq J13/TH701/N302$

J03/TH101/N302とJ13/TH101/N302とのスロート温度はほぼ同一である。J13のJ03からの主な改修内容は、インジェクタ部の差圧(燃焼圧に対して25%から35%に増加)を大きくしたことと、コアエレメント数を24から30個に変更したことが挙げられる。この他には、フィルム冷却孔数を32から40個に増したが、冷却率はほとんどJ03と同じであり、影響があるとは考えられない。この性能の差は現段階では説明できないが、両インジェクタを比較すると、レイノルズ数および冷却率がほとんど同じで、違いはインジェクタ部の差圧を大きくしたことによる、酸化剤、燃料の噴射速度の増加(約1.3倍)だけである。この性能の低下の原因として、噴射速度の増加による混合部での噴流分離が考えられた。Lawverの相関によれば、噴流の分離は次の条件で起る。

$$Pc > 3.09 \times 10^7 / Ref^{1.5}$$

ここでPcは燃焼室圧、Refは燃料オリフィス径基準のレイノルズ数である。J03、J13インジェクタはレイノルズ数がほとんど同じであり、燃焼室圧1.75MPa以上で噴

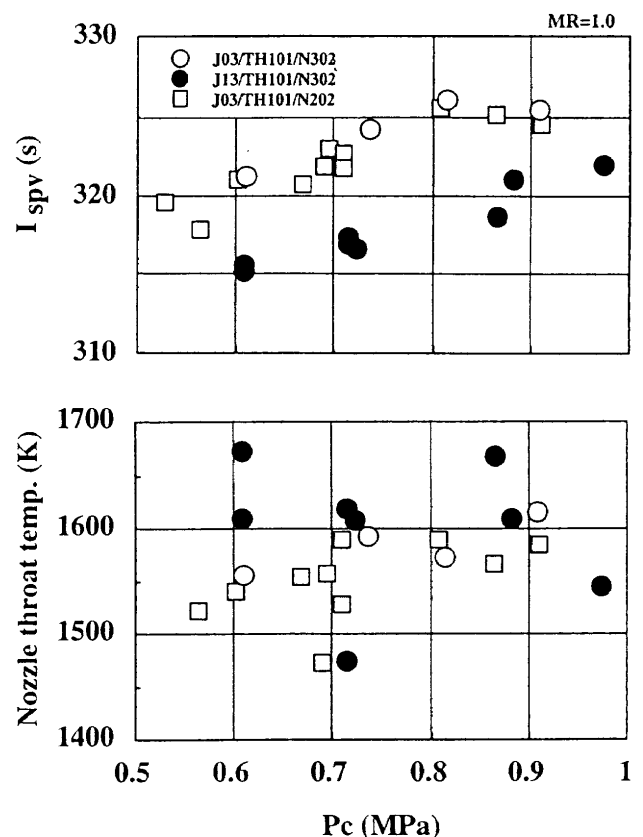


図14 J03、J13インジェクタ高空性能試験結果

流分離が起こることになり、今回の試験範囲では分離は起こらないことになる。低推力貯蔵性推進薬エンジンの高空性能試験においても、噴流分離によると思われる性能低下が起こり検討を行っている。その中で、Lawverの基準は、 N_2H_4 、MMH共に適用可能であるとしているのに対して、 N_2H_4 については疑問視している。日下らは、 N_2H_4 についてKushidaらの噴流分離の条件⁸⁾を用いて説明している。Kushidaらの噴流分離の条件を次式に示す。

$$d/v > 35 (7.04/Pc)^{1.5}$$

ここで、 d は噴流の径、 v は燃料噴射速度であり、 d/v は酸化剤と燃料の衝突部における接触時間の尺度をあらわすもので、単位は μs である。 Pc は燃焼室圧力である。上記の式によれば、試作したインジェクタ全てが噴流分離を起こす可能性を示唆する。従って、J13インジェクタの極端な性能低下は、燃料の噴射速度が増加したことによる噴流分離の可能性が考えられる。この N_2H_4 の噴流分離条件については、各パラメータも含めて今後とも基礎的な研究が必要である。

今回の試験から、エネルギー発生効率が海面高度燃焼試験結果と高空燃焼試験結果とで同じであれば、海面高度燃焼試験結果から高空燃焼試験の性能を予測できると考えていたが、不可能であるということになる。そこで、過去のデータを再検討したところ、燃焼室(コロンビウム燃焼室とハインズ188燃焼室)の違いによる性能のバラツキがあることが判明した。また、海面高度燃焼試験と高空燃焼試験の場所が異なることによるスタンド間の違いによる性能の差もあることも判った。この中で最も性能に関係するのが流量計であり、今までは水校正データを基準にデータ処理を行っていた。その後、流量計実液校正装置を用いた校正の結果、NAL流量計が-0.5%性能を低めに評価し、IHI(石川島播磨重工業)流量計が+0.4%高めに評価していたことが示された。この他に、推力校正装置、燃焼圧力校正器等の違いとその校正方法、そして、計測システムと精度管理も問題であることが判明した。

これらを検討した結果、コロンビウム燃焼室を用いた試験では、海面高度燃焼試験と高空燃焼試験の結果に差異が出ないことから、燃焼室はコロンビウム燃焼室のデータを基準とすることとした。

そして、海面高度燃焼試験結果から、高空性能試験結果を予測できるようにするため、スタンド間のデータ確認試験を実施するようにした。また、高空性能試験では、J03/TH101/N302の特性値をアポジェンジン開発のデータ基準とすること、各校正機器および校正方法を統一し、計測精度管理を行うことにした。

J03/TH101/N302の組合せによる、長秒時高空燃焼試験(150秒)も実施したが、J03インジェクタは150秒でも燃焼室の温度が定常にならないことが判明した。そして、

インジェクタ過熱と思われる燃焼室上流部の異常な過熱も観測された。これは、ノズルスロート部からの熱伝導によるものではなく、あきらかにインジェクタ面近傍およびキャビティ部からの熱伝導によるものである。第一次試作インジェクタの試験結果により、以下の問題が提起された。

- (1) 高燃焼圧側でのポップの抑制。
- (2) 長秒時高空燃焼試験結果から、燃焼室温度の非定常とインジェクタ面近傍およびキャビティ部からの燃焼室への熱伝導。
- (3) 噴流分離と思われる性能低下。

4.3 第二次試作インジェクタの特性

今回のインジェクタの主な改修目的は、インジェクタ面近傍の熱対策と性能向上である。試験手順は4.2項と同様である。

4.3.1 海面高度燃焼試験

a) 振動燃焼特性

インジェクタ改修を行う前に、インジェクタ部への入熱の低減のため、アコースティックキャビティの除去または減少の可能性を確認した。そのためには、先ず、アコースティックキャビティを減少させた時に振動燃焼が起こらない事を確認しなければならない。そこでインジェクタJ01、J03を使って、ポップをトリガとして振動燃焼が起こるかどうかの確認試験を行った。その結果、キャビティ開口面積減により、約10kHzの振動成分が出てくること、インジェクタ面近傍から赤熱し、数秒後に燃焼器全体が赤熱するという高周波振動が原因と思われる現象が生じた。このことから、今回のインジェクタでは、全てアコースティックキャビティの開口面積比は当初の設計通り7%とした。また、前回の試験において、ファン角の影響と思われる燃焼室の不均一な温度分布が観察されたことから、ファン角は当初の設計どおり0度とした。

表10に今回試作したインジェクタの主要パラメータを示す。J14はインジェクタJ13の低性能の原因を明らかにするため、燃焼圧0.5MPaにおける噴射差圧圧力比を35%から25%にしたものである。J13と比較すると燃焼室の温度は高いが性能は向上し、燃焼圧1.0MPaにおいてもポップの発生は見られなかった。この試験結果から、J13インジェクタの性能低下の主原因が噴流速度増加による噴流分離であることが判明した。

b) 性能および熱特性

J15インジェクタはJ03インジェクタを基本ベースとして、燃料と酸化剤の衝突距離を1.5から3.0mmに変更し、インジェクタ面への熱流入の緩和を試みたが、J03より性能が低く、インジェクタ面近傍の温度は逆に上昇した。J17はJ14を基本とし、内周/外周エレメントのファン衝突による性能向上を目的としたものであるが、性能向上は

表10 試作インジェクタ主要パラメータ

Code	Number of Elements Core(Inner/Outer)/Film	df/do (mm)	Film Cooling Fraction (%)	Spray Angle Core/Film (Deg.)	Impingement distance (mm)
J14	30(10/20)/40	0.69/0.69	16.1	0/20	1.5
J16	30(10/20)/40	0.72/0.74	21.4	0/32	1.5
J17	30(10/20)/40	0.69/0.69	18.5	(+7,-7) ^{a)} /20	1.5

a) +7 for inner ring, and -7 for outer ring.

認められず、2次混合促進を狙ったJ12インジェクタと同じ結果となった。但し、試験した範囲(燃焼圧0.43~0.85)でのポップ現象は起こっていない。J16はJ14を基本とし、フィルム冷却噴射角度を20度から30度に変更し、バックフローによるインジェクタ面冷却能力の向上を試みたものであり、冷却効果とポップ抑制という点での改善はされたものの、性能向上は認められなかった。J18はインジェクタJ15を基本に、衝突角度を70度から60度に変更し、インジェクタ面へのバックフローを押さえインジェクタ面過熱の緩和を試みたが、振動燃焼の発生により試験を中止した。これらの海面高度燃焼試験結果を総合的に判断して、高空性能試験にはJ14とJ17を用いることとし、比較のためJ03の試験も実施した。

4.3.2 高空性能試験

選定されたインジェクタについて行った高空性能試験結果を図15に示す。J14インジェクタは噴射速度を減少させるために、燃料及び酸化剤のコアの径を若干大きくして、J13インジェクタに対して噴射速度を約20%小さくし、フィルム冷却率を約1%小さくしたものである。その結果、性能はJ03インジェクタに相当する高い性能を示したが、燃焼室壁面温度は一般的に高めであった。

J17は性能向上と熱対策(冷却率18.5%)の両面について期待したものであるが、熱的にはJ03と比較して改善されたが、性能は期待したほどは上がらなかった。また、J17インジェクタを用いた初期の高空性能試験では、燃焼室とインジェクタ表面が損傷する不具合が起こっている。インジェクタ表面はクラックを伴う焼けであり、振動燃焼が原因と考えられた。インジェクタ設計は1次音響振動を押さえるようにキャビティ設計がされているが、インジェクタの焼け分布から判断すると、3次の音響振動モードであると推測された。

燃焼室の内壁コーティングのはがれの原因については、コーティングの耐久性、インジェクタ冷却孔の目づまりによる過熱増加、振動燃焼による冷却能力低下などが考えられた。冷却孔の目づまりについては、インジェクタの流し試験の結果、問題がないことが判った。振動燃焼による冷

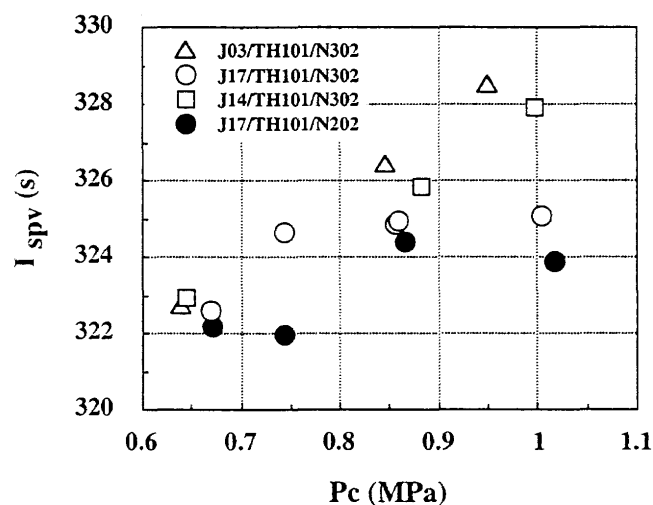


図15 J14, J17インジェクタ高空性能試験結果

却能力低下については、インジェクタの振動燃焼による焼けと対応していると考えられる。その後の試験は、インジェクタ表面を観察しながら行ったが、それ以後の試験では、目立った焼けや損傷は起こっていない。図15の3種類のインジェクタの性能の差は、フィルム冷却率だけに依存していると思われる。図中にはJ17のノズル開口比240:1の試験結果も示しているが、開口比の違いによる性能の差は、真空比推力で約1~1.5秒程度である。J14, J17インジェクタの性能は試験を行った範囲では、要求性能を満足しており、J17ではピーク値で324秒が得られている。J14インジェクタはJ03インジェクタより一般的に燃焼室壁温が高いため、長秒時燃焼は行わなかったが、J17については170秒の高空燃焼試験を実施した。

J17/TH131(一体型ノズル)のコンフィギュレーションによるサーマルバリア付とサーマルバリア/ヒートシールド付の2回の長秒時試験を実施した。J03インジェクタの長秒時燃焼試験で問題とされたキャビティ部の温度がその下流の温度より高くなる現象は、J17でも起こっているが、インジェクタ面近傍の温度は十分低く、熱環境の著しい改善がなされたと言える。サーマルバリア付のエンジン耐久性能試験は、燃焼圧0.85 MPa, 混合比1.0, 燃焼時間170秒

で実施した。燃焼室壁温およびノズルが平衡温度に達し、規定上限温度1670K以下であることから長秒時試験での耐久性を確認できた。サーマルバリアとヒートシールドを付けた試験を同じ条件で行った結果、ヒートシールド壁温が170秒でも平衡に達せず、熱による変形が発生した。また、ヒートシールドを装着することにより、燃焼室壁温の温度上昇が見られ、新たに熱問題が発生した。しかし、前回までの問題とされてきた燃焼室壁温の非定常とインジェクタ近傍の熱対策がほぼ解決した。

ここまでの試験は、アポジェンジンの試作試験、原形エンジン試験という位置づけであり、インジェクタの各パラメータによる性能の比較を行ってきた。その結果、最終的にJ17インジェクタにたどり着き、実機型エンジンのインジェクタの開発の目処がほぼたつたと判断した。これ以降の試験は、実機型エンジンの開発に移行するため、インジェクタについては熱対策を重視する設計へと変更された。

4.3.3 第二次試作インジェクタの改良

試験結果から改良した2種類のインジェクタのパラメータを表11に示す。J20インジェクタはJ14を基本とし、フィルム冷却角を20度から20度と40度の交互タイプにし、フィルム冷却率を16%から19%に変更したものであり、J21はJ20よりフィルム冷却率を多くし21%としたものである。この2種類のインジェクタの海面高度燃焼試験結果を表12に示す。平均性能は殆ど同じであるが、熱特性で評価するとフィルム冷却率の大きいJ21に著しい改善があったと言える。

J21とJ17インジェクタを用いて、高空性能試験へと移行した。J17については、J17/TH105/N202のコンフィギ

ュレーションでの、62FY ディフューザの作動確認と高空性能試験での初めてのブローダウン試験を行った。62FY ディフューザの作動試験は、燃焼圧0.42~0.97MPaの範囲で行い、良好な結果であった。ブローダウン試験は、燃焼圧0.95~0.52MPa、混合比1.0、燃焼時間170秒で実施した。試験した燃焼圧範囲においては、振動燃焼やポップ現象は発生せず良好な結果であり、従来実施されていた定燃焼圧力試験における性能取得が可能であることが判った。ところが、燃焼室壁温については、予期していなかった箇所の、異常な温度上昇が観測された。

燃焼室壁温の時間変化を図16に示す。燃焼室収縮部入口温度(TW9)が燃焼室許容温度である1670Kを越えて1770Kに達してもまだ上昇傾向を示した。ロケット燃焼器において、コントラクション上流部がスロート壁温より高くなることはきわめて異例なことである。しかし一定燃焼圧(0.5MPa)においても、また、ミッションデューティサイクルに近い燃焼モードの海面高度のフルデュレーション試験(約4000秒)においても、同様な現象が観察されており、この壁温の逆転現象はまちがいに起こっている。また、インジェクタ下流のTW6も燃焼圧の低下に伴い急激な温度上昇が見られた。但し、インジェクタおよび燃焼室への異常はなく、シリサイドコーティングのすぐれた耐熱性を実証した。

J21インジェクタは、インジェクタ近傍の冷却効果を重視した設計であり、冷却率もJ17インジェクタより約2.5%ほど増やしたものである。J21/TH131を用いた長秒時燃焼試験(170秒)では、燃焼圧0.93MPaにおいて323秒以上の比推力を示し、ノズルスロート温度もJ17と比較して約50

表11 J20, J21インジェクタパラメータ

Code	Number of Elements Core(Inner/Outer)/Film	df/do (mm)	Film Cooling Fraction (%)	Spray Angle Core/Film (Deg.)	Impingement distance (mm)
J20	30(10/20)/40	-----	20.0	0/(40,20) ^{a)}	1.5
J21	30(10/20)/40	0.67/0.67	21.0	0/(40,20) ^{a)}	1.5

a) Alternating wall impingement angles and distances.

表12 J20, J21インジェクタ海面高度試験結果

燃焼時間30秒での値

噴射器	平均 Ispv (s) (Pc=0.43~0.85) MPa	熱特性 (K)					作動範囲 (MPa)	判定
		燃焼室スロート部		燃焼室キャビティ部		噴射器裏面		
		Pc=0.43MPa	Pc=0.95MPa	Pc=0.43MPa	Pc=0.95MPa			
J20	241	1620	1590	373	570	308	0.45~0.95	○
J21	239.5	1620	1520	373	420	308	0.45~0.95	◎

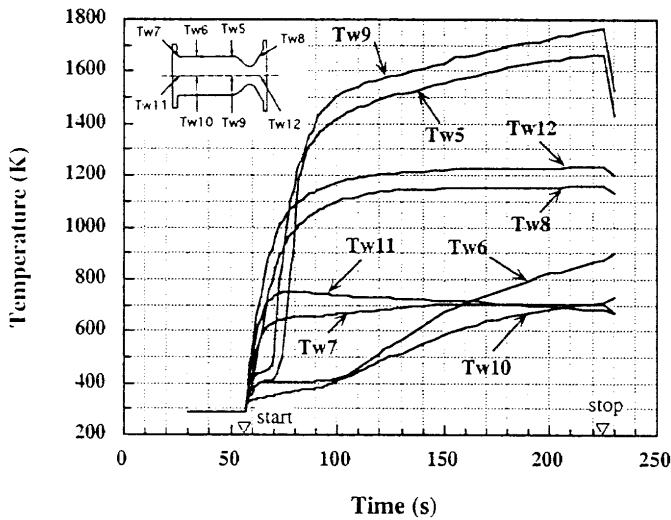


図16 燃焼室壁温度の時間変化

K低い結果であった。

また、J21/TH121（一体型ノズル、開口比240:1）の試験では、高燃焼圧側において最高比推力321秒以上が得られている。J21インジェクタについては、フルデュレーション試験および長秒時高空性能試験を実施し、要求比推力とエンジン温度をほぼ満足するものであることが示された。

J03インジェクタは、324秒以上の比推力が得られスロート温度も1670K以下であった。しかし、ポップ振動を伴う条件で150秒の高空性能試験を行った時に、インジェクタ面より、20mm下流の燃焼室外壁温度(TW6)がスロート部壁温と同一レベルに達する事例があった。そのため、インジェクタの設計変更を行うと同時にサーマルバリアを設けた。J03からJ21までの設計変更の要点は、コアエレメント数を増やすことによるポップ振動防止とフィルム冷却率（膜冷却燃料流量/全燃料流量）を増加し、フィルム冷却噴流角度を調整することで燃焼室上流部の熱改善はかったものである。

インジェクタ設計変更に伴う熱特性を高空性能長秒時試験データとして図17に示す。図中の各部温度は着火後150秒時のものであり、J03インジェクタでは定常に達していないが、他のインジェクタはほぼ定常であった。ここで注目すべきことは、インジェクタ近傍の温度であるTW7、TW11がその下流温度のTW6、TW10より高いことである。これは、あきらかにインジェクタ過熱が下流からの熱伝導によるものでなく、インジェクタ近傍およびキャビティ部の熱伝達によるものであることを示している。J17インジェクタはインジェクタ近傍の温度が高いレベルにあるのに対し、J21インジェクタは燃焼圧が高いのに、燃焼室上流部の温度が十分に低くなっている。また、フィルム冷却率の増加による性能の低下は、2～3秒に止まっており、スロート温度も1570K以下で耐久性についても問題ないと言

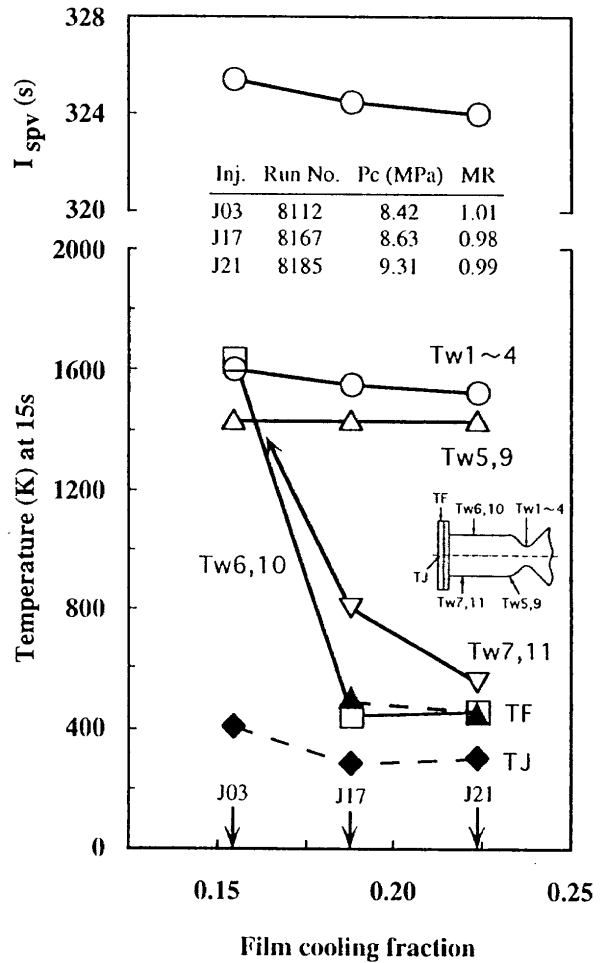


図17 改良インジェクタの熱特性

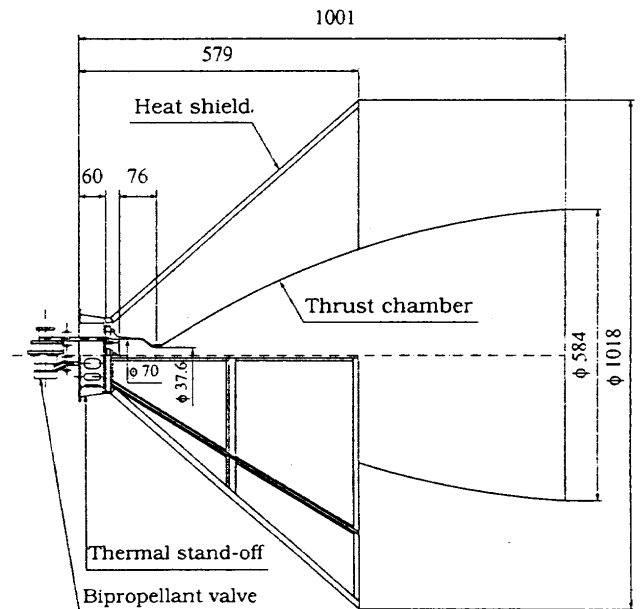


図18 アボエンジン最終コンフィギュレーション

える。これらの試験と並行して、今までの試験結果から、アボエンジンシステムの最終コンフィギュレーションが検討された。その結果を図18に示す。ブローダウンの作動範囲は、高燃焼側のポップ抑制が不可能なので、燃焼圧を

0.9MPa~0.51MPaとし、エンジン性能については、熱対策を重視するかたちとなり、比推力は4秒程度低目となった。エクステンションノズルについては、サーマルバリアを付けることによるアポエンジンの長さの制限から開口比240:1とした。

ブローダウン試験及びヒートシールド付試験から、あらたに燃焼室の熱問題が発生した。そこで、燃焼室壁温の低下とシリサイドコーティング(R512)の耐久性の確認が必要となった。コーティング試験片による寿命確認試験(真空中1970K, 4600秒×3回, 大気圧中1870K, 4600秒×3回)を行った。これらの試験結果より、燃焼室コーティングの使用上限を1830Kとした。今後ブローダウン試験やヒートシールド付試験で問題となった熱制御の課題は重要であるが、アポエンジン開発の見込みが得られた。

4.4 インジェクタの決定

(最終コンフィギュレーションによる性能)

DVT-3(設計確認フェーズ3)時の性能を図19に、DVT-5での性能を図20に示す。燃焼試験は同一のエンジンコンフィギュレーションで行ったものであるが真空比推

力が約4~5秒DVT-5の方が低下している事が分かる。もしこの事が事実であれば目標としたエンジン性能が大きく変わり、推進系としての設計全体に大きな影響を及ぼす事になる。そのために、性能低下の原因究明を行った。エンジンの性能は以下のパラメータで評価されるので各々のパラメータについて吟味を行った。

$$I_{spv} = (F_v + A_e \times P_v) / \omega t$$

$$C^* = (g \times P_{cn} \times A_{th}) / \omega t$$

$$C_{FV} = F_v / (P_{cn} \times A_{th})$$

ここで C_{FV} は推力係数、 F_v は真空推力、 P_{cn} はノズルスタグネーション圧である。その結果、第一の要因としては、低圧室圧力測定値 P_v の不良が挙げられた。検証の結果、低圧用圧力計を校正する二次基準器の校正カーブが試験後校正で、低圧室圧力を約0.3mmHg高く見積る側にずれていた事が判明した。本エンジンでは真空比推力換算で約2秒程度に相当する。そしてこの原因を確認するために低圧用圧力計を、保証された水銀マンメータで直接校正した結果を用いた燃焼試験を実施しこの要因を裏づけた。しかしながら、低圧室圧力の校正のみでは性能低下の要因すべて

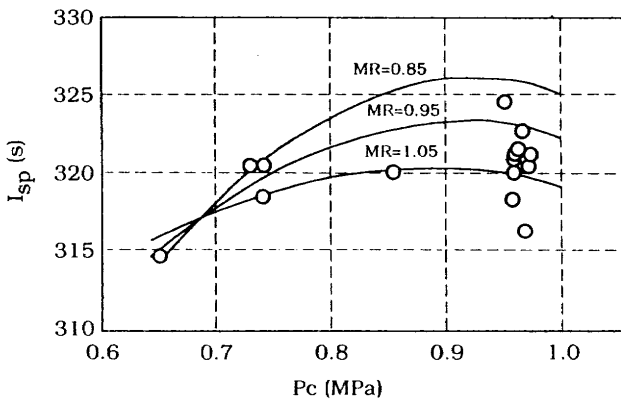


図19 DVT-3時高空性能

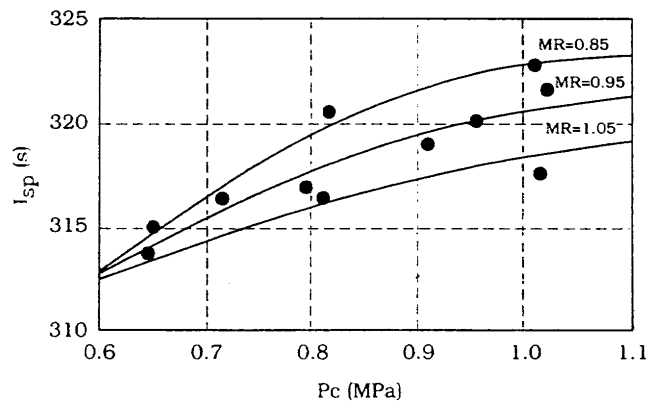


図20 DVT-5時高空性能

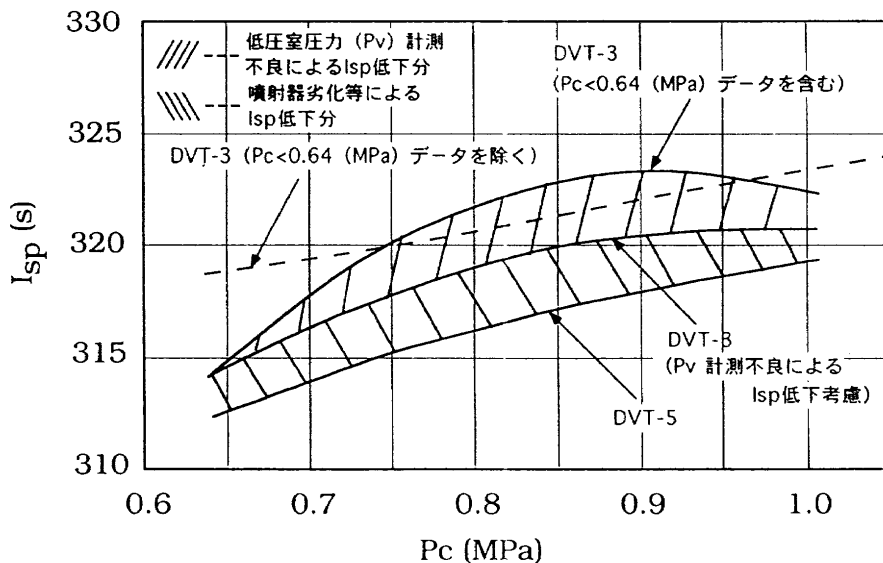


図21 予測性能カーブ

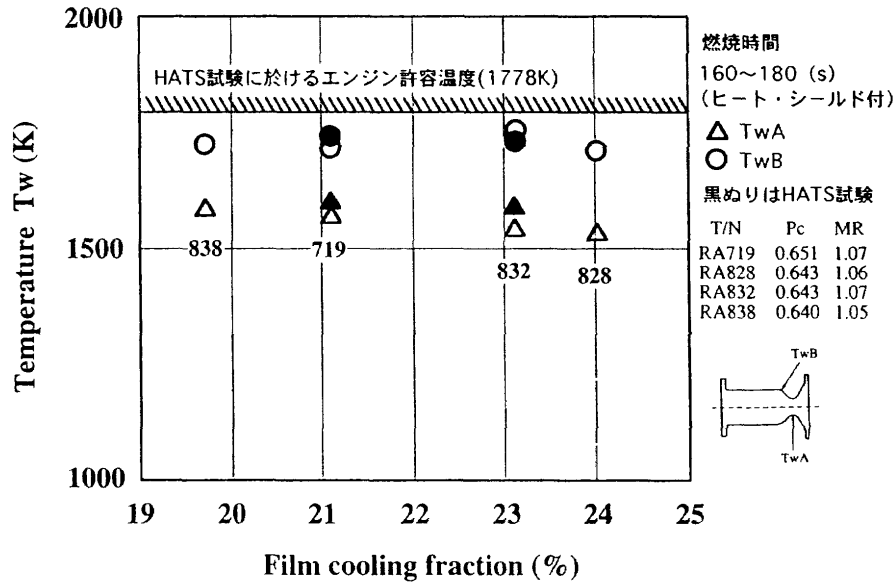


図22 長秒時燃焼における熱特性

表13 アポジエンジン最終仕様

Propellants	N ₂ O ₄ / N ₂ H ₄
Propellants feed	Pressure-fed blowdown
Thrust	1840 ~ 1280 N
Chamber pressure	0.90 ~ 0.51 MPa
Specific impulse	321.5 ~ 316.0 s
Mixture ratio	1.0 ± 0.1
Interface pressure	1.53 ~ 0.765 MPa
Interface temperature	278 ~ 303 K
Max. continuous burn duration	4600 s
Max. accumulated burn duration	9600 s
Max. number of burn	14 times
Nominal weight	18.0 kg

をカバー出来ない。もう一つの要因として考えられたのがエンジン自体の性能劣化の可能性である。今まで使用してきたインジェクタの使用回数は約100回、累積燃焼秒時は、1個は18900秒、もう1個は7000秒にも及んでおり、保証寿命である使用回数30回、燃焼時間4800秒をはるかに越えていた。そこで、同一設計のインジェクタで比較的使用回数の少ない供試体を用いて、再度海面高度での燃焼試験を行ったところ、性能に差が見られ、DVT-5時に使用したインジェクタの性能劣化が認められた。この2つの要因から性能低下が説明された。これらの性能データをもとに、回帰曲線で現した性能カーブを図21に示した。これにより、最終的なエンジン仕様の概要を表13に示す。ブローダウン平均の真空比推力値は320.0±2.7秒となった。

エンジン長秒時燃焼における熱特性データを図22に示す。図にはエンジン作動範囲下限0.64 MPaにおける、フィルム冷却率の違いによる熱特性を現している。また、この図から、フィルム冷却率約19%~24%の範囲では、海面、高空試験での差はほとんどなく、許容温度以下で有る事が判

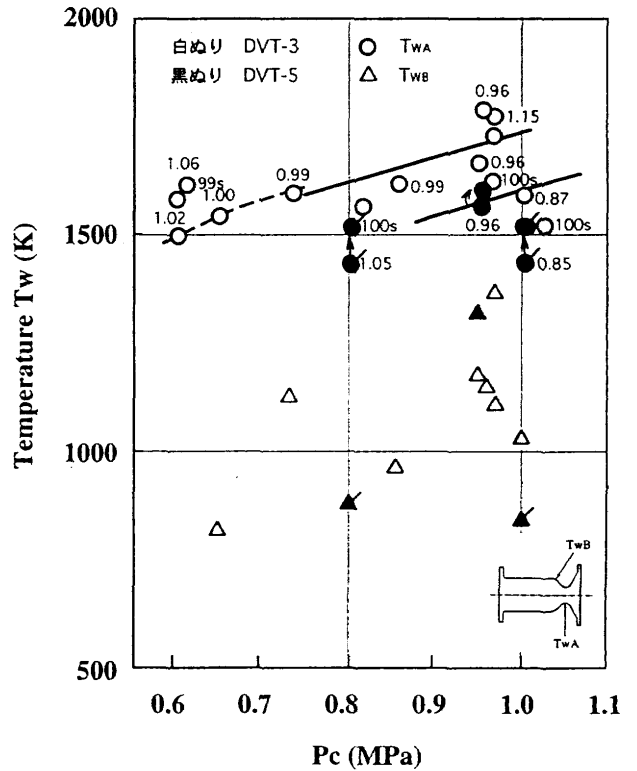


図23 燃焼圧対燃焼室壁温度

る。図23は、燃焼圧と燃焼室壁温の関係を示したデータであるが、この結果から、エンジン作動範囲に於いて壁温は許容値以下である。

DVT-5の各種燃焼試験によって、アポジエンジンの最終仕様が決まり、アポジエンジンの認定用、領収用のインジェクタ製作が終了し、それぞれの燃焼試験も完了した。

5. まとめ

昭和57年度に概念検討を開始し、同58年度からの基礎試

験を経て平成2年度にアポジェンジンの完成を見るまで8年の期間を費やした。この間、実に20数個のインジェクタを試作した。当初目標であったエンジン作動範囲は開発期間の関係から若干変更を余儀なくされた。本エンジンはブローダウン方式のため、広範囲で安定した作動が要求され、実機型エンジン以降、性能よりも安定性を重視して開発を行ってきたが、調圧または調圧ブローダウン方式で使用するのであれば、さらに高性能エンジンを開発できたであろう。そして、この間の開発研究に於いて以下のような成果を得た。

- 1) 我が国で初めての液体アポジェンジンを開発できた。
- 2) ブローダウン方式によるNTO/ヒドラジンを推進剤とした液体エンジンとしては世界でもトップクラスの性能を持つエンジンを完成した。
- 3) 比推力予測精度向上のために新しく、高精度の推力測定装置、流量計実液校正装置、真空校正装置等の開発を行った。

本エンジンは今後、衛星のみならず、姿勢制御用エンジンのベースとしても有力なエンジンとして適用できることを期待している。そのためには今後、低燃焼圧における燃焼室温度の不安定現象の原因究明についてさらに研究を続けていく必要がある。

参 考 文 献

- 1) 佐藤政裕他；ETS-VI アポジェンジンのハードスタートについて，NAL TR-1036 (1989).
- 2) Kuroda, Y., et al. ; "Popping Test of Hydrazine/NTO Injectors for a 2000N Thrust Apogee Engine" The Seventeenth ISTS, p.81 (1990).
- 3) 日下和夫，他；低推力貯蔵性推進薬エンジンの高空性能，NAL TR-853 (1985).
- 4) Gurnit, R. N, et al. ; "A study of Ignition pressure Spiking in Altitude Control Engines" Vol.1 R-7060-1, Rocketdyne, May 1967 (N-68-23694).
- 5) 航技 ，航空宇宙技術研究所のロケットエンジン高空性能試験設備，NAL TR-454 (1976).
- 6) Lawver, B. R. ; "High Performance N2O4/Amine Elements Blowpart" NASA CR-160273, March 1979.
- 7) Rupe, J. H. ; "An Experimental Correlation of the Nonreactive Properties of Injection Schemes and Combustion Effects in a Liquid Propellant Rocket Engine" JPL Tech. Rept. 32-255, July 1965.
- 8) Kushida, R., Houseman, J. ; "Criteria for Separating of Impinging Streams of Hypergolic Propellants" JPL Tech-Memo 33-395, July 1968.

既 刊 報 告

TR-1240T	A Computer Model in General 3-D Curvilinear Coordinates for the Prediction of the Turbulent Flow Field in a Jet Induced Ram Combustor	1994年 6月	Sanjiv KUMAR
TR-1241	一方向強化 FRP の引張疲れ試験法に関する評価 Study on tensile fatigue testing method of unidirectional fiber-resin matrix composites	1994年 7月	野口 義男
TR-1242	フィルム冷却を用いたスクラムジェットエンジンの性能計算 Effect of Film Cooling/Regenerative Cooling on Scramjet Engine Performances	1994年 7月	小野 文衛, 菊田 丈士 升谷 五郎, 斎藤 俊仁 若松 義男
TR-1243	真空中, 高温下における固体潤滑ころがり軸受の性能 PERFORMANCE OF SOLID LUBRICATED BALL BEARINGS AT HIGH-TEMPERATURES IN A VACUUM	1994年 7月	関 勝美, 鈴木 峰男 西村 允, 長谷川正二 森山 稔
TR-1244T	Numerical and experimental study of drag characteristics of two-dimensional HLFC airfoils in high subsonic, high Reynolds number flow	1994年 7月	石田 洋治, 野口 正芳 佐藤 衛, 神田 宏
TR-1245	ボルテックス・フラップ付きデルタ翼の低速空力特性について -後退角60°と70°の比較- Low Speed Aerodynamic Characteristics of Delta Wings with Vortex Flaps -60° and 70° Delta Wings-	1994年 7月	李家 賢一, 藤田 敏美 岩崎 昭人, 藤枝 郭俊
TR-1246	ETS-VII搭載トラス構造物遠隔操作実験(第一報) -研究用マニピュレータを用いた地上確認試験- On-Orbit Truss Structure Tele-Operation Experiment by Engineering Test Satellite-VII -Preliminary Ground Test by Small Research Manipulator-	1994年 8月	山口 功, 松本甲太郎 木田 隆
TR-1247	超音速内部流におけるキャビティ抽気及びその形状の空力特性への影響 Effects of cavity bleed and its configuration on aerodynamic characteristics of supersonic internal flow	1994年 9月	村上 哲, 進藤 重美 坂田 公夫, 小宮山文男
TR-1248	溶接残留応力場のき裂解析とその疲労き裂進展特性評価への応用 Stress Analysis of a Crack in the Residual Stress Field by Welding and Its Application to the Fatigue Crack Propagation	1994年 9月	寺田 博之
TR-1249	ロケット-ラム複合燃焼器の実験 Experiment of Rocket-Ram Combined Combustor	1994年10月	佐藤 和雄, 坂本 博 佐々木正樹, 小野 文衛 八柳 信之

航空宇宙技術研究所報告1250号

平成 6 年 10 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 丁目 44 番地 1
電話三鷹 (0422) 47-5911 (大代表) 〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

Printed in Japan