

ISSN 0389-4010
UDC 629.7.036.5

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1082

N_2H_4 /MMH混合燃料再生冷却エンジンの性能

植田修一・黒田行郎・桜中登
木皿且人・宮島博・小坂勝明
長島隆一

1990年9月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
全 般	宮 島 博,* 新 野 正 之,* 小 坂 勝 明** 長 島 隆 一***
実 験 , 計 測	黒 田 行 郎,* 熊 谷 達 夫,* 日 下 和 夫* 桜 中 登,* 佐 藤 政 裕,* 只 野 真* 橋 本 知 之,* 桑 原 卓 雄,** 原 田 修**
データ処理解析	植 田 修 一,* 木 皿 且 人,* 須 藤 孝 幸*

* 角田支所

** 日産自動車株式会社

*** 宇宙開発事業団

目 次

1. まえがき	1
2. 試験設備	3
2.1 燃焼ガス排気設備	3
2.2 推進薬供給装置	4
2.3 計測装置	4
2.3.1 推力計測	4
2.3.2 流量計測	5
2.3.3 低圧室圧力計測	6
2.4 データ処理装置	7
3. 推進剤	7
4. 供試体	7
4.1 インジェクタ	7
4.1.1 MMH 用インジェクタ	8
4.1.2 80-20用インジェクタ	9
4.2 再生冷却燃焼室	10
5. 燃焼試験	11
5.1 燃焼試験経過	11
5.2 燃焼時間	12
5.3 燃焼器壁温の測定	13
6. 性能評価	16
6.1 冷却特性	16
6.2 比推力性能	18
6.3 長秒時試験結果	20
6.4 燃焼の安定性	21
7. ま と め	23
 A エンジン性能と熱伝達の予測	
A.1 エンジン性能予測	25
A.2 燃焼器の熱伝達予測	25
A.2.1 計算モデル	26
A.2.2 実験結果による校正	26
A.2.3 2000N級エンジンの設計	27
A.2.4 燃焼試験結果との比較	27
A.2.5 改良型燃焼器の熱伝達特性	29
A.3 ま と め	29

B 再生冷却燃焼器の破損 (Test No.6006)

B.1	試験条件	30
B.1.1	供試体と設定条件	30
B.1.2	燃焼シーケンス	31
B.2	試験状況と解析結果	31
B.2.1	燃焼試験状況	31
B.2.2	破壊原因	32
B.2.3	振動解析結果	32
B.3	まとめ	33

N_2H_4 /MMH混合燃料再生冷却エンジンの性能*

植 田 修 一 黒 田 行 郎 桜 中 登
木 皿 且 人 宮 島 博 小 坂 勝 明
長 島 隆 一

Performance of the N_2H_4 /MMH Mixed Fuel Regeneratively Cooled Engine

Shuichi UEDA, Yukio KURODA, Noboru SAKURANAKA,
Katsuto KISAKA, Hiroshi MIYAJIMA,
Katsuaki KOSAKA and Ryuichi NAGASHIMA

ABSTRACT

Experimental regeneratively cooled bipropellant engines, with a vacuum thrust of 2000N at a chamber pressure of 0.98 MPa and an area ratio of 240 : 1, were fired with hydrazine-MMH mixed fuels to evaluate potential performance and cooling improvement. Regeneratively cooled engine tests were conducted with 80% hydrazine-20% MMH mixed fuels as well as with MMH single fuel, utilizing optimized injectors for each fuel. The chamber pressure was varied in a range from 0.6 to 0.9 MPa. Long duration firing tests of 160 s were conducted to evaluate heat soak back level and demonstrate safe shut-downs of a mixed fuel regeneratively cooled engine.

The peak specific impulses of the mixed fuel was more than 322 s, while that of MMH was 308 s. Regenerative cooling with the mixed fuel seemed to be particularly advantageous in that the temperature increase through the cooling channels was smaller than that of MMH; this reduced performance degradation due to reactive stream separation ('blow apart') at higher chamber pressures. No indication of explosion in the coolant channels or manifolds at engine shutdown was observed during long firing tests of the improved chamber.

1. ま え が き

人工衛星の大型化，多用化に伴ってアポジ推進等の軌道変換用の主推進系には固体アポジモータ，モノプロペラント推進系に代わって貯蔵性二液システムを用いる有用性が明らかとなった^{1,2)}。我が国でも1990年代の前半に打ち上げが予定されている2トン級静止衛星には二液システムが搭載される事が決定している³⁾。アポジ推進系に用いられる推進薬は衛星の重量を低減するためにも高エネルギーである必要がある。現在，世界的に実用化されている二液アポジ推進系には一般的に酸化剤

として四酸化二窒素 (NTO)，燃料としてモノメチルヒドラジン (MMH) が用いられている。一方，H-II ロケットで打ち上げられる技術試験衛星VI型 (ETS-VI) の二液アポジ推進系には，ヒドラジン (N_2H_4) を燃料として用いる事が決定している。ヒドラジンは10MPa程度の高い燃焼圧力で用いる場合にはMMHと同程度の比推力性能であるが，アポジ推進系で一般に用いられるガス加圧供給式エンジンのように1MPa程度の低燃焼圧力で用いられる場合には，MMHに比べて2%以上大きな比推力性能が期待できる⁴⁾。

この比推力性能の優位性を現実のものとするためにはヒドラジンによる燃焼室の冷却という困難

* 平成2年2月23日受付

な問題を解決しなければならない。燃焼室の冷却法としては燃料フィルム冷却，燃料又は酸化剤再生冷却が一般的である。このうち，酸化剤再生冷却は NTO の沸点が低いため，供給圧力が臨界点よりかなり低い場合には有効ではない。このため，他の二つの方法を用いることになる。

フィルム冷却性能を左右する物性値は主に蒸発熱，沸点，及び表面張力である⁵⁾。ヒドラジンのフィルム冷却性能に関するこの様な物性値は MMH よりも優れている。しかしながら，ヒドラジンでは高温壁上で液膜の自己分解が起こりフィルム冷却性能が著しく低下することが知られている⁶⁾。

再生冷却性能を左右する物性値は主に沸点（臨界温度），熱伝導度，及び熱容量である⁷⁾。フィルム冷却の場合と同様，ヒドラジンのフィルム冷却性能に関するこの様な物性値は MMH よりも優れており，MMH の場合に比べて設計混合比が低く再生冷却流量が多い長所もある。しかしながら，ヒドラジン再生冷却試験において，停止後のガスパーズ時に再生冷却溝において爆発が起こった例もあり⁸⁾，安全性に問題が残る。

上記の様なヒドラジンの問題点を解決するために，性能は低いが自己分解反応は若干起こしにくく冷却剤としての安全性では優れている MMH を少量，ヒドラジンに混合することによって高性能を維持しつつ熱的な安定性を向上させようとする試みが宮島ら⁸⁾によりなされた。宮島らは，再生冷却エンジンに使用する燃料としてヒドラジン 80%-MMH 20% の混合燃料 (80-20) を選んだ。推力 450N 級のエンジンを用いた試験結果より，小型の貯蔵性推進薬エンジンにおいては 80-20 混合燃料は，比推力性能及び冷却性能の点から優れていることが明かとなった。しかしながら，試験結果は次の 2 つの理由から不満足なものであった。

- 使用したインジェクタは NTO/MMH 推進薬系に対して最適化されたものであり，80-20 に対して最適化されたインジェクタを使用していない。
- 試験は，ノズル開口比 1.75 までを再生冷却領域とした低膨張ノズルを用いて大気圧下で行われたものであり，実際のアポエンジン等

のコンフィグレーションとの差が大きい。

（実用条件では，高膨張ノズルを用いて真空中で燃焼が行われるため再生冷却領域をノズル側のさらに下流まで広げる必要がある。）

今回の研究においてはこれらの不満足な点の解消を試みている。試験には真空推力 2000N 級のエンジンを使用した。ノズル開口比 240:1 の高膨張ノズルを用い，燃焼室はノズル開口比 7.07:1 の領域まで再生冷却をおこなっている。燃焼試験は高空性能試験設備を使用して行い，エンジンの真空比推力性能を測定した。インジェクタは NTO/80-20 に最適化したものと NTO/MMH に最適化したものをそれぞれの燃料に合せて使用した。

燃焼試験を行い，80-20 混合燃料と MMH の比推力性能及び熱特性を比較検討した。混合燃料再生冷却エンジンの実用性を示すため 160s の長秒時燃焼試験を行い，ヒートソークバックのレベルの測定，燃焼停止時の安全性を確認した。

本報告では，試験結果と 80-20 混合燃料再生冷却エンジンを実用に供するために解決しなければならない課題について述べる。

主 な 使 用 記 号

C^*	: 特性速度
d	: オリフィス直径
I_{ODE}	: 準一次元化学平衡流プログラムによる理論真空比推力
I_{SPV}	: 真空比推力
\dot{m}	: 質量流量
MR	: 混合比 = \dot{m}_{OX} / \dot{m}_F
P_c	: 燃焼室圧力
\dot{Q}_c	: 再生冷却燃料の総吸熱量
Re	: レイノルズ数
T	: 温度
t	: 時間
ΔT_c	: 再生冷却による燃料液温の上昇
ε	: ノズル開口比
η_{C^*}	: C^* 効率
η_{ER}	: エネルギー発生効率

$$= \frac{I_{SPV}}{I_{ODE} - KL - TDL - BLL}$$

- ρ : 密度
- 添 字
- CI : 再生冷却入口マニホルド
- CO : 再生冷却出口マニホルド
- F : 燃料
- OX : 酸化剤
- W : 燃焼器壁
- 略 語
- 80-20 : ヒドラジン80%-MMH20%の混合燃料
- BLL : 境界層損失
- KL : 化学非平衡損失
- MMH : モノメチルヒドラジン (CH₃HNNH₂)
- NAL : 航空宇宙技術研究所
- NTO : 四酸化二窒素 (N₂O₄)
- ODE : 準一次元化学平衡流プログラム
(One Dimensional Equilibrium)
- ODK : 準一次元化学非平衡 (動力学) プログラム
(One Dimensional Kinetic)
- TBL : 乱流境界層プログラム (Turbulent Boundary Layer)
- TDK : 二次元動力学プログラム (Two Dimensional Kinetic)
- TDL : 二次元損失

2. 試験設備

供試エンジンのノズル開口比が大きく、大気圧下の燃焼試験では剥離を生ずるため、ロケット高空性能試験設備⁹⁾を用いて燃焼試験を行った。この試験設備は、大別して、排気系、推進薬供給系、計測系に分けられる。このうち、推進薬供給系および推力計測系は2000N級アポジェンジン用に設置されているものを利用した。

低圧室内にエンジンをセットした状況を図1に示す。後方に見える立て型の円筒が酸化剤(NTO)と燃料のランタンクである。中央部が推力計測系で、エンジンは4隅を板バネで支持された推力台の前部に取り付けられ、弁類は架台に固定される。燃料および酸化剤は、推力測定に影響を及ぼさないように推力軸の直角方向に配したフレキシブルチューブによってエンジンに供給される。圧力計は推力台上の取り付け金具に固定し、配管の剛性

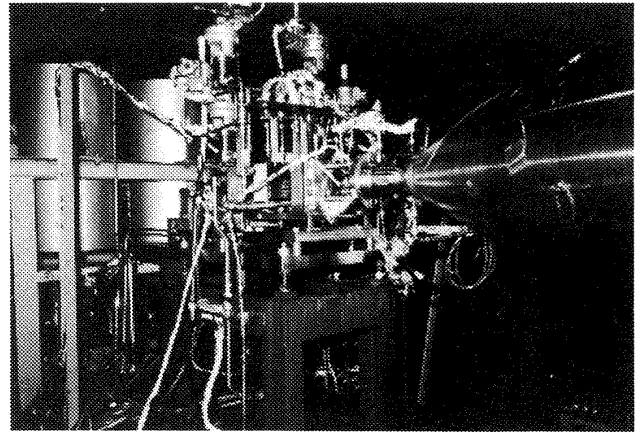


図1 エンジンセットアップ状況

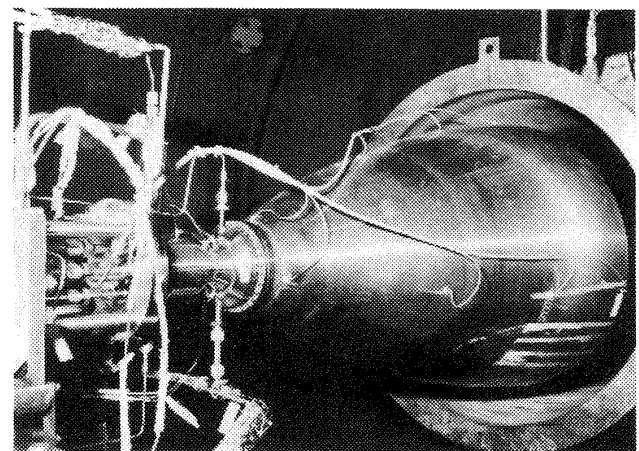


図2 高膨張ノズルと補助エゼクタ

による推力測定への影響を除きうるようにした。図2は供試エンジンを推進剤タンク側から見たものである。この図で左端に見える円筒部分が補助エゼクタの入口部である。補助エゼクタはエンジンの排出ガスを利用して低圧室内の環境圧力を減少させるもので、メインの蒸気エゼクタと併用することにより環境圧力を100Pa程度まで減少させることができる。

2.1 燃焼ガス排気設備

本試験の第一期と第二期では補助エゼクタは2000N級アポジェンジン試験用のものを流用しており、スタンドとエゼクタの間隔はアポジェンジンに対して適正となっていた。アポジェンジンと本供試体とのスタンド取り付け部形状の差異により本供試体ではエンジン全体の長さがアポジェンジンの場合より長くなりノズルの先端は補助エゼクタ内に約70mm入り込んでいる。しかし、ノズ

ルと補助エゼクタとの間には半径方向に約50mmの隙間があるため排気系作動時の推力への影響は無視できる。

第三期には、アポジェンジン用の補助エゼクタ自体が変更されたため、本試験ではノズルとエゼクタの間にスペーサを取り付け、ノズルとエゼクタとの間隔をエゼクタの設計値と一致するようにした。間隔は、軸方向では約60mm、半径方向では約30mmである。

2.2 推進薬供給装置

推進薬供給装置の系統を図3に示す。適切な推進薬弁がなかったためエンジンの始動、停止は遮断弁で代用した。各々のランタンクの容量は 0.1m^3 であり、ヒーターが巻かれており凍結防止、気温以上の温度設定が出来る。推進薬の供給は窒素ガスの加圧によって行う。また、燃焼停止時に、遮断弁下流、特に燃焼器の再生冷却溝内に残留した燃料を排出する必要性から窒素ガスのパージ配管

を遮断弁下流に配置した。

2.3 計測装置

以下に推力計測装置と流量計測について述べ、圧力計測についても概要する。

2.3.1 推力計測

推力は比推力測定のための最も重要な計測項目のひとつである。従って推力計測のための装置は十分な精度を有するものでなければならない。推力計測装置は昭和60年11月に製作され各種試験に用いられていたが、推力台の底板(図4参照)の強度不足などによる不具合が判明したため、昭和61年4月に改修を行った。さらに昭和62年2月には計測精度向上を目的として、較正荷重を金属リングの変形量で求めるループダイナモ方式(測定精度 $\pm 0.5\%$)から、分銅を用いるデッドウェイト方式に改修した。

改修後の装置の構成を図4に示す。装置は架台上のテーブル、それに4隅を板バネで支えられた

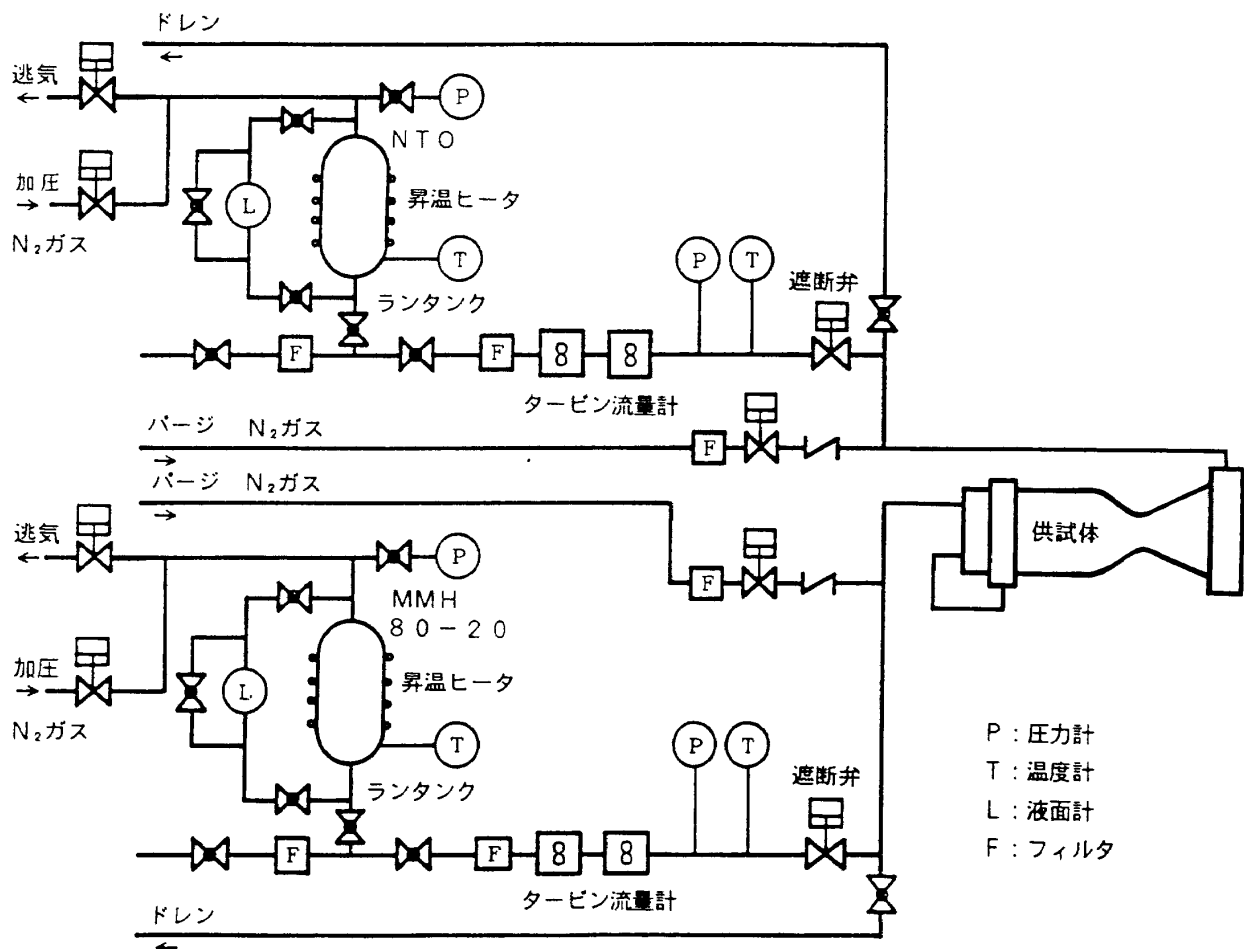


図3 推進薬供給系統図

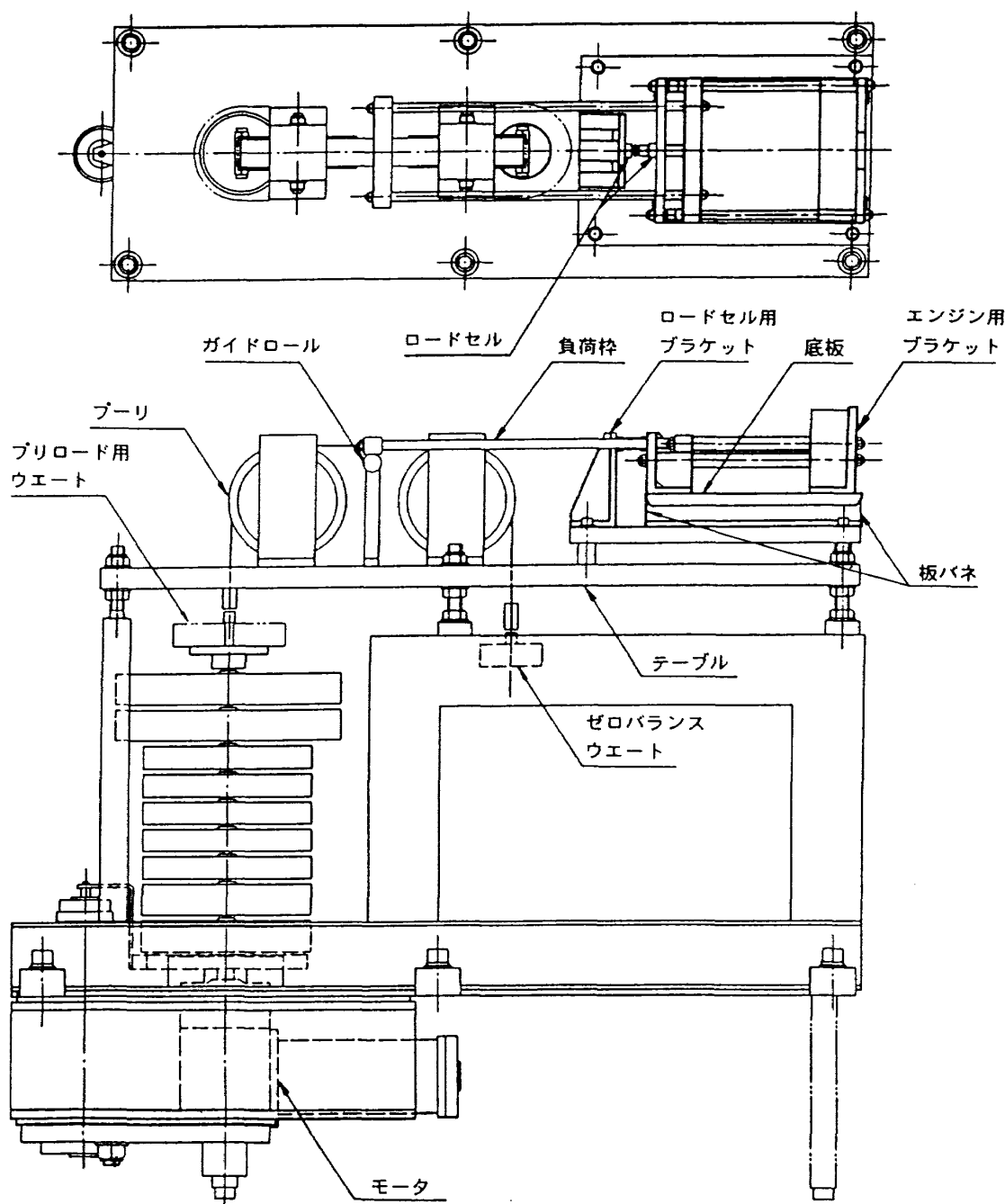


図4 推力計測スタンド

表1 推力較正装置仕様

最大荷重	: 2550N(プリロード不含)
変換荷重	: ゼロを含む10段階
プリロード	: 98N(一段)
載荷方式	: 順次載荷式電動ねじ駆動方式
操作方法	: 遠隔操作式
装置荷重精度	: ±0.2% 以内

推力台、較正荷重伝達部とからなっており、推力台にはエンジン取り付けブラケットおよび、ロードセルに圧縮荷重を加えるためのブラケットが固定される。較正は分銅の荷重をロッドを介してエンジン取り付けブラケットに伝達する事によって行う。この分銅は工業技術院計量研究所において較正を受けたものである。表1に推力較正装置の仕様を示す。ロードセルは精度向上のため2個を直列に配置した。推力の測定精度は±0.16%以下である。

2.3.2 流量計測

燃焼試験においては推力の測定と同様、流量の測定も非常に重要である。流量の測定にはタービンフローメータを使用した(図3参照)。流量測

定精度の向上のためには、実際に使用する流体での較正が望ましい。NTO 及び 80-20 については試験前に実液による較正を行っており測定精度は両者とも $\pm 0.25\%$ 以下である。MMH については今回は実液較正は行っておらず、過去の較正データを使用した。流量計は燃料側、酸化剤側に各々 2 個ずつ直列に配して用いた。

2.3.3 低圧室圧力計測

エンジンの高空性能の測定のためには、低圧室の環境圧力の計測が必要となる。高空性能試験の場合、低圧室内の環境圧力は約 1 torr 前後となる。圧力計の較正は真空ポンプを用いて低圧状態をつくり、あらかじめ水銀マノメータにより較正されたデジタルマノメータを較正器として行う。圧力

計は低圧用のものを使用しており大気圧下では作動せず、現在の計測システムでは較正データをアンプのバイアス変化に対応させられないため、毎試験前に較正を行う必要がある。低圧用の圧力計は測定範囲が 0~5 torr のものと 0~10 torr のものを用いた。圧力較正器の較正精度は ± 0.05 torr であり、圧力測定精度は約 ± 0.1 torr である。

以上の計測精度をすべて考慮すると比推力性能で測定精度は約 $\pm 0.5\%$ となる。実用を前提としたアボジェンジンの試験の場合には、流量計の実液較正、他の測定器の頻繁な較正を行い比推力の場合で $\pm 0.3\%$ の測定精度を得ているが、今回の試験においては $\pm 0.5\%$ の測定精度は十分と考えた。

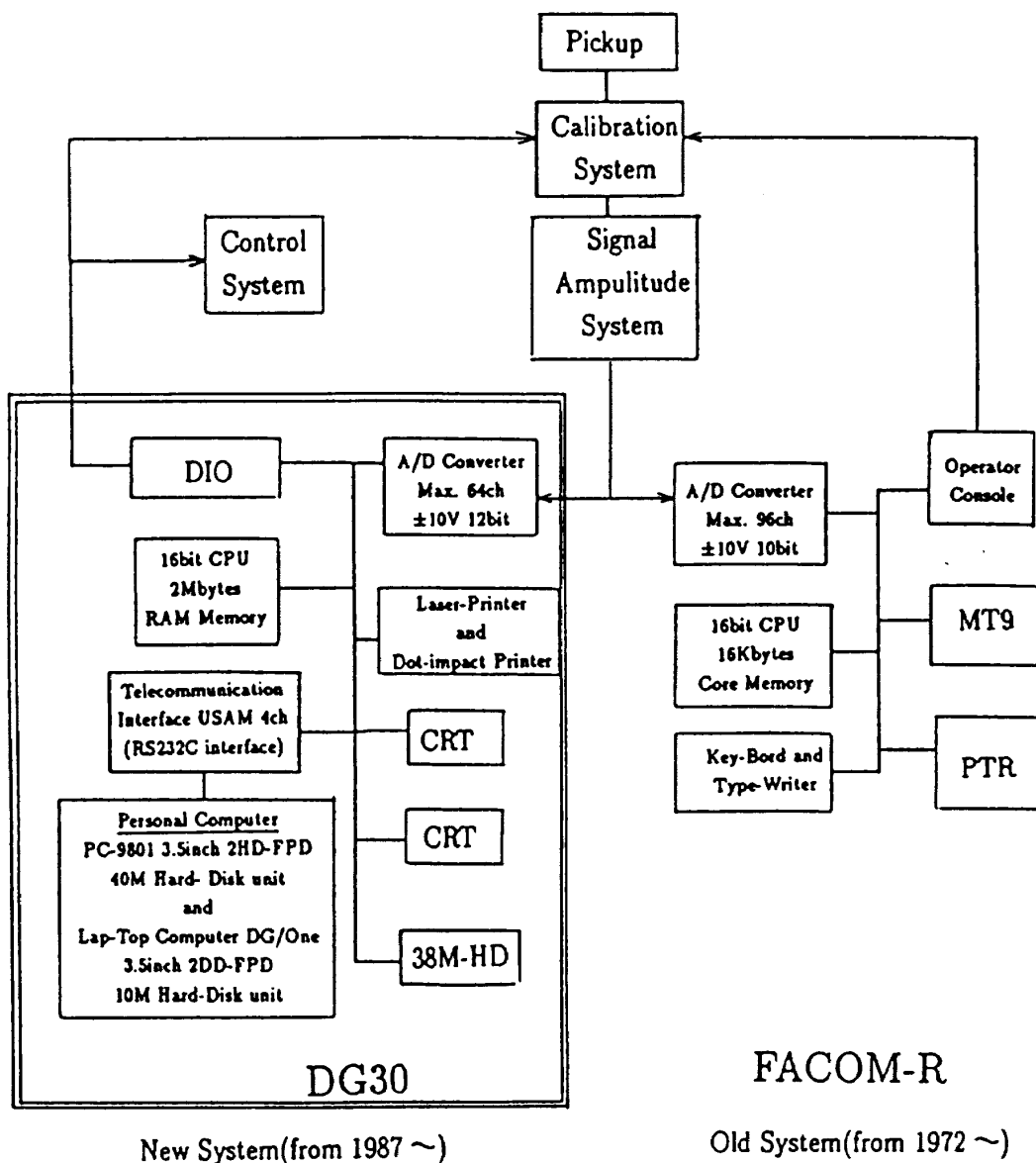


図 5 ハードウェアシステム構成

2.4 データ処理装置

高空性能試験設備のデータ処理システムは1987年にミニコンベースのデジタル計測システムからパソコンを中心とした新しいシステムに更新された¹⁰⁾。新設デジタル計測系を含めた HATS 計測系ハードウェアのシステム構成を図5に示す。図中、二重枠で囲まれた部分が新設の部分である。システム全体の整合性を考慮し、既設システムと同じような構成とした。

ホストコンピュータは日本データゼネラル社（以下NDGと略す）の16ビットパソコンDG/30シリーズである。それに通信回線（RS232C）を介し、NEC製パソコンPC-9801とNDG社のラップトップパソコンDG/1が接続される。アナログ→デジタル変換器（ADC）は分解能12ビット，入力レンジは既設システムに合せ，±10V_{max}である。入力チャンネルは最大64チャンネル（シングルエンド）準同時サンプリング（最初のチャンネルと最後のチャンネルは0.5ms程度の時間的ズレがある）である。ADCは30kHzのADCユニットを4台パラレルに接続し，0.005s から30sまで0.001sの間隔で任意にサンプリングレートが選べる。基本OSはリアルタイム性を重視したNDG社のDG/RDOSと呼ばれるもので，計測制御等に非常に都合の良いOSである。

同OS上のソフト開発アプリケーションとしてFORTRAN5がこのOS上で働く。FORTRAN5はANSI企画（X3.9-1966）の拡張言語で，リアルタイム処理のための様々な拡張機能が付加されており，DG/RDOS上で最も効果を発揮する言語である。今回内作した計測アプリケーションプログラムはこの言語で記述された。

3. 推進剤

使用した推進剤は，酸化剤としてNTO，燃料としてMMH，および80-20である。図6にヒドラジン，80-20，MMHの理論比推力性能を燃焼圧力1MPa，エネルギー発生効率を100%とした場合について示す（Appendix A 参照）。モデルエンジンのコンフィグレーションは供試エンジンと同様であり，ノズル開口比は240:1である。それぞ

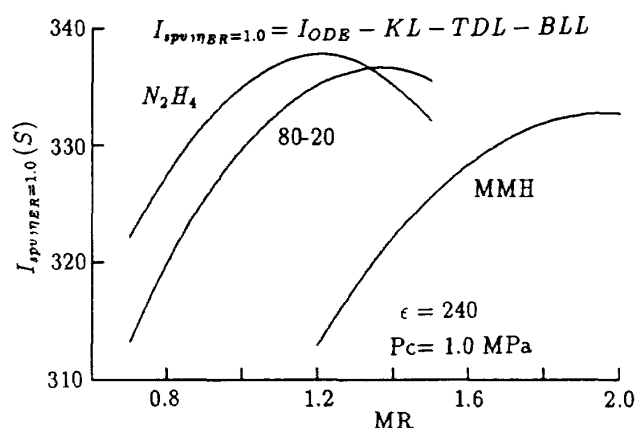


図6 理論比推力性能の比較

表2 エンジン設計諸元

Propellant		NTO/80-20	NTO/MMH
Thrust	N	2000 ~ 1400	
Chamber Pressure	MPa	0.980 ~ 0.686	
Mixture Ratio		1.1	1.65
Vacuum Specific Impulse	s	320	310
Injector Element		36UD ^{a)}	27UD ^{a)}
Film Cooling Ratio	% Fuel	10	15
Nozzle Throat Diameter	mm	37.6	
Nozzle Area Ratio		240:1	

a) Unlike Doublet

れの燃料の最高比推力を比較すると，80-20の性能はヒドラジンとほぼ等しくMMHに比べてかなり高いことが判る。

4. 供試体

供試エンジンの諸元を表2に示す。この諸元にそってインジェクタおよび再生冷却燃焼器の設計を行った。本研究の目的は混合燃料の比推力性能及び冷却性能を取得する事であるが，性能の相対評価のため以前に燃焼試験を行った実績のあるMMH用のインジェクタによる燃焼試験をあわせて行った。インジェクタはMMHに，80-20それぞれに最適化したものを使用した。燃焼室は燃料再生冷却とし，インジェクタの噴射面近くから開口比7:1附近までを冷却した。さらに，開口比240:1の高膨張ノズルをフランジ結合した。

4.1 インジェクタ

インジェクタおよび燃焼室の設計に際してはフィルム冷却，再生冷却燃焼器熱伝達計算プログラム（Appendix A 参照）による計算結果を基にし

た。

インジェクタの略図を図7に、インジェクタの設計諸元を表3にそれぞれ示す。インジェクタのコアエレメントは、異種二噴流衝突型で、 $\phi 25\text{mm}$ と $\phi 50\text{mm}$ の円周上に配置される。最外周にはフィルム冷却用のオリフィスが $\phi 62\text{mm}$ の円周上に配置される。

4.1.1 MMH用インジェクタ

MMHの燃焼試験に使用したインジェクタはC/C複合材燃焼器の試験¹¹⁾のために作製したもの(インジェクタ27B)である。インジェクタ27Bはコアエレメントを27個持ち、フィルム冷却には26個のオリフィスにより燃料流量の15%を用いている。インジェクタ27Bはフィルム冷却エンジン用に設計されているため再生冷却にともなう燃料液温の上昇は考慮されていない。再生冷却に伴う燃料液温の上昇による特性の変化としては主として次の2点が考えられる。

- 燃料の密度の変化に伴う最適混合比の変化
- 燃料の粘度の変化に伴う噴流分離限界の変化

インジェクタ27BはRupeの基準¹²⁾により最適混合比が1.65となるように設計されている。事前に行われた熱伝達計算による予測では、実際の燃焼試験条件である燃焼圧800kPa、混合比1.65では再生冷却による温度上昇は約40°Cとなる。この温度上昇により密度は約4%程度小さくなる。

Rupeの基準では下記の条件においてスプレイ混合が最適となる。

$$\left(\frac{1}{MR_c}\right)^2 \cdot \left(\frac{\rho_{OX}}{\rho_F}\right) \cdot \left(\frac{d_{OX}}{d_F}\right)^3 = 1 \quad (1)$$

ここで、 MR_c はフィルム冷却量を除いたコアの混合比、 ρ 、 d はそれぞれ密度及びオリフィス径であり、添字OX、Fはそれぞれ酸化剤と燃料を表している。式より、密度変化は最適混合比の変化に対して平方根で効くため、変化後の最適混合比は、設計よりも約2%だけ小さくなる。すなわち、最適混合比は1.62となる。

貯蔵性推進薬の異種衝突型のエレメントでは、反応性が非常に高いために条件によっては衝突部に多量のガスが発生し燃料と酸化剤のスプレイが互に反発する噴流の分離と言う現象が起きる。Lawverの相関¹³⁾によれば、噴流の分離は次の条件において起こる。

$$P_c > 3.03 \times 10^9 / Re_F^{1.5} \quad (2)$$

ここで、 P_c は燃焼室圧(kPa)、 Re_F は燃料オリフィス径基準のレイノルズ数である。インジェクタ27Bの設計に際しては燃料噴射液温20°Cで検討が行われている。その結果、噴流分離の限界圧力は1.2MPa以上となった。

再生冷却による燃料液温上昇により噴射液温が60°Cになった場合について検討を行う。液温の上昇により、粘性係数が変化するため燃焼室圧800

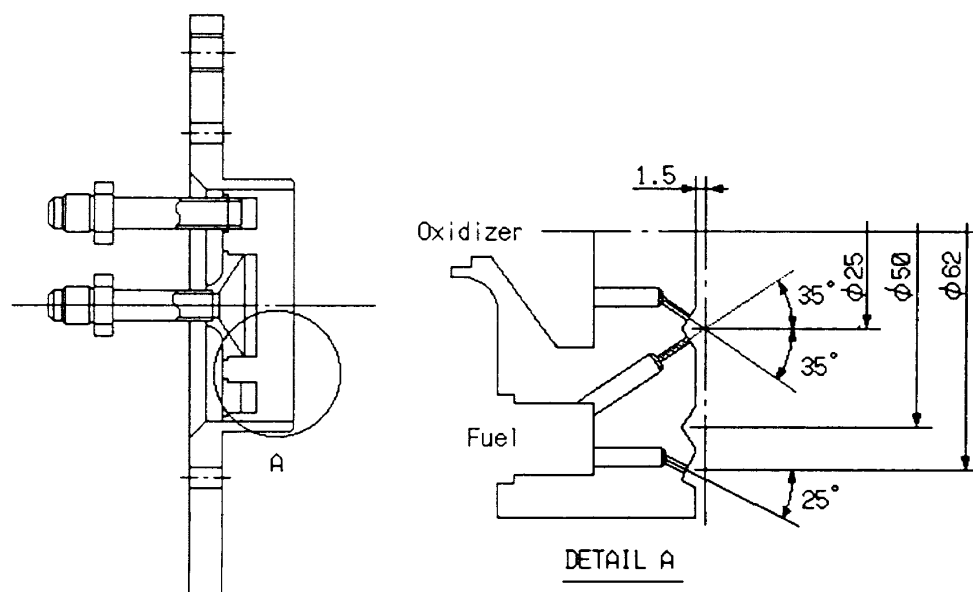


図7 インジェクタ略図

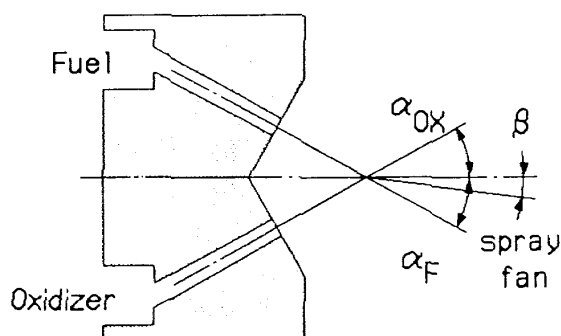
表3 インジェクタ設計諸元

		27B	27BC	36M	36MC
Propellant		MMH	←	80-20	←
Nominal MR		1.65	←	1.1	1.04
Film Cooling Ratio	% of Fuel	15	←	10	15
Core MR		1.94	←	1.22	←
Thrust @ $P_c = 0.98\text{MPa}$	N	2000	←	←	←
I_{SPV} @ $\epsilon = 240$	s	310	←	320	←
Number of element		27(9/18) ^{a)}	←	36(12/24) ^{a)}	←
d_{OX}	mm	0.78	←	0.65	←
d_F	mm	0.57	←	0.66	←
α_{OX} ^{b)}	deg	30	←	35	←
α_F ^{b)}	deg	40	←	35	←
Momentum angle β ^{b)}	deg	-0.3	←	0.1	←
Impingement Diameter	mm	25/50 ^{a)}	←	25/50 ^{a)}	←
Impingement Distance	mm	1.5	←	1.5	←
Number of Film Cooling Orifice		26	←	24	←
Film Cooling Orifice Diameter	mm	0.26	←	0.26	0.34
Impingement Angle to Chamber Wall	deg	25	←	←	←
Separation P_c ^{c)}	MPa	0.79	←	1.05	←
Acoustic Cavity	% of Area	0	7	0	7

a) inner/outer ring

b) see figure

c) Lawver criterion



kPa の場合には(2)式より噴流分離の限界圧力は790kPa となり噴流の分離の範囲に入っている。このため、フィルム冷却燃焼器による燃焼試験結果に較べて性能が低下することが予想される。

インジェクタ 27BC はインジェクタ 27B を改造して高周波振動燃焼を防止するために音響キャビティを付けたものである。インジェクタ 27B は C/C 燃焼器による燃焼試験及び、インジェクタ評価用の無冷却燃焼器による燃焼試験では 1.6MPa までの燃焼室圧の範囲において高周波振動を起こしていない¹¹⁾。今回の試験において高周波振動を起こしたのは、燃焼室のインジェクタ近傍の形状の違いによると推定される。音響キャビティはインジェクタの燃焼室近傍を部分的を、面積比にして 7% 削り高周波振動を防ぐものである。この効果

については期待通りであり、以降の試験では振動燃焼は観測されなかった。

4.1.2 80-20用インジェクタ

80-20に最適化したインジェクタ(以後、インジェクタ 36M と呼ぶ)は再生冷却による液温の上昇も考慮して設計した。コアエレメント数は 36 個であり、24 個のフィルム冷却用オリフィスにより燃料流量の 10% をフィルム冷却に用いた。コアエレメントの設計は、次の様な基本方針で行った。

- 設計コア混合比でスプレイ混合が最適となる。
- 作動条件において噴流の分離を起こさない。
- 作動条件においてチャギングを起こさない。
- 作動条件において高周波振動を起こさない。

スプレイの混合に対しては Rupe の基準を用い、混合比 1:1 において最適なスプレイ混合が得られ

るようにコアエレメントの設計を行った。噴流の分離に対しては Lawver の基準を用いている。燃料の噴射液温を50°Cとして行った検討によれば、燃焼室圧1.0MPaにおいても噴流の分離の領域外となる。液体ロケットの場合、インジェクタエレメントの噴射差圧が小さいと燃焼室と供給系とが影響し合ってチャギングと呼ばれる低周波の圧力振動を引起す。この防止には、噴射差圧を燃焼室圧力の25%以上高く取る事とした。高周波振動の防止については音響キャビティ等が考えられたが前節のようにインジェクタ27Bで高周波振動が観測されていなかったこと¹¹⁾を理由として用いなかった。

インジェクタ36MCは、インジェクタ27BCと同様に音響キャビティを設置した。音響キャビティは面積比で7%を6分割して設置した。インジェクタ36Mではこの他にフィルム冷却率を増加するためにオリフィス孔の拡大を行った。これは再生冷却による燃料液温の上昇が予想よりも大きかったためである。インジェクタ36Mのフィルム冷却率は10%で設計されたが、水流し試験の結果から実際には8%であった。フィルム冷却率を15%とするため、フィルム冷却孔を0.26mmから0.34に拡大した。

フィルム冷却率の変更にともなってインジェクタの特性も変化する事になる。インジェクタ36Mはエンジン混合比が1.1においてコアエレメントのスプレー混合が最適となるように設計した。フィルム冷却量の変化及び、燃焼器の改良により再生冷却にともなう燃料液温の上昇が初期の予測値を満足するものとする、設計値で5%のフィルム冷却量の増加により最適混合値は1.1から1.04と多少低い値となる。

4.2 再生冷却燃焼室

再生冷却燃焼室の設計諸元を表4に示す。燃焼室はMMH、80-20共通のものを用いた。初期型再生冷却燃焼室(REG-0)の略図を図8に示す。燃焼室には冷却溝45本が配置されており溝の深さは1mm、内壁の厚さは2mm、材質はSUS304である。スロート径は37.6mmで、燃焼室出口での開

表4 再生冷却燃焼室設計諸元

		REG-0	REG-I	REG-II
Material		SUS304	←	←
Throat Diameter	mm	37.6	←	←
Number of Channel		45	←	←
Channel Height	mm	1.0	0.5	←
Inner Wall Thickness	mm	2.0	2.5	←
Cooling Region (from throat)	mm	-96.5 ~ 52.0	←	-110.5 ~ 52.0

口比は7.07である。燃焼室の再生冷却は、インジェクタ面より6mm下流側からスロートの下流52mmの位置までである。燃料は全量ノズル側の再生冷却用マニホールドから入り、燃焼器の冷却を行った後インジェクタ側のマニホールドから出てインジェクタに導かれる。再生冷却溝による圧力損失は燃焼室圧1MPaの場合では計算により約15kPa程度と非常に小さい値である。燃焼室の外筒と内筒はフランジ部以外では特に接合していない。

後述の様にREG-0の破壊(Appendix B 参照)のためREG-0を一部改良した燃焼室REG-Iを製作した。REG-0の破壊の原因は主にインジェクタにあると考えられるが燃焼試験の結果から再生冷却溝による圧力損失が微少である事が確認されており、さらに燃焼室の内筒と外筒が接合されていない事から、燃料の流れが片寄り冷却溝の内部で部分的にヒドラジンが分解する可能性がある。これを防ぐために溝の深さ1mmから0.5mmへ浅くして流路抵抗を増し流れを均一にさせる事とした。この場合、製作上の問題から内筒の厚さは2mmから2.5mmとなった。また、燃料の流れの片寄りによる壁温の周方向の分布を測定するため円周方向に壁温の測定点を増やした。

上記の改良をほどこした再生冷却燃焼室REG-Iを用いた燃焼試験の結果より、長秒時の燃焼試験を行うためには燃焼室の若干の改良が必要であることが判明したため(5.2節参照)、改良型の再生冷却燃焼室REG-IIを製作した。主な改良点は再生冷却領域をインジェクタ側に拡大したことである。さらに燃焼停止後、冷却溝内に残留する燃料の量を減らす目的で冷却マニホールドの形状変更も行った。また、燃焼器壁温測定に対しての工夫も行った。再生冷却溝の本数、形状、材質などは変更していない。改良型再生冷却燃焼器(REG-II)を図9、エンジン組立図を図10にそれぞれ示す。

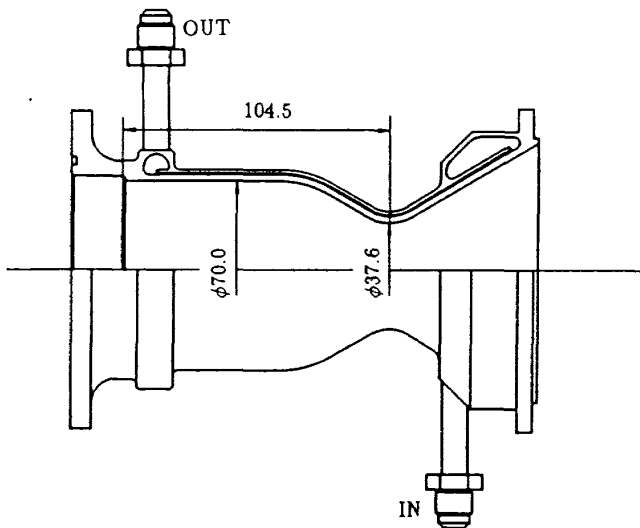


図8 初期型再生冷却燃焼室 (REG-0)

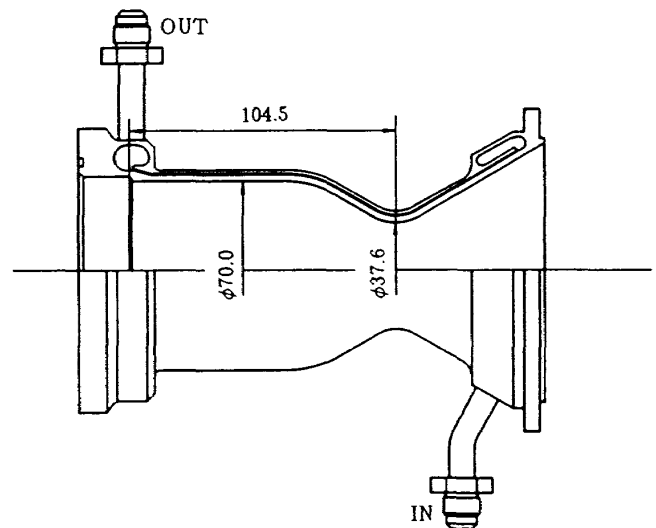


図9 改良型再生冷却燃焼室 (REG-II)

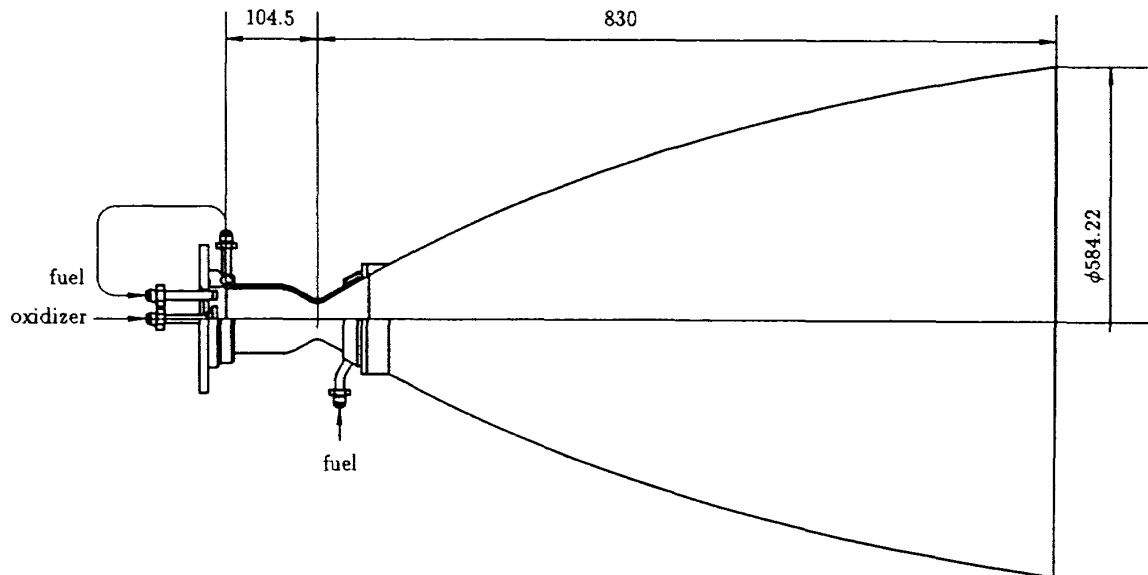


図10 エンジン組立図

5. 燃焼試験

推力2000N級の溝構造再生冷却燃焼室を用いて、NTOを酸化剤とし80-20およびMMH燃料による再生冷却燃焼試験を合計42回、累積燃焼秒時1210秒行った。本章では、燃焼試験の経過及び燃焼器壁温の測定について述べる。

5.1 燃焼試験経過

燃焼試験経過を表5に示す。試験は三期に分れている。

第一期では燃料として80-20を用い、インジェ

クタ36Mを用いて4回の大気圧試験と1回の高空環境試験、インジェクタ27Bを用いて1回の大気圧試験の合計6回の試験を行った。最後の6回目の試験において燃焼器を破損した(Appendix B参照)。試験によって明らかとなった事は、

- 高周波振動燃焼が発生する。
- 再生冷却による燃料液温の上昇は予想よりかなり高い。

燃焼試験では振動燃焼の発生により設定燃焼時間終了前に非常停止を行った。原因については高周波振動防止のための音響キャビティ等の対策を取っていなかったためと考えられる。振動は燃焼開

表 5 燃焼試験経過

試験シリーズ	燃料	燃焼器	インジェクタ	試験回数	備 考
第一期	80-20	REG-0	36M	5	振動燃焼発生
			27B	1	燃焼器破損
第二期	MMH	REG-I	27BC	9	性能評価
	80-20	REG-I	36MC	12	
第三期	80-20	REG-II	36MC	14	長秒時試験

始後10秒程してから起こる事が多かった。これは、再生冷却による液温上昇によりポップ(6.4節参照)限界が燃焼圧力まで下がる事により単発のポップが起こり、これが引金となって高周波振動へと移行するためと考えられる。燃料液温の上昇に関しては燃焼器、インジェクタの設計時に前述の熱伝達計算プログラムによる計算を行った結果より燃焼圧力700kPa、混合比1.1の場合について燃料液温の上昇は約43°Cと見積もられていたが実際には約60°Cであった。この差はフィルム冷却率が設計値より低かったこと、及び熱伝達計算プログラムのフィルム冷却のモデル化が不完全である事が原因と考えられる。

第二期では第一期の燃焼試験結果から明らかになった問題点を解決するために初期型供試体を一部改良して燃焼試験を行った。第二期では燃料にMMHを用いインジェクタ27BCによって3回の大気圧試験と6回の高空性能試験、燃料に80-20を用いインジェクタ36MCによって2回の大気圧試験と10回の高空性能試験を行った。インジェクタのフィルム冷却率の増加、燃焼室内筒の厚肉化により再生冷却による燃料液温の上昇は最初の予想値と同じレベルまで低下した。燃料の噴射液温の低下により燃料オリフィス径基準のレイノルズ数が低下し、ポップの発生する燃焼室圧は上昇し、試験条件の中心となる燃焼室圧0.7MPaではポップは発生していない。また、音響キャビティの設置によってポップが発生した場合においても高周波振動への移行は観られず短時間で通常の燃焼状態へ復帰する事が確認された。

第三期では、改良型供試体により NTO/80-20推進薬系のみを用いて、大気圧燃焼試験4回、高空性能試験10回を行った。このうち3回は160秒の長秒時燃焼試験である。長秒時燃焼試験を主目的

としたため他の燃焼試験は前回の試験との一致度の確認と長秒時燃焼の安全性の検討のために行ったものである。試験条件について、燃焼圧力は0.7MPa前後、混合比は1.0~1.2とした。燃焼試験結果は良好で、改良の結果 REG-I燃焼器にみられたようなインジェクタ側燃焼壁温の上昇は完全に抑えられている。ただし、再生冷却領域の拡大に伴い燃料の噴射温度が上昇し噴流分離を起こしやすい状態となった。ポップの発生限界も低圧側に移行した。また、長秒時試験ではインジェクタのキャビティ部が熱的に厳しい条件となり一部焼損がみられた。これはインジェクタのキャビティ部が溶接でコアエレメント部と接合される構造となっているために熱伝導性が悪いためであり、重大な問題とは考えていない。

5.2 燃焼時間

過去のヒドラジンによる再生冷却試験⁸⁾において、燃焼停止後のガスパーズ中に爆発が観測された。これを避けるため、燃料停止を酸化剤停止に対して遅らせ、燃焼器の冷却に余裕を持たせた。初期の試験においては遅延時間は0.5秒であったが後の試験においては0.2秒及び遅延無しの試験を行い爆発等の問題は無かった。図11は燃焼時間による性能の変化である。比推力性能と再生冷却出口温度(T_{co})は燃焼時間15秒でほとんど定常に達している。 C^* と I_{spv} の15秒と160秒における差は±0.5%以内であった。また、再生冷却出口温度の15秒と160秒における差は3°C以内であった。燃焼器壁温については、REG-I燃焼器を用いた80-20の燃焼試験の場合、インジェクタ近くの燃焼器外壁温度は30秒において500°Kに達し、まだ急激に上昇中(図12)であった。以上の結果から、長秒時試験でのヒドラジンの自己分解の危険を考

慮し、性能評価は15秒の燃焼試験で行った。REG-I 燃焼器を用いた最大燃焼時間は30秒である。REG-II 燃焼器では再生冷却領域をひろげてあるためインジェクタ近くの壁温はあまり高温にならない。性能評価のための試験時間は30秒とした。

REG-II 燃焼器を用いた最大燃焼時間は160秒である。

5.3 燃焼器壁温の測定

再生冷却型の燃焼器にとって壁温の測定は燃焼

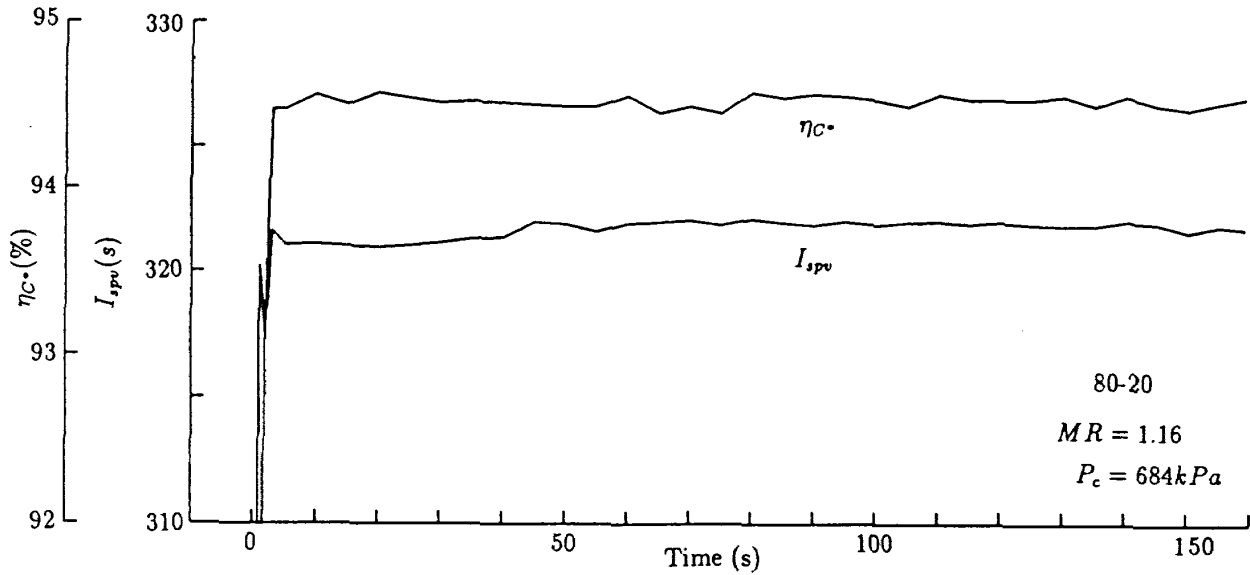


図11 性能の燃焼時間による変化 (REG-II)

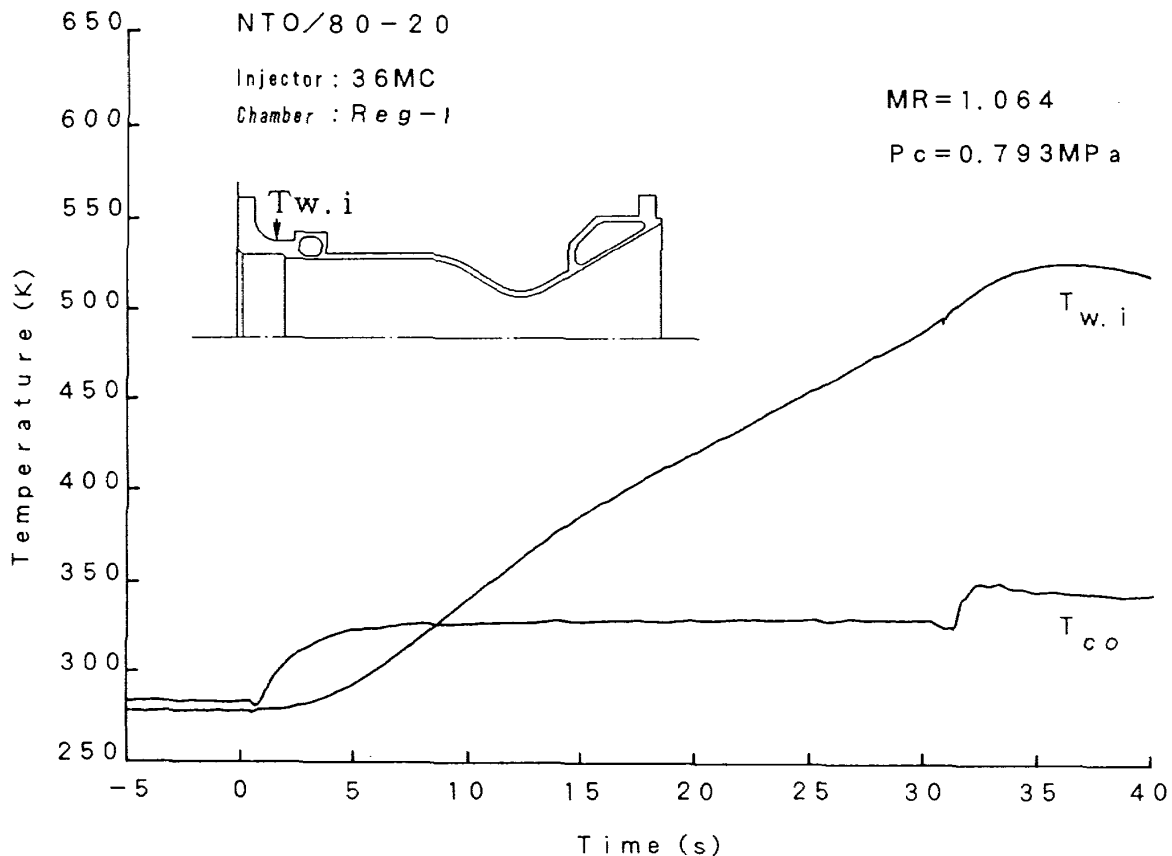


図12 再生冷却出口温度と燃焼室壁温の時間変化 (NTO/80-20)

器内面の溶融、冷却溝内でのバーンアウトを監視する目的もあるため重要な計測項目である。燃焼器壁温の測定は燃焼器内筒の内面から 1mm の位置に熱電対を装着して行った。燃焼室組立後、内筒に冷却溝の無い部分を選んで外側から穴を開け熱電対を固定するためのアダプタ（図13参照）を溶接した。内筒と外筒とは溶接等の結合は行っていないため隙間を通して燃料が外部に漏れないように 0.5mm のシース型熱電対をシリコンボールで固定して気密を保持した。また、燃焼時の振動によって熱電対を固定しているナットが緩み燃料が噴出する事があったため、針金をまきつけナットを固定した。

REG-I の場合の測定点の位置を図14に示す。 $T_{w1} \sim T_{w8}$ は燃焼器壁温を表し、 T_{ci} は再生冷却入

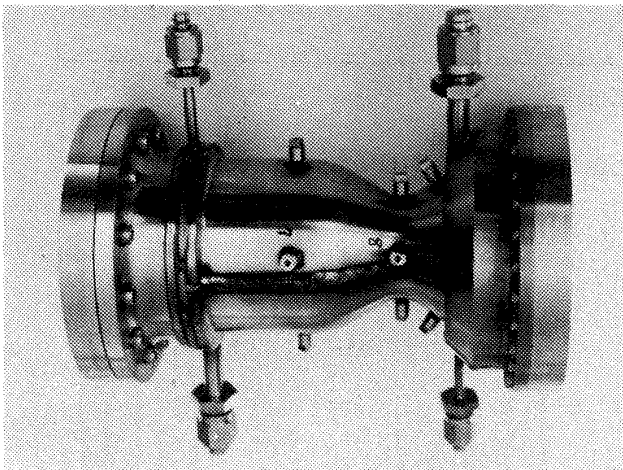


図13 壁温測定用熱電対取付け部

口マニホールド内の燃料液温、 T_{co} は出口マニホールド内の燃料液温を表す。図15に壁温の測定結果の例を示す。壁温は予想よりかなり低い値を示している。また、燃焼開始直後に壁温上昇が鈍る点（450°K 付近）が表れている。この点は各壁温計測値にかなりのばらつきがあるにもかかわらずほぼ一定の温度まで上昇した時に起こっている。この温度はほぼMMHの沸点と一致する。図16に燃料となるMMHとヒドラジンの蒸気圧の曲線を示す。これは、熱電対を差込む穴の隙間から燃料が侵入、蒸発することにより熱電対の周りの温度が冷却溝内部のMMHの沸点とほぼ一致しているものと推定される。図15で、 T_{w8} が非常に低いのは熱電対が金属面から離れて液温を測定しているためと思われる。

このような問題から改良型燃焼器(REG-II)では熱電対挿入溝にガイド用のパイプを溶接し冷却溝内から熱電対取り付け部へ冷却剤が漏れないように工夫した。熱電対取り付け部の拡大図を図17に示す。しかしながら、取り付けの都合上パイプが非常に細い（外径 1mm）ため溶接は非常に困難であった。また、試験時の熱応力、振動等により溶接部に亀裂が生じ、漏れが発生した箇所もあった。ただし、REG-I に観られたような温度のばらつきは測定されず安定した結果が得られている。温度レベルは REG-I と大差なかった。

図18は燃焼器壁温の混合比による変化を示した

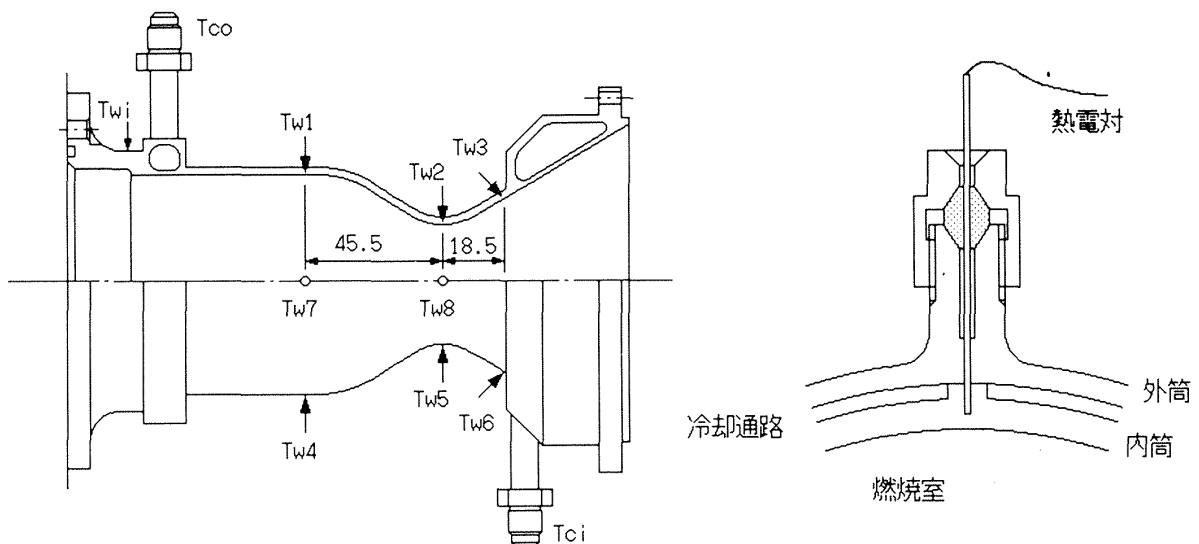


図14 壁温測定位置と測定部詳細図

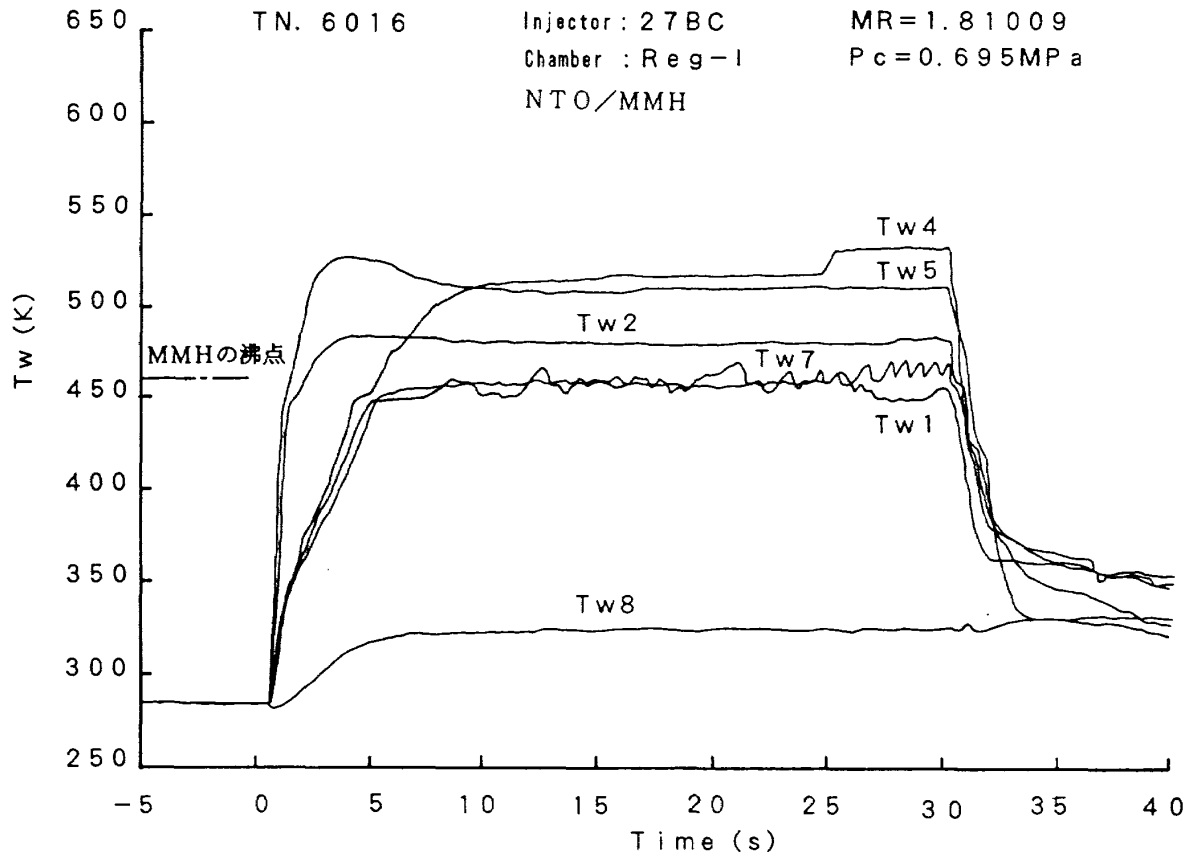


図15 壁温測定結果例

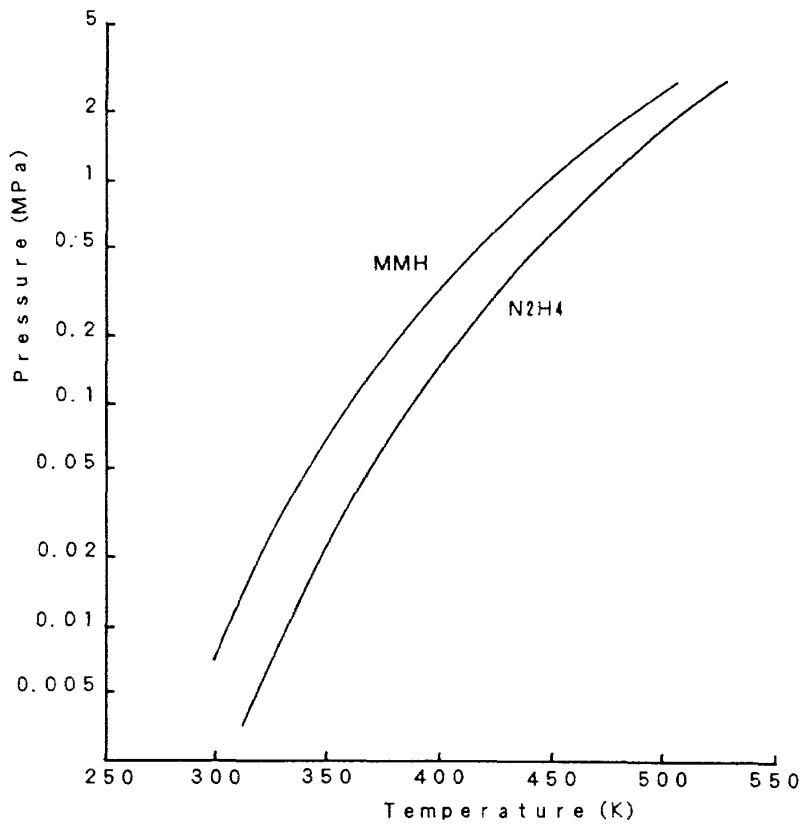


図16 燃料の蒸気圧

ものである。スロート部(T_{w3})はMMH, 80-20ともほぼ同レベルであるが、収縮開始部(T_{w2})は80-20では非常に低く、この位置ではまだ液膜による冷却が有効であることが示された。これに対しMMHでは T_{w2} は T_{w3} とほぼ同レベルであり、フィルム冷却の効果が低下していることが判る。

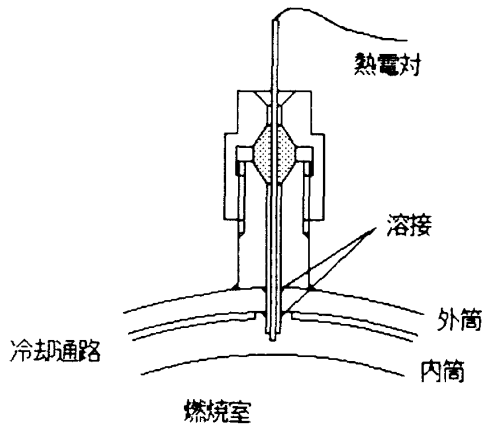


図17 改良した熱電対取付け部

6. 性能評価

6.1 冷却特性

MMHを燃料とし、インジェクタ27Bを用いた場合には設計最適混合比が1.65であり、燃料流量が少ないことから混合燃料の場合に較べて再生冷却に伴う温度上昇は大きくなる。図19にREG-I燃焼器を用いた場合の再生冷却出口温度の時間変化を示す。液温は10秒程度ではほぼ定常に達しているがわずかに上昇を続けている。これは、音響キャビティ部やノズル部で発生した熱が再生冷却マニホールドに伝導するためと考えられる。この図にはキャビティ部の外壁温度の計測結果も示されている。キャビティ部の外壁温度は30秒を過ぎてまだ上昇中であり、定常となる様子は無い。これはキャビティ部に侵入した高温の燃焼ガスによる加熱が原因と考えられる。このため、さらに長秒時の燃焼試験を行った場合には、キャビティ部からの熱伝達が無視できなくなる。特に、燃焼終了後に再生

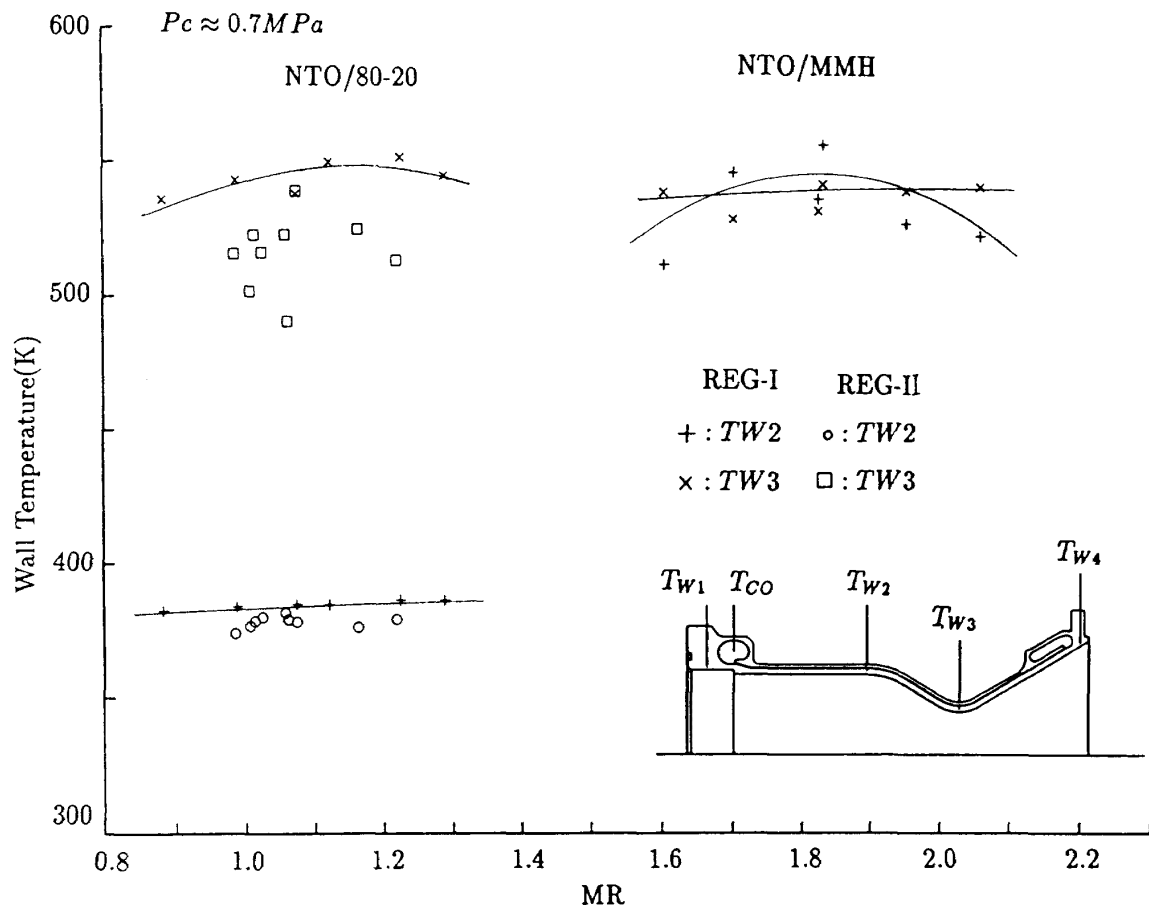


図18 燃焼器壁温の混合比による変化

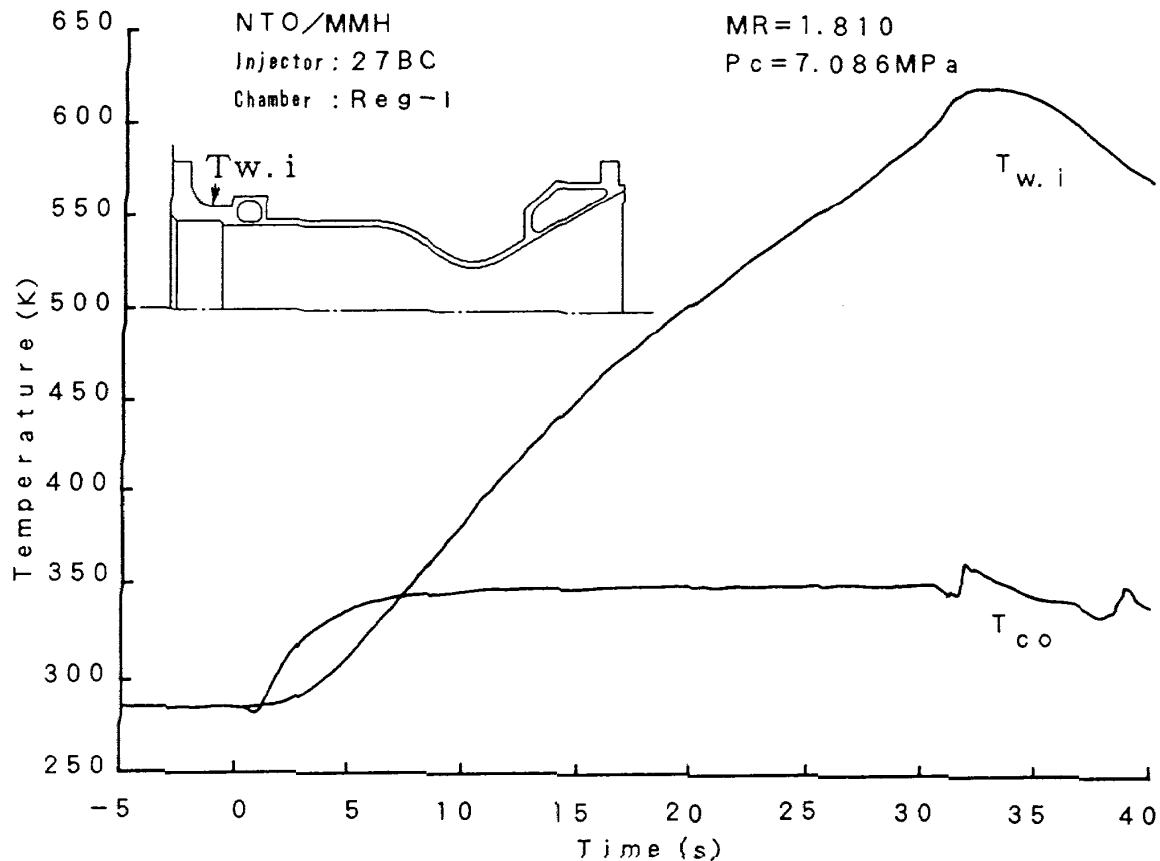


図19 再生冷却出口温度と燃焼室壁温の時間変化 (MMH)

冷却が停止してから燃焼器の高温部より低温部へ熱の移動（ヒートソークバック）が起こり再生冷却マニホールド内に残った燃料の蒸発、分解が起こる可能性がある。図20に再生冷却に伴う燃料液温の上昇の混合比による変化を示す。混合比の上昇により再生冷却流量が減少するため、再生冷却出口温度はほぼ直線的に上昇している。

80-20を燃料に用いた場合、初期型の供試体ではフィルム冷却率が8%と低かった事、燃焼器内筒の肉厚が2mmであった事、また熱伝達プログラムによる予測値とのずれがあった事によりフィルム冷却による燃料液温の上昇が激しかったためにポップ（6.4節参照）の発生し易い状況となった。噴流分離の限界圧力は実際の燃焼器では設計よりも200kPa程度低い値となる。図21は80-20燃料の場合の再生冷却による温度上昇と総吸熱量の混合比による変化である。出口温度は混合比と共に上昇している。 ΔT_c と Q_c のREG-IとREG-IIの差は再生冷却領域の拡大によるものであろう。15秒と160秒での温度上昇の差は一般に3°C以内で

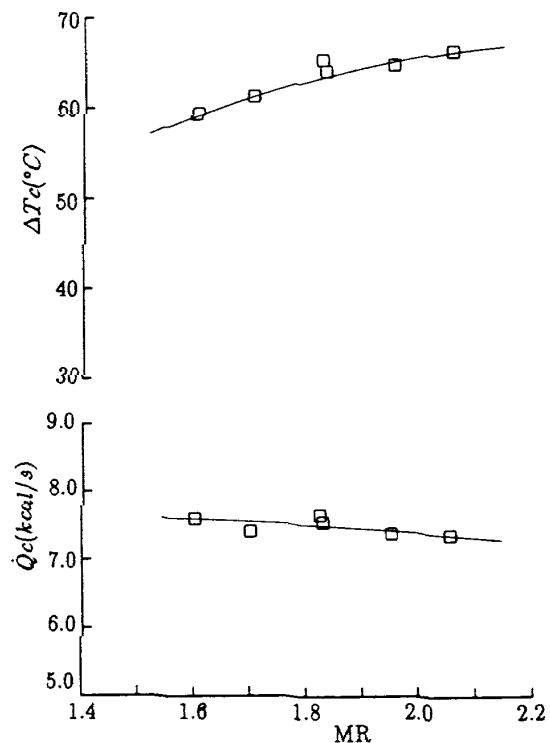


図20 冷却剤温度上昇と総吸熱量の混合比による変化 (MMH)

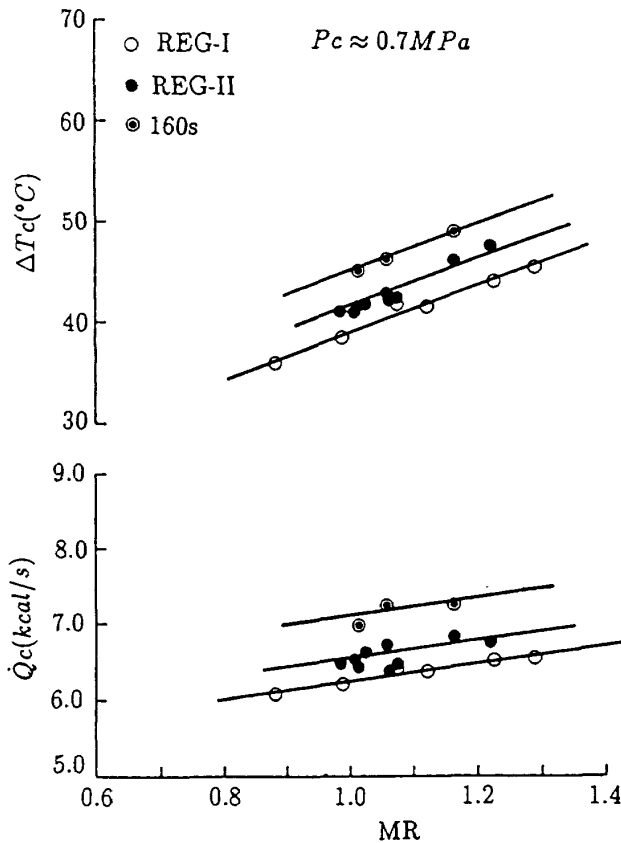


図21 冷却温度上昇と総吸熱量の混合比による変化 (80-20)

あった。

80-20とMMHの温度上昇の比較を図22に示す。これより、比推力最大の混合比では冷却剤温度上昇の差は 20°C 以上であり、80-20が優位である。これは、低い混合比のため燃料流量及びフィルム冷却流量が多いことによるものである。80-20の場合の温度上昇が小さいことは高温壁での燃料の自己分解を防ぐ意味で非常に重要である。また、噴流分離限界圧力が高くなるため高いインジェクタ性能が得られる。吸熱量の燃焼圧依存性を図23に示す。ここで、混合比は各々の燃料に対して最大の比推力が得られる値である。実験データは図中に実線で示す $\dot{Q}_c \propto P_c^{0.8}$ の関係で表される。

図24はREG-I燃焼器を用いて長秒時燃焼試験をおこなったときの燃焼室壁温と再生冷却出口温度の時間変化である。図より、スロート部 (T_{w3}) と収縮部の始まりの位置 (T_{w2}) では燃焼開始から10秒ではほぼ定常に達している。しかし、キャビティ部 (T_{w1}) とノズルフランジ部 (T_{w4}) では140秒以降もわずかに上昇を続けている。この様な再生冷

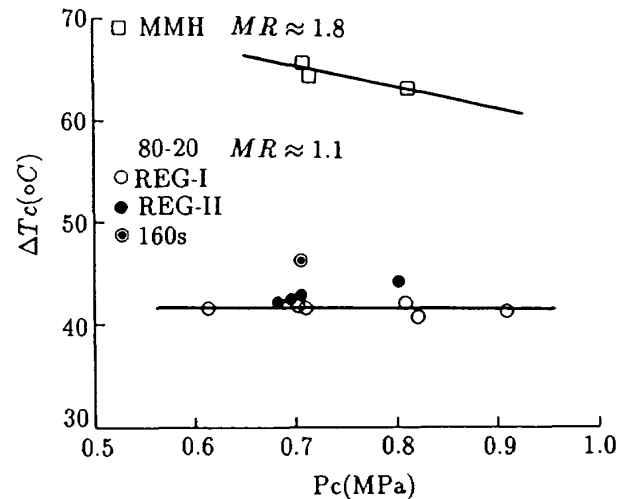


図22 冷却剤温度上昇の燃焼圧力による変化

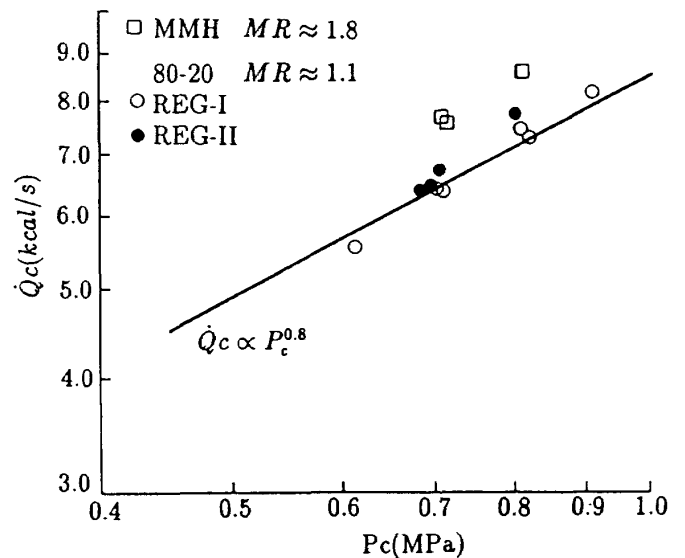


図23 総吸熱量の燃焼圧力による変化

却領域外からの熱伝導により、再生冷却出口温度は燃焼時間15秒以降もわずかに上昇を続ける。

6.2 比推力性能

図25にMMHの場合についての性能の混合比依存性を示す。性能は混合比1.8附近(フィルム冷却を除いたコアの混合比は約2.1)で最大値をとるが、全体的には性能の変化は少ない。以前に行われた無冷却の燃焼器を用いた試験¹¹⁾でもほぼ同じ様な傾向を示している。MMHでは最大比推力は混合比1.8において308sであった。図中にはエネルギー発生効率 (η_{ER}) も同時に示されている。 C^* 効率に比べて約2%高い値である。この差についてはフィルム冷却による半径方向の混合比分布

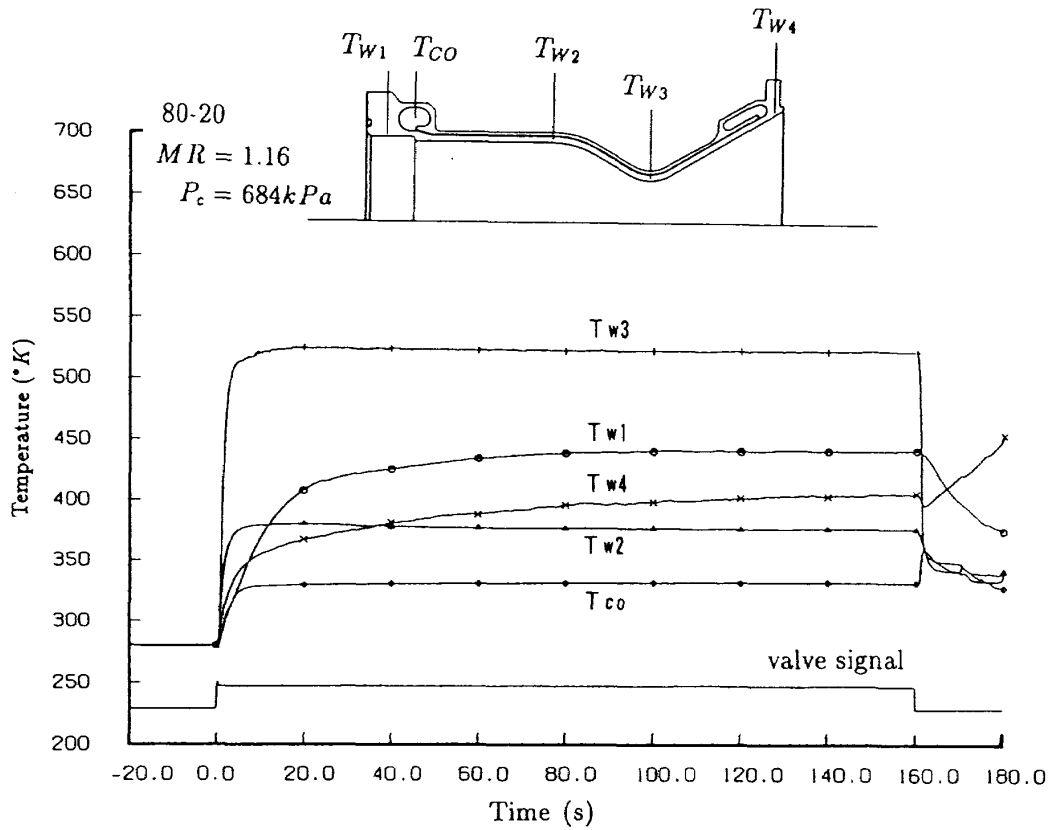


図24 燃焼器壁温の時間変化

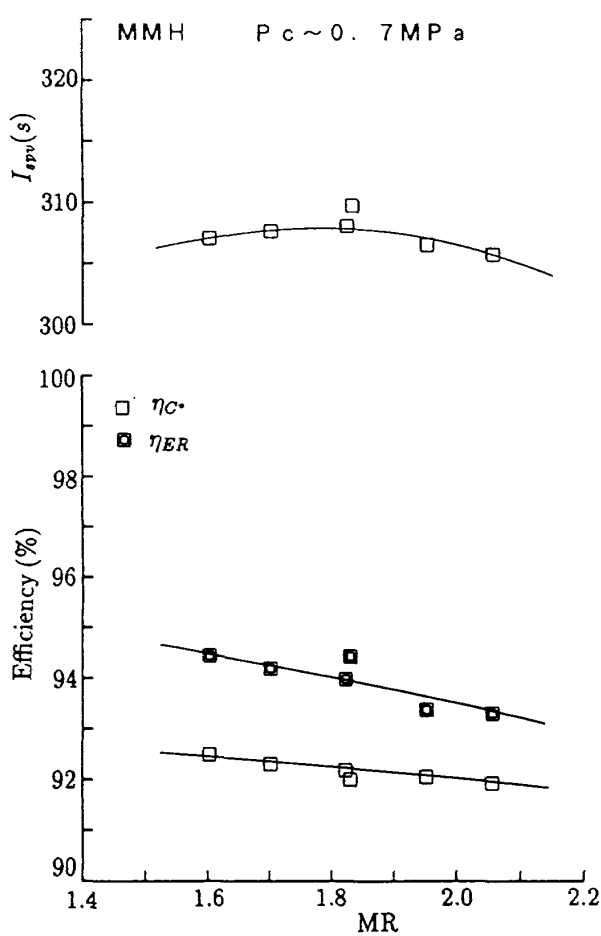


図25 性能の混合比による変化(MMH)
(燃焼器: REG-I)

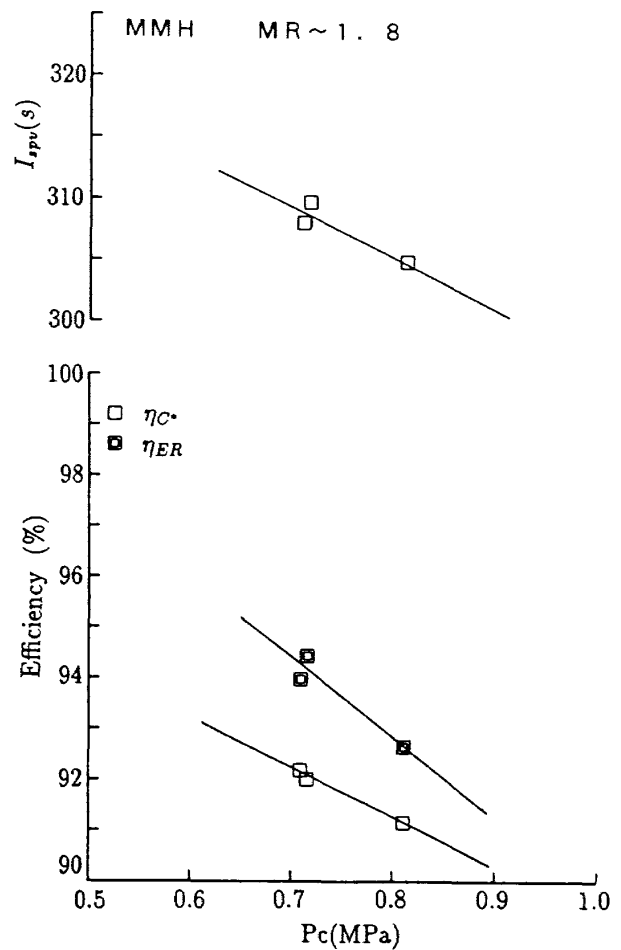


図26 性能の燃焼圧力による変化(MMH)
(燃焼器: REG-I)

の影響が考えられる。この考え方によれば混合比が高いほど二者の差が小さくなるのはフィルム冷却量の減少によると説明できる。MMHを燃料として圧力を変えた試験は1回だけ800kPaで行っている。結果は700kPaの場合と較べて C^* 効率、真空比推力とも1%低い値となった(図26)。この急激な性能低下の原因は噴流分離によるものと思われる。

図27に80-20の場合についての性能の混合比に対する変化を示す。真空比推力は混合比1.1附近(フィルム冷却を除いたコアの混合比は約1.3)で最大となり、322s以上であった。 C^* 効率は混合比の上昇とともに下降する傾向にある。このような傾向はヒドラジンを燃料としたエンジンにおいてもみられている³⁾。エネルギー発生効率はMMHの場合と同様に C^* 効率よりも約2%高い値を示している。図28に性能の燃焼室圧力に対する変化を示す。性能は燃焼室圧の変化に対してはほとんど影

響されていない。MMHの場合の様な急激な性能低下が現れないのは噴流分離の限界圧力がインジェクタ27Bに比べて高いことによるが、噴流分離が起こった場合でもヒドラジンの高い反応性から二次混合によってかなりの燃焼性能が得られるものと考えられる。

フィルム冷却部分を除いたコアの混合比に対する比推力性能の変化は、図6に示した理論比推力とはほぼ同様の傾向を示している。実験より得られたMMHと80-20の性能差は理論比推力を比較した場合よりかなり大きく、80-20は高いエネルギー発生効率を得やすい燃料であることが判る。

6.3 長秒時試験結果

先に述べたようにMMHと比較して80-20は改善された熱環境においてより高い比推力性能を容易に得ることができる。しかしながら、実用化に際しては、長秒時燃焼に耐えることを確認する必

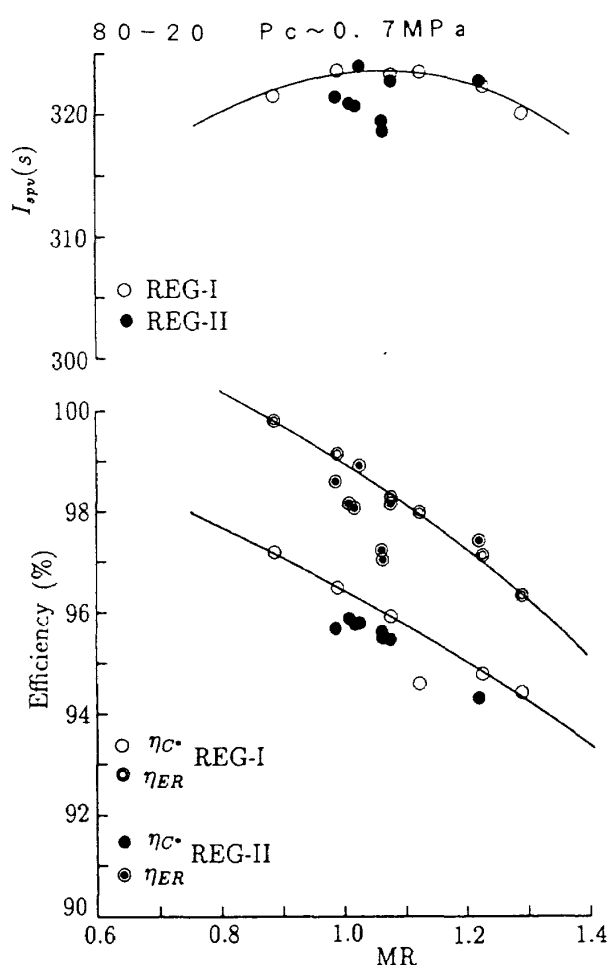


図27 性能の混合比による変化 (80-20)

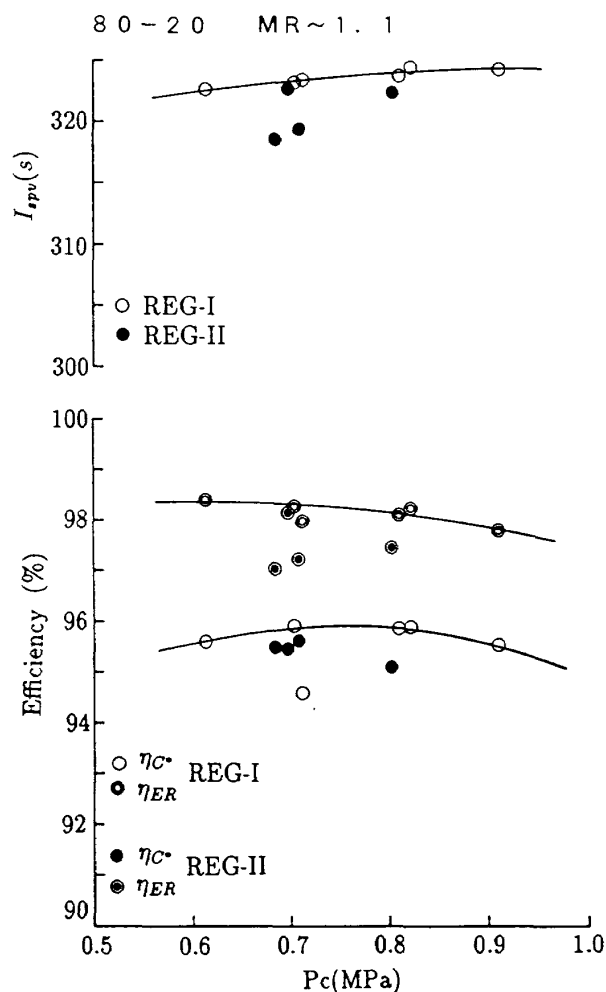


図28 性能の燃焼圧力による変化 (80-20)

要がある。長秒時燃焼試験の主な目的は、

- 性能の時間変化を求める。
- 燃焼器各部の平衡温度を得る。
- ヒートソークバックの程度を測定し、同時に爆発等の問題のない安全な燃焼停止を確認する。

3回の160秒試験を燃焼室圧0.7MPaにおいて行った。性能の時間変化については既に述べているためここでは特にふれない。

図24で示したように、燃焼器各部の平衡温度は160秒の燃焼時間では厳密には達成されなかった。しかしながら、再生冷却がおこなわれていない部分、インジェクタ部、ノズルフランジ部においても160秒の燃焼試験ではほぼ定常に近い温度が得られている。壁の温度レベルは非常に低いため燃焼器の材料には特別な耐熱材は不要である。液膜冷却領域の移動に伴う燃焼壁温度の急激な変化(ヒドラジンフィルム冷却エンジンで経験している¹⁴⁾)が無い事は、エンジン性能の評価試験として長秒時燃焼試験を行う必要が無いなどの利点があり非常に重要である。

図29はエンジン停止後のヒートソークバックの例を示したものである。ノズルフランジ部(T_{w4})に顕著の現れるのは高温のノズル部からの伝熱による。図30は再生冷却出口温度(T_{co})の燃焼停止時の変化を拡大して示したものである。燃焼停止後、急激に30度程度上昇し以後ガスパーズ等に影響されて振動しながら低下している。ここに示した試験の場合には0.2秒の燃料遅延の後、5秒の窒素ガスパーズを2回行った。燃焼停止後の温度上昇は燃料供給停止によるものであり、非常に高い場合には冷却溝内での自己分解反応などが懸念されるが、実験で得られた30度程度の値は安全範囲と思われる。3回の長秒時試験では再生冷却入口、出口のマニホールドにおいて圧力のスパイク状変化は観測されなかった。燃料遅延を無くした30秒の試験結果より、燃料遅延のシーケンスは特に必要でない可能性が示された。

6.4 燃焼の安定性

NTO/N₂H₄ 推進薬系の異種衝突型エレメントでは、噴流分離の現象の他に噴霧の爆発による不

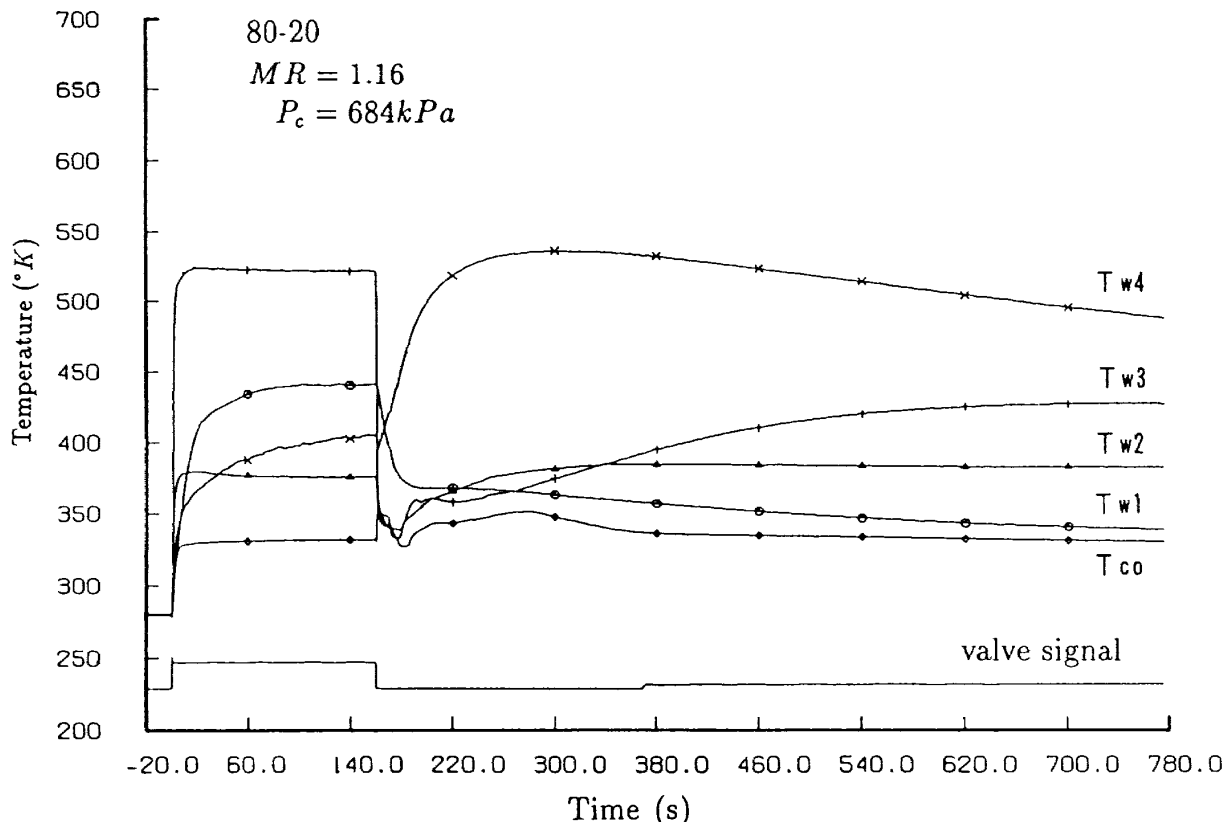


図29 燃焼停止後のヒートソークバック

規則で高振幅な燃焼圧力の変動が起きることがある。これは噴流の衝突点近くにおける局所的な二相デトネーションが原因と考えられておりポップと呼ばれる。今回の試験結果より80-20はヒドラジン、MMH単独の場合に比べてポップを起こし易いことが示唆された。ポップは燃焼時間が15秒の試験では0.9MPaから、30秒の試験では0.8MPaから、160秒の試験では0.7MPaより多

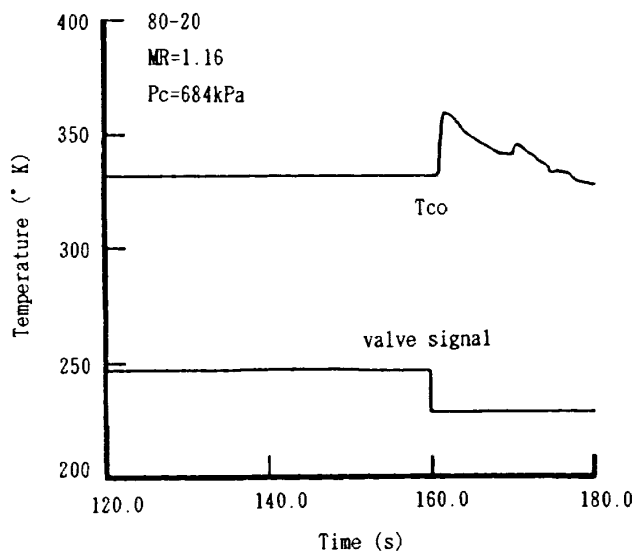


図30 燃焼停止時の再生冷却出口温度の変化

少高い燃焼室圧力で発生している。

今回の燃焼試験では初期型の供試体に対してはポップが引金になったと思われる高周波振動燃焼への移行が観られた。また、改良型の供試体に対しても高周波振動燃焼への移行は観られなかったがポップの発生が観測された。図31に燃料オリフィス径基準のレイノルズ数とポップの発生との関係を示す。図から判るように80-20を燃料とした場合にはポップの発生は燃料オリフィス径基準のレイノルズ数と燃焼室圧力とによってよく相関付けられている。図中の実線はLawverによる噴流分離の限界線(式(2))である。これよりポップが噴流の分離に関係して起こっている可能性が高い。このような傾向は、 N_2H_4 に対しても報告されている³⁾。長秒時試験において観測されたポップは加熱されたインジェクタから推進剤へ熱伝達により噴流分離限界圧力が低下したためと推定される。しかし、MMHを燃料とした場合には今回行った燃焼試験はすべて噴流の分離の領域に入っているにもかかわらずポップは観察されていない。これは、燃料の燃焼特性に関係するものと思われる。なお、ポップの発生はインジェクタによって変る

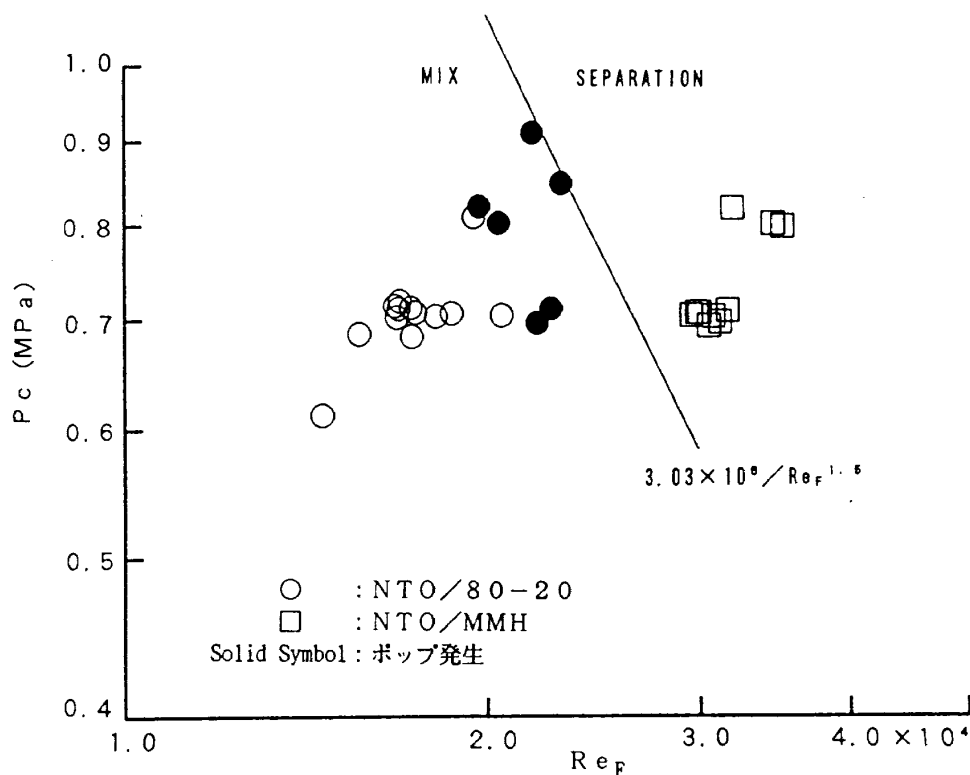


図31 燃料オリフィス径基準のレイノルズ数とポップの相関

が、本実験の範囲では80-20がヒドラジンに比べてポップを起こし易いと言える。わずかのMMHの添加によってもとのヒドラジンよりポップを起こし易くなることは非常に興味ある現象である。

黒田らによるポップ限界の研究¹⁵⁾によれば、図32に示すようにポップの発生限界は従来考えられていたよりずっと複雑であることが示された。ポップの発生機構についてはなお不明な点が多いが図中に示された80-20のポップ発生限界より、低燃焼圧力においてはヒドラジンよりもポップを起こし易い傾向にあることが示された。

この様なポップ発生傾向から、混合燃料を用いるエンジンではガス圧供給方式よりもポンプなどを使用した高圧燃焼方式を選択することが有利で

あるといえる。この場合には燃焼器から再生冷却用燃料への熱伝達を抑えるため燃焼器内面に熱遮蔽コーティングを施すなどの対策が必要となるであろう。

7. ま と め

推力2000N級の溝構造再生冷却燃焼室を用いて、NTOを酸化剤とし80-20およびMMH燃料による再生冷却燃焼試験を合計42回、累積燃焼秒時1210秒行い次の結果を得た。

- (1) 開口比240:1のノズルを用い高空性能試験を行った結果、MMHに最適化したインジェクタ27Bでは燃焼室圧686kPaの場合には混合比1.8附近で最大 I_{SPV} 、308sが得られた。

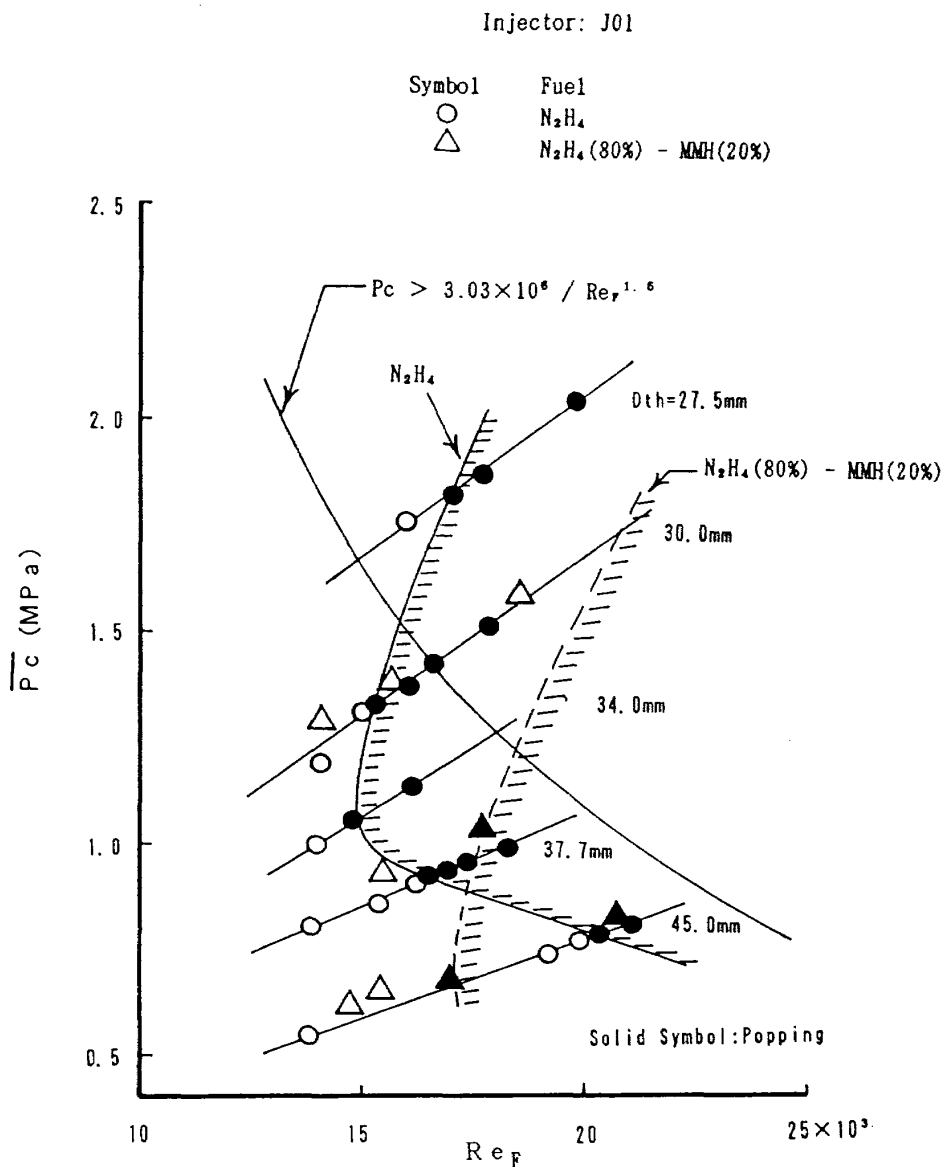


図32 燃料によるポップ発生領域の違い

80-20に最適化したインジェクタ36Mでは、燃焼室圧686kPaの場合には混合比1.1付近で最大比推力322sが得られた。この値はMMHに比べて4%以上高い。この差は噴流分離の影響により高燃焼圧の場合ほど大きくなる。

- (2) 再生冷却にともなう燃料液温の上昇は上記に示した最高性能が得られる条件ではMMHで63°C、混合燃料で43°Cであり、混合燃料に対して燃焼室圧を変えた場合にも液温の変化は微少であった。混合燃料の液温の上昇はMMHに比べて20°C以上低い。このことは、高性能を得ること、および冷却溝内での燃料の分解を防ぐためにも重要である。
- (3) 長秒時(160秒)を80-20にたいして0.7MPaの燃焼圧で行いヒートソークバックによる爆発は無かった。平衡温度レベルは非常に低く、燃焼器材料は通常材料でも十分である。
- (4) 音響キャビティを付けないインジェクタでは、混合燃料による燃焼試験において、ポップが引金になったとみられる約9.5kHzの高周波振動が生じ冷却液温の急激な上昇が観察された。インジェクタに音響キャビティを付けた場合には、ポップが発生した場合でも振動は短時間で減衰し高周波振動への移行は防止できた。

80-20混合燃料は0.7MPa以下のガス加圧供給式エンジンにたいして十分実用可能であることが示された。さらに、良好な冷却特性により高圧燃焼も可能であると考えられ、この場合にはポップ特性も向上するため、非常に期待できる燃料である。

引用文献

- 1) D. A. Pahl and R. T. Smith ; Propulsion System Tradeoff Studies for Geosynchronous Satellites, AIAA paper 83-1218, June 1983.
- 2) P. Smith and M. A. Horton ; Advanced Propulsion Systems for Geostationary Spacecraft-Study Results, AIAA paper 84-1230, June 1984.
- 3) S. Iihara, H. Miyajima and R. Nagashima ; Hydrazine/NTO Liquid Apogee Engine for the ETS-V, AIAA paper 87-1936, June 1987.
- 4) Miyajima, H., Moro, A., Kisara, K., and Iihara, S. ; "Performance of Low Thrust Storable Engine with Large Area Ratio Nozzles," *Proceedings of the 15th International Symposium on Space Technology and Science*, Tokyo, 1986, pp.209-216.
- 5) Gater, R. A., and L'Ecuyer, M. R. ; "A Fundamental Investigation of the Phenomena that Characterize Liquid-Film Cooling," Report No.TM-69-1, Jet Propulsion Center, Purdue University, Jan. 1969.
- 6) The Marquardt Co. ; "Evaluation of the SSRCS Engine with Hydrazine as a Fuel," Phase I Final Report, NASA-CR-157089 (N78-24278), Jan. 1978.
- 7) Seader, J. D., and Wagner, W. R. ; "Regenerative Cooling of Rocket Engines," *Chemical Engineering Techniques in Aerospace*, Chemical Engineering Progress Symposium Series, No.52, Vol.60, 1964, pp. 130-150.
- 8) Miyajima, H., Kuroda, Y., Nagashima, R., and Imachi, U. ; "Bipropellant Performance Comparison of N_2H_4 , MMH, and N_2H_4 /MMH Mixed Fuels," AIAA paper 86-1704, June 1986.
- 9) 航空宇宙技術研究所；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).
- 10) 木皿且人, 須藤孝幸, 千葉 彰, 長島隆一；二液式アポエンジン用ディジタルデータ処理システム, NAL TM-599 (1989).
- 11) 日下和夫, 他；低推力貯蔵性推進薬エンジン用炭素複合材燃焼器の試作試験, NAL TR-946 (1987).
- 12) Rupe, J. H. ; "An Experimental Correlation of the Nonreactive Properties of

Injection Schemes and Combustion Effects in a Liquid Propellant Engine," JPL Tech Rept. 32-255, July 1965.

- 13) Lawver, R. B. ; "High Performance N₂H₄/Amine Elements 'Blow Apart'," Final Report, NASA CR-160273, March 1979.
- 14) Miyajima, H., Kusaka, K., Usuginu, M., and Aruga, T. ; "Development Tests of a Liquid Apogee Engine for the ETS-V," Proceedings of the 16th International Symposium on Space Technology and Science, Sapporo, 1989, pp.241-248.
- 15) Kuroda, Y., Tadano, M., Miyajima, H., Kobayashi, H., Iihara, S., and Ban, H. ; "Popping Test of Hydrazine/NTO Injectors for a 2000N Thrust Apogee Engine," 16th International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, 1990.

付 録

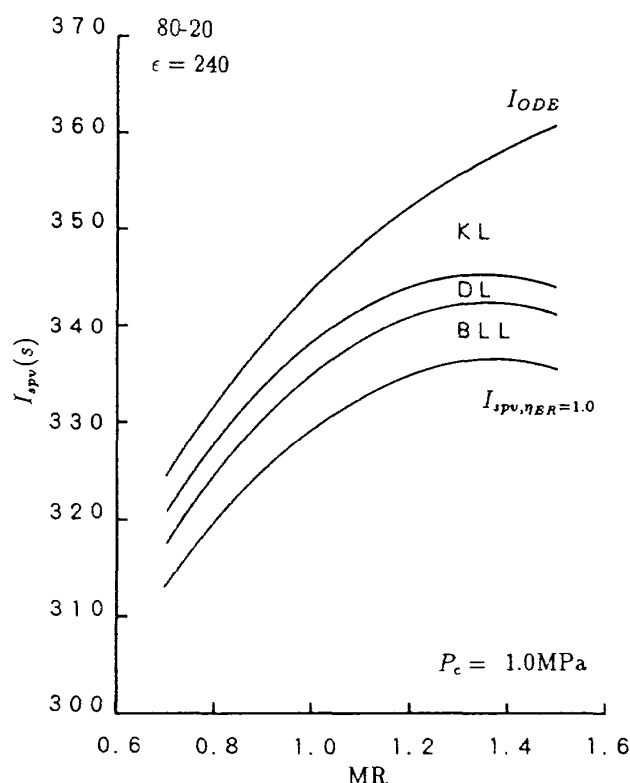
A. エンジン性能と熱伝達の予測

A.1 エンジン性能予測

エンジン性能の予測は既開発の二次元化学非平衡プログラム^{A1)}によって行った。実験結果よりエネルギー発生効率を求める場合の分母として計算による理論性能を用いている。再生冷却燃焼器の場合には、再生冷却に伴う吸収熱量が燃料のエンタルピの増分となるがこれと吸熱による燃焼ガスのエンタルピの減少分が釣り合うものとして計算を行っている。計算により得られた比推力性能を図A1に示す。図中には、一次元化学平衡流からの各種の損失も示している。燃焼圧力1.0MPa程度では、化学非平衡損失(KL)が最も大きく、ついで境界層損失(BLL)である。各種の損失を考慮し、エネルギー発生効率を100%とした場合の真空比推力は混合比1.3前後で最大値335sである。

A.2 燃焼器の熱伝達予測

ここで用いられたプログラムは再生冷却燃焼器およびインジェクタの設計および実験結果の解析



図A1 理論比推力性能と各種の損失

に使用するために開発されたものである。

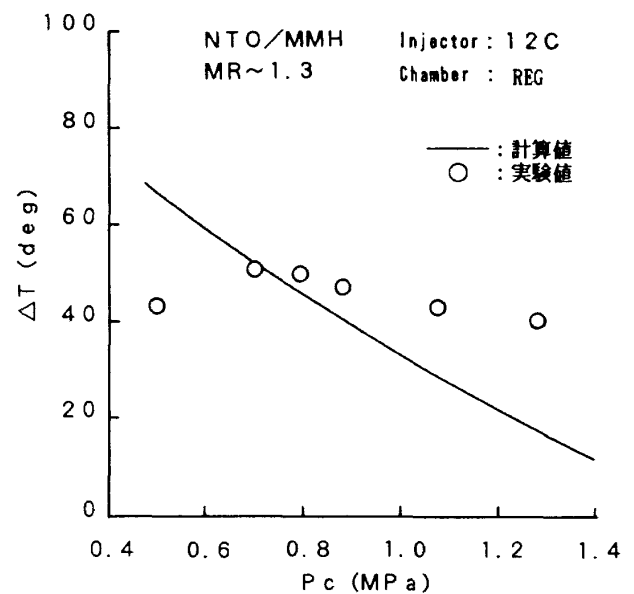
A.2.1 計算モデル

本プログラムはフィルム冷却と再生冷却を併用するロケット燃焼器の冷却性能を推定する事を目的としたプログラムである。フィルム冷却に関しては冷却液は液相において噴射された後燃焼器内の熱により気相となり場合によっては分解、燃焼ガスとの化学反応を起こす。しかし、化学反応まで組込んだプログラムは非常に複雑となり設計計算に使用するには巨大過ぎるため本モデルでは気相、液相でのフィルム冷却効果を化学反応を考慮しない条件で解くものである。また、プログラムを実験結果により校正するため、計算で得られた熱伝達率は、経験定数により補正できるようになっている。本プログラムで使用しているフィルム冷却モデルは、Stechman ら^{A2)}によるものを参考としている。

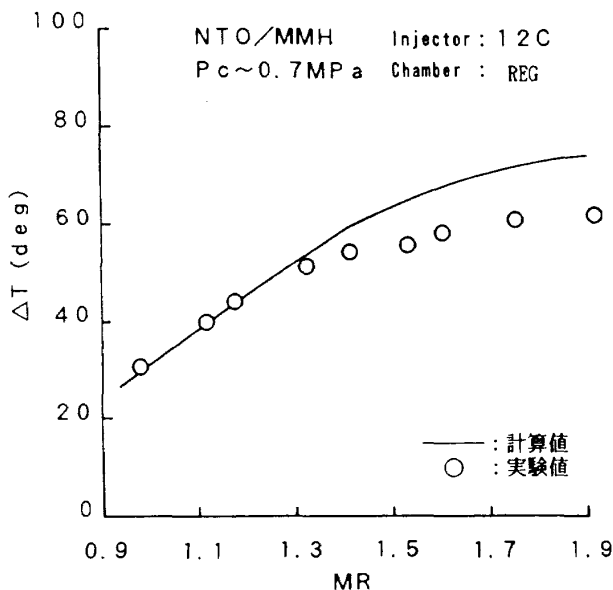
A.2.2 実験結果による校正

計算結果を実験結果と一致させるために、過去に行われた再生冷却燃焼器の試験結果⁸⁾と計算結果が合うように経験定数を定めた。実験結果は450N クラスの燃焼器とインジェクタを用いて行われたものを使用した。この試験においては燃焼室壁温が測定できなかったため校正に使用できるデータは再生冷却出口温度のみである。試験は

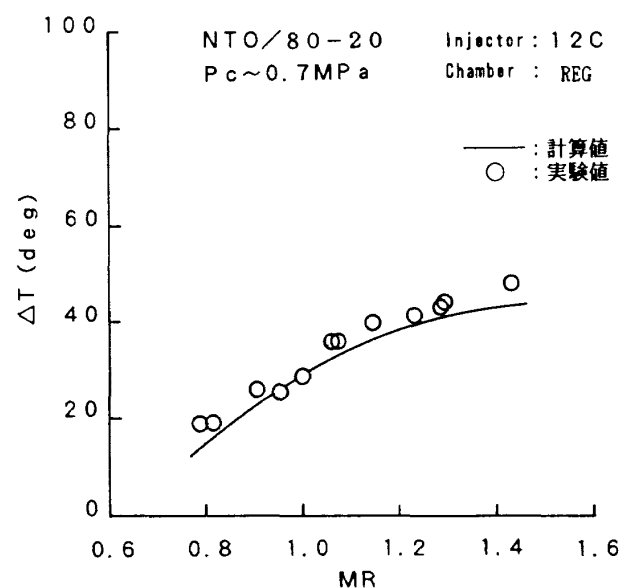
MMH および 80-20を用いて行われたがインジェクタはMMHにたいして最適化されたものである。計算結果と実験結果による再生冷却による燃料液温の上昇を比較する。まず、MMH に対しての結果を示す。図A2は混合比に対する変化である。混合比が高い領域では混合比の影響が少なくなる事がわかる。図A3は燃焼圧力による変化である。計算結果は燃焼圧力の影響をかなり過大評価する傾向がみられる。つぎに80-20に対する結果を示す。図A4は混合比に対する変化である。計算結



図A3 実験値と計算値の比較 (MMH)
燃焼圧力による変化



図A2 実験値と計算値の比較 (MMH)
混合比による変化

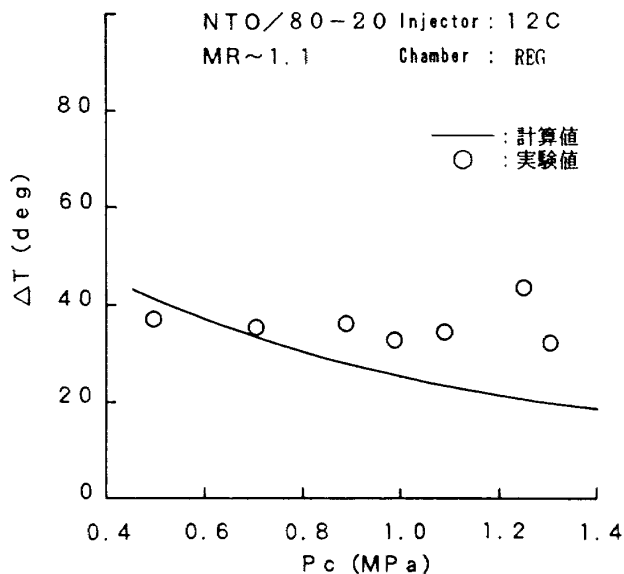


図A4 実験値と計算値の比較 (80-20)
混合比による変化

果は混合比の変化によく対応している。図A5は燃焼圧力に対する変化である。MMHと同様燃焼室圧力の影響が過大に評価されている。燃焼器の設計に対しては圧力の影響を慎重に検討する必要がある。

A.2.3 2000N級エンジンの設計

本プログラムを用いて2000N級再生冷却燃焼器



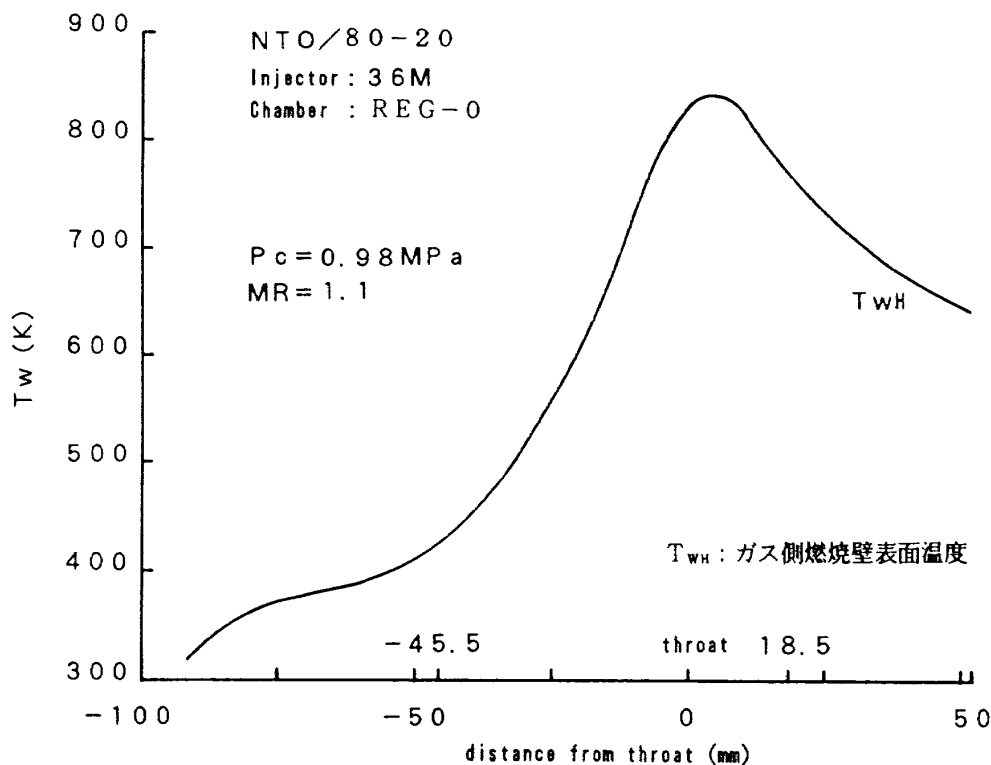
図A5 実験値と計算値の比較 (80-20)
燃焼圧力による変化

(REG-0)および80-20に最適化したインジェクタ(36M)の設計をおこなった。得られた燃焼器壁温分布を図A6に示す。図中の T_{WH} は燃焼器内壁温度の計算値である。この図より、設計点では燃焼室内壁の最大温度は約830°K、燃料液温上昇は約33°Cと見積もられる。材料の耐熱性を考慮しても十分な値である。

A.2.4 燃焼試験結果との比較

初期型の供試体を用いた今回の燃焼試験により得られた結果により本熱伝達計算プログラムを校正した結果を示す。初期型供試体による燃焼試験は、1回の高空性能試験を除いてはすべて大気圧試験であった。大気圧試験においてはノズルの剥離が起こるため再生冷却による燃料液温の上昇はかなり低くなるため正確な校正はできない。このため、ただ1回の高空性能試験の結果により校正を行う。

今回の燃焼試験では450N級燃焼器の試験とは違って燃焼器壁温の測定を行っているが4章で述べた様に壁温を正確に測定しているとは言えないため、やはり再生冷却による燃料液温の上昇だけを校正に用いている。その結果、初期型の燃焼器



図A6 燃焼室壁温計算結果 (REG-0)

には設計で予想されたよりも過大な負荷がかけられていた事が明かとなった。壁温の推定結果は図 A7 に示すようになる。図中の T_{WM} は温度計測位置（内壁より 1mm）の温度の計算値である。ス

ロート及びノズル位置で予想よりかなり低い温度となっているのは燃焼器と熱電体との接触熱抵抗、測定部への燃料の侵入などが影響していると思われる。燃焼室とスロートで測定値のばらつきが大

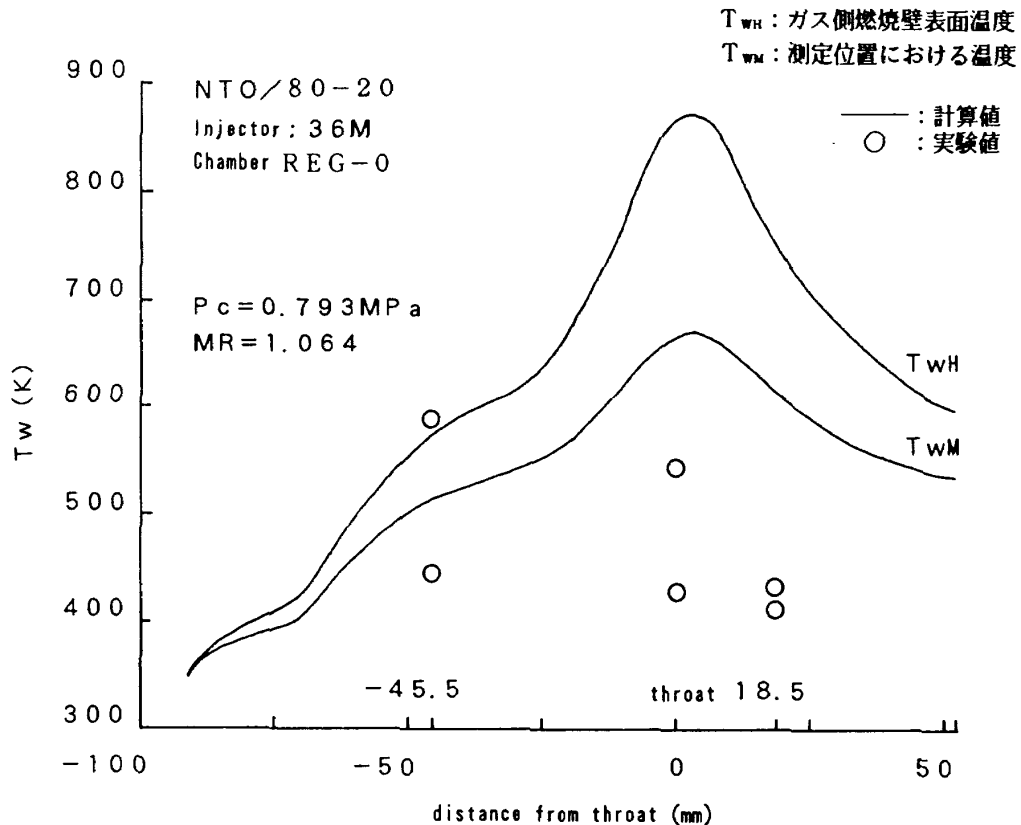


図 A7 実験値と計算値の比較 (REG-0)

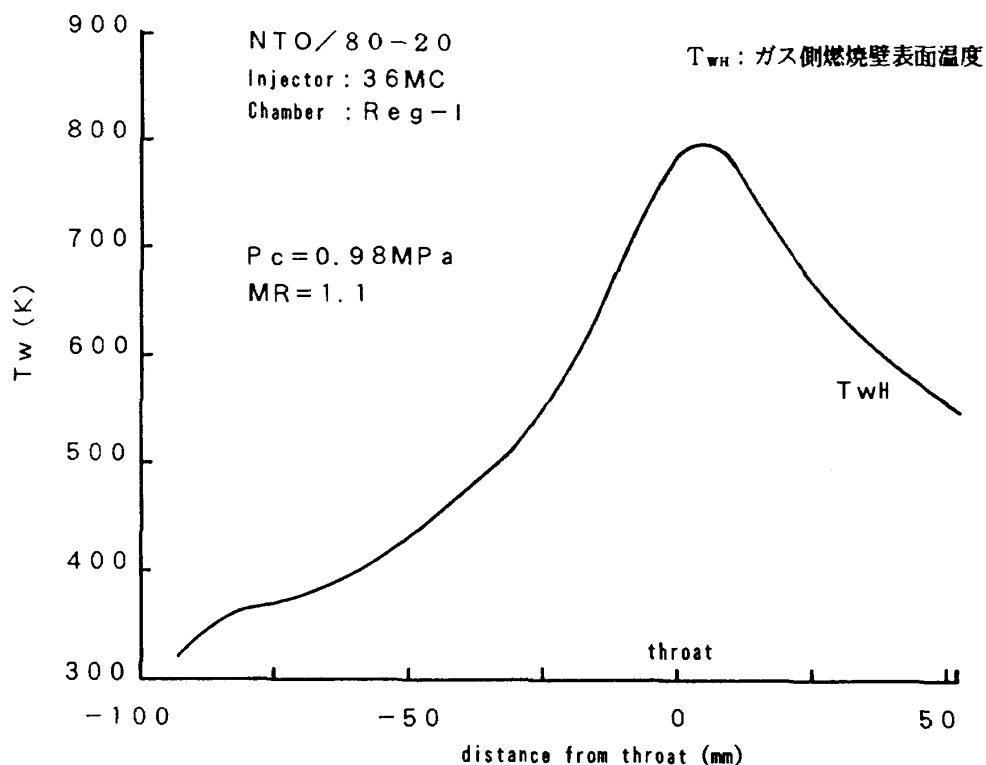


図 A8 燃焼室壁温計算結果 (REG-II)

き一因は冷却溝での圧損が少ないことによる流れの片寄りであろう。また、収縮開始部の温度がスロートとほぼ同レベルであることよりフィルム冷却はこの位置では効果が少ないことがわかる。

A.2.5 改良型燃焼器の熱伝達特性

燃焼器の破損に伴いインジェクタおよび燃焼器の改良を行った。この改良に伴い燃焼器の熱伝達特性が変化すると考えられるため初期型の供試体により較正された熱伝達計算プログラムにより熱伝達特性の予測を行う。

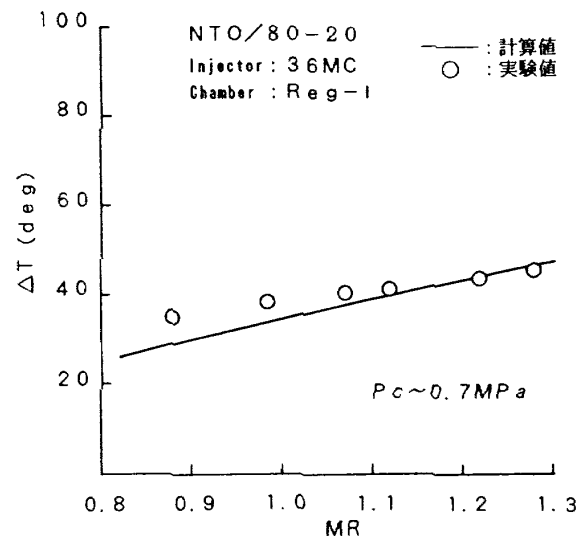
図A8にインジェクタ36MCに対する予測結果を示す。燃焼器内壁を厚くした事およびフィルム冷却率を大きくした事により再生冷却による燃料液温の上昇は大幅に軽減されている。この熱伝達プログラムにより予測される再生冷却に伴う燃料液温上昇を実験値と比較する。図A9はMMHの場合について混合比の影響を示したものである。図A10は80-20の場合について混合比の影響を示したものである。計算結果は混合比による変化と良く対応している。図A11は燃焼圧力の影響を示している。計算結果は燃焼圧力、混合比の影響を過大に評価する傾向にあるようであるが、今回の試験範囲においてはほぼ満足できる一致度を得ている。

図A12は燃焼器壁温の測定結果と計算結果を比較したものである。REG-I燃焼器以降は高周波振

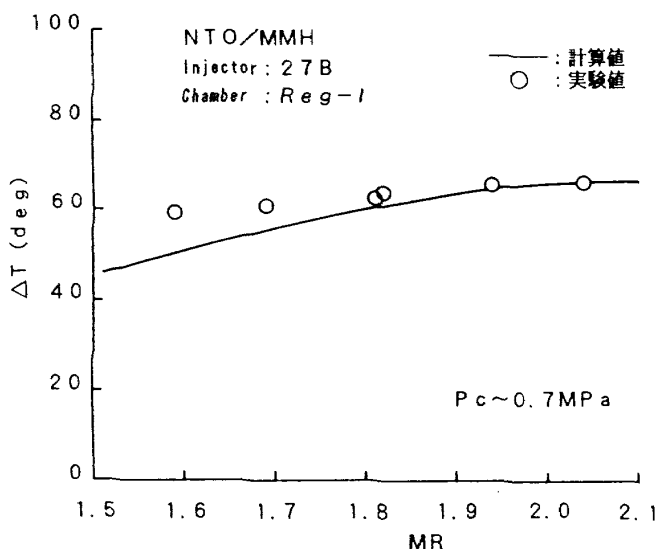
動燃焼を音響キャビティにより防止しているため収縮開始点の温度は図A7に比較してかなり低くなっている。また、各測定点の温度のばらつきが小さくなっているのは冷却溝の抵抗増による流れの均一化の効果と思われる。

A.3 まとめ

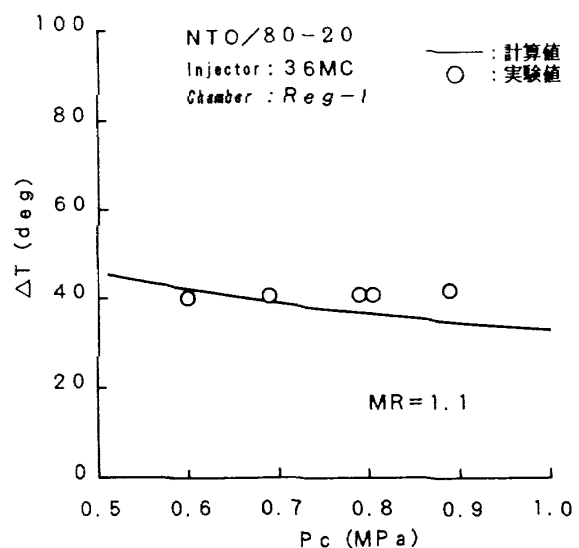
以上の結果より、本熱伝達プログラムはフィルム冷却、再生冷却燃焼器の熱伝達解析プログラムとして有効であることがわかった。ただし、エンジンが大幅に変更された場合には実際に燃焼試験を行って得られたデータによりフィルム冷却効率



図A10 実験値と計算値の比較 (80-20)
混合比による変化



図A9 実験値と計算値の比較 (MMH)
混合比による変化



図A11 実験値と計算値の比較 (80-20)
燃焼圧力による変化

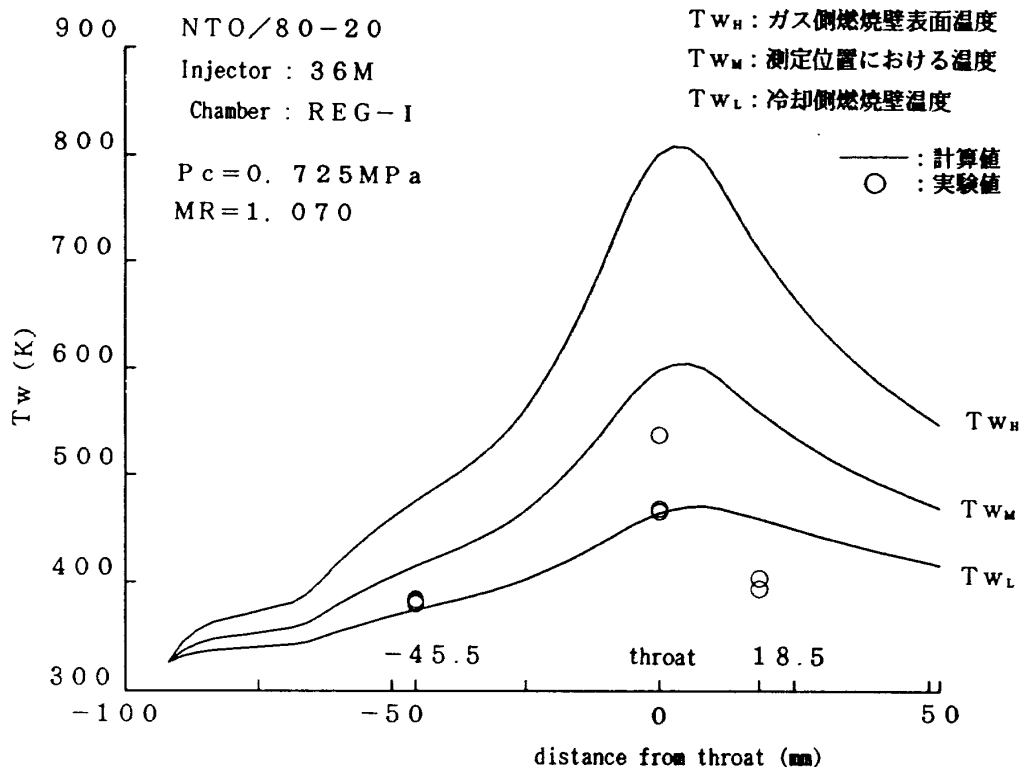


図 A12 実験値と計算値の比較 (REG-I)

の係数を決定する必要があるなど実用上の問題が多い。これらを解決するためには、インジェクタ性能の高精度な予測，フィルム冷却のより詳細な解析が必要である。

引用文献

- A1) 中橋和博, 宮島 博, 木皿且人, 毛呂明夫 ; ロケットノズルの性能予測法, NAL TR-771 (1983).
- A2) Stechman, R. C., Oberstone, J., and Howell, J. C. ; Design Criteria for Film Cooling for Small Liquid-Propellant Rocket Engines, J. Spacecraft, Vol.6, February 1969, pp.97-102.

B. 再生冷却燃焼器の破損 (Test No.6006)

初期型供試体を用いて行われた燃焼試験（試験番号 TN.6006）において燃焼終了後のページ中に燃焼器の破壊が起きた。ここでは試験の状況，原因について報告する。

B.1 試験条件

B.1.1 供試体と設定条件

試験に使用した供試体と TN.6006 の設定条件を表 B1 に示す。供試体はインジェクタ 27B，燃焼器 REG-0 を用い，燃料は 80-20 を使用している。80-20 燃料をインジェクタ 27B で使用したのは TN.6001～TN.6005 でインジェクタ 36M により振動燃

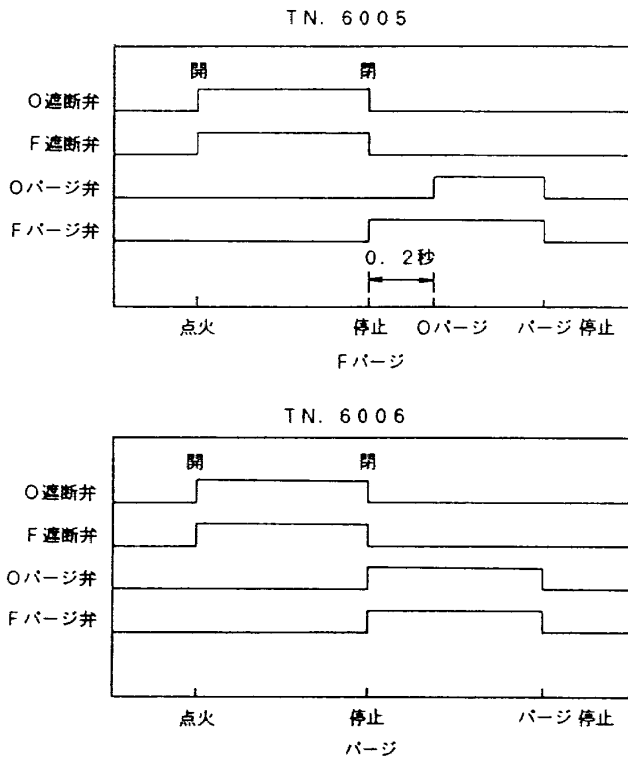
表 B1 供試体と設定条件

インジェクタ	27B
燃焼器	REG-0
燃料	80-20
燃焼圧	700 kPa
混合比	1.1

焼が発生した原因がインジェクタ36M固有の特性であるとの推定を確認する目的であった。

B.1.2 燃焼シーケンス

試験時のシーケンスを図B1に示す。



図B1 燃焼試験シーケンス

1) 燃焼開始

O側およびF側の遮断弁を同時に開く。遮断弁からインジェクタまでの推進薬の到達時間は、燃焼圧力800kPa、混合比1.1の場合、O側約0.3秒、F側約0.5秒と推定される。

2) 燃焼停止

TN.6001～TN.6005ではO側に逆止弁が無く、酸化剤がパーズラインに逆流することを懸念して、O側遮断弁閉からO側パーズ弁開までの間に0.2秒の遅延時間を取っている。TN.6006では逆止弁が付いたため、O側遮断弁閉と同時にO側パーズ弁開としている。

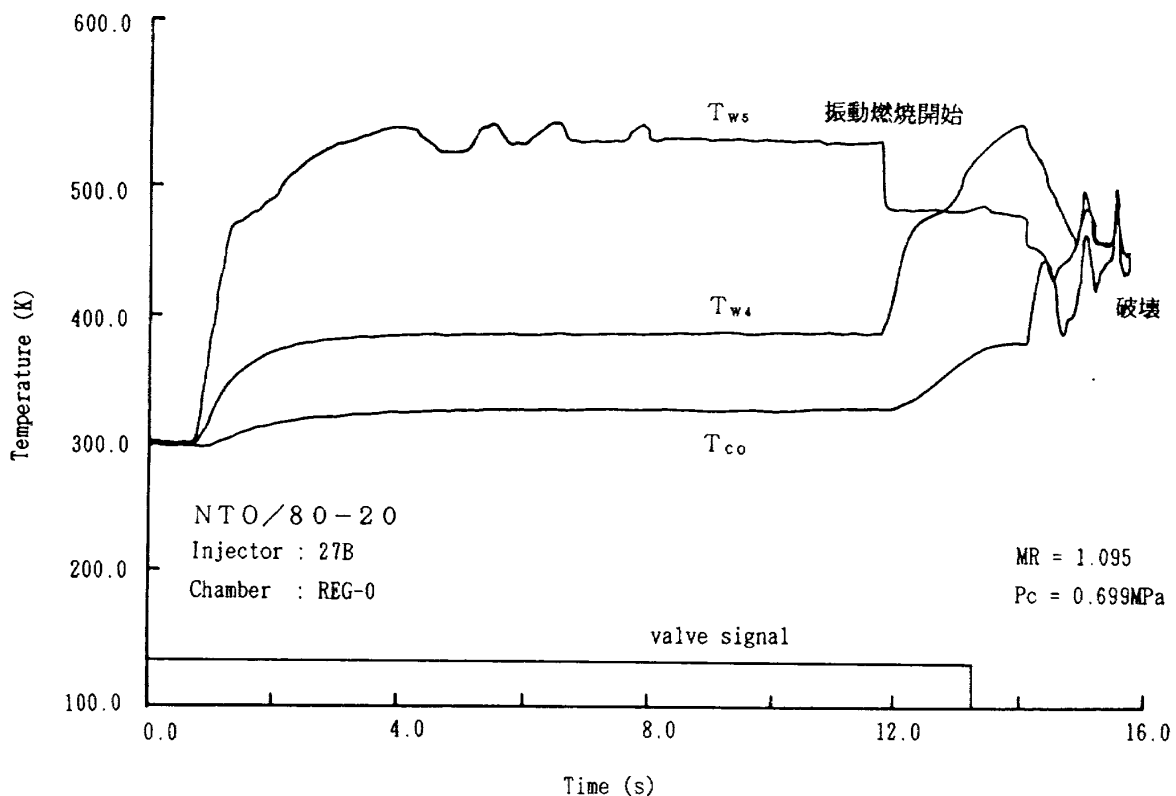
非常停止の場合には、その時点から通常の停止シーケンスに移行する。

弁の反応時間は、信号を出してから実際に開閉が行われるまで約0.2秒以下と見積もられる。

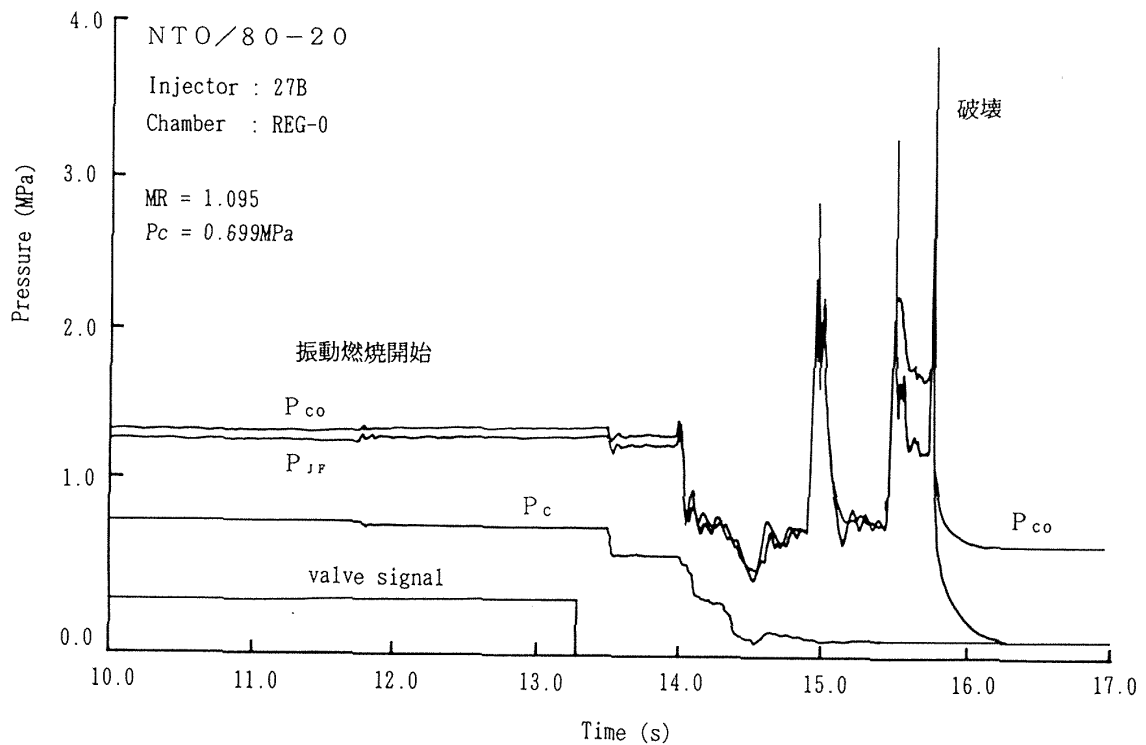
B.2 試験状況と解析結果

B.2.1 燃焼試験状況

燃焼は大気圧下において行われた。燃焼開始後約11.7秒からポップが引金になったとみられる振動燃焼が起こった。図B2に燃焼壁温度と再生冷



図B2 燃焼器壁温の時間変化

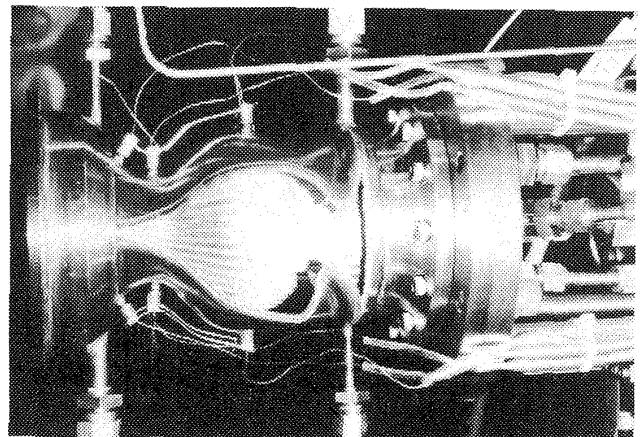


図B3 圧力の時間変化

却出口温度の時間変化を示す。振動燃焼の発生に伴い再生冷却出口温度 T_{co} 、収縮開始部の燃焼室壁温度 T_{w4} が急上昇している。これより、13.3秒に手で非常停止した。通常は、ここで振動は止っていたが、TN.6006では止らずパージ中でも断続的に振動が起こり、数度にわたり配管内の圧力が急上昇(図B3 参照)した後、再生冷却溝の外壁を破損した。

B.2.2 破壊原因

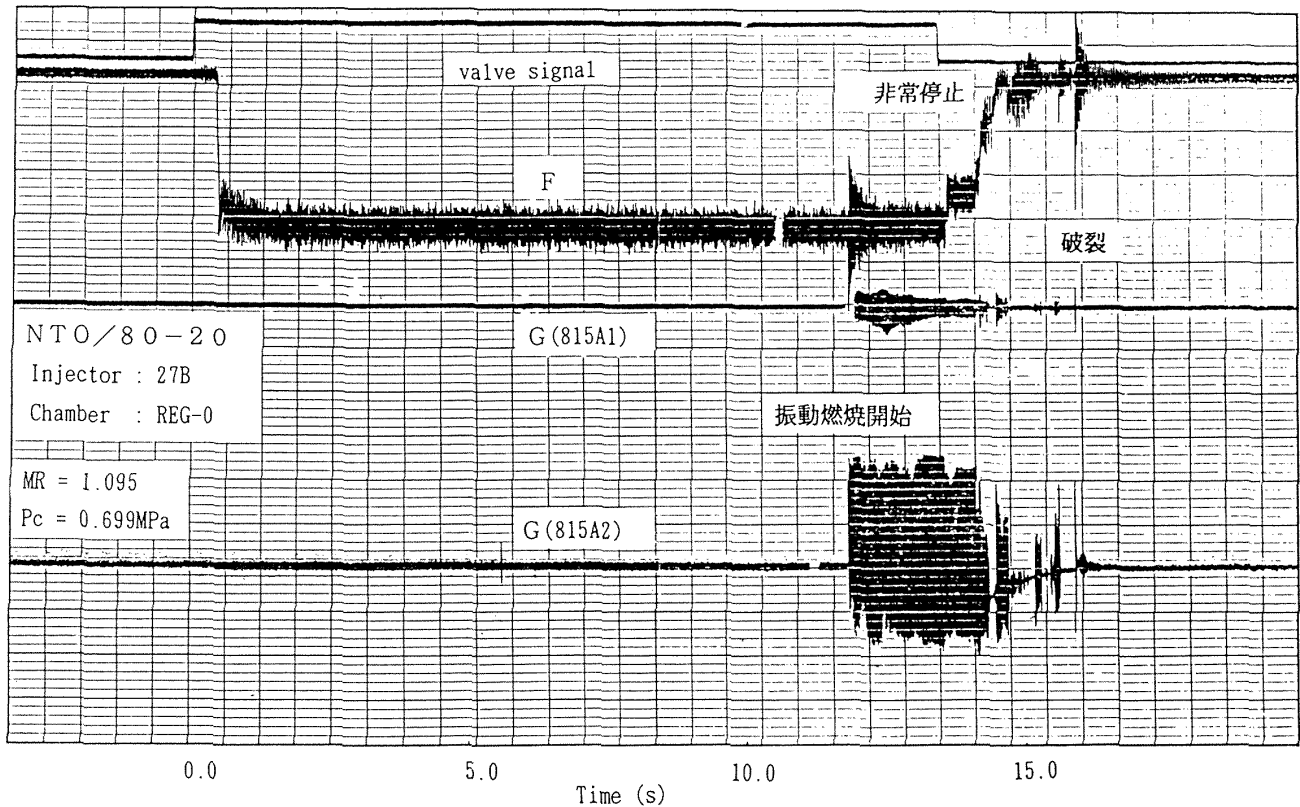
初期型の供試体の燃焼試験においてはほとんどの燃焼試験において振動燃焼の発生が観測されている。この原因は燃料噴射液温の上昇によるポップの発生である。ポップによって発生した振動が燃焼器の固有振動と共振したものと考えられる。本文中で述べたようにこの振動燃焼は音響キャビティの装着によって完全に押えられた。この振動燃焼により、インジェクタ近傍における燃焼器への熱流束が設計値の数倍となり、この部分の温度が急速に上昇し、再生冷却出口側において爆発的な圧力上昇が起こった事が判る。試験後の燃焼器の破壊状況を図B4に示す。



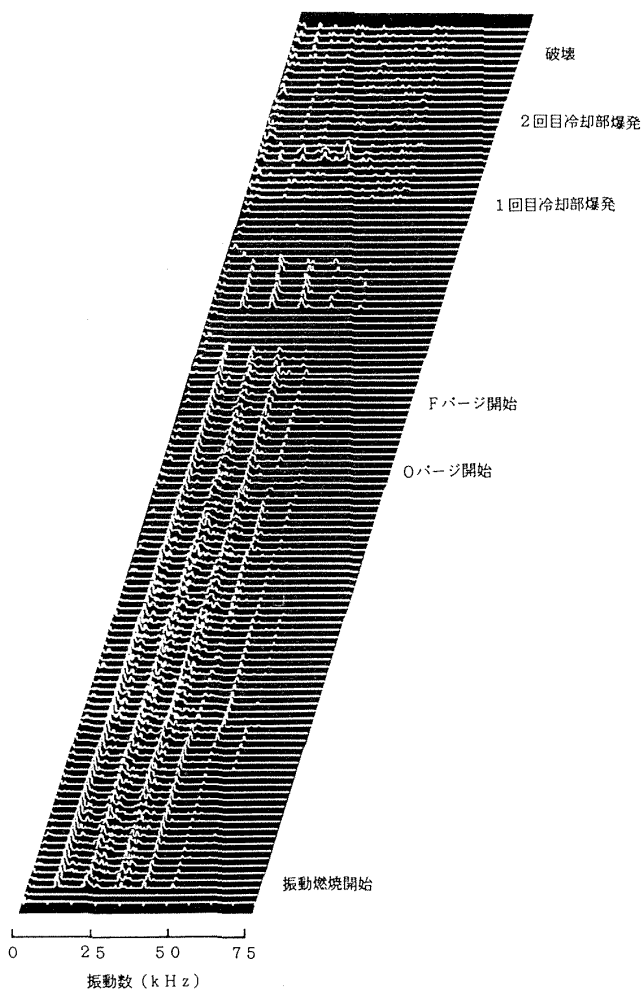
図B4 燃焼器破壊状況

B.2.3 振動解析結果

今回行われた混合燃料再生冷却燃焼試験において、軸方向加速度データをより正確に得るため、インジェクタフランジ後方に二種類のセンサ(815A1, 815A2)を取り付けた。得られたデータを図B5に示す。データを解析した結果、定常燃焼中では815A2の方で19.82G (P-P)、振動燃焼中のピークは、815A1ではほぼ1627G (P-P)であった。スペクトルの時間変化を図B6に示す。図より振動燃焼中の周波数は、9.5kHzで9.5kHz 間隔で増えている。この周波数は燃焼器の固有周波数とほぼ一致しており燃焼器が高周波振動燃焼を起こして



図B5 推力及び加速度の時間変化



図B6 振動スペクトルの時間変化

いることがわかる。

B.3 まとめ

以上の解析結果より今回の供試体破壊の原因は、ポップが引金となって発生した高周波振動燃焼によりインジェクタ近くの燃焼器壁温が急激に上昇し冷却溝内の燃料が自己分解したためと推定される。音響キャビティを取付けたインジェクタと組合せたREG-I燃焼器以降は高周波振動燃焼は防止されている。従って、振動燃焼の防止対策をしっかりすれば同様の原因による燃焼器破壊の危険は避けることができる。

航空宇宙技術研究所報告1082号

平成2年9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
