

ISSN 0389-4010  
UDC 536.629.76:  
629.78

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-853

低推力貯蔵性推進薬エンジンの高空性能

日下和夫・黒田行郎・佐藤政裕

只野 真・飯原重保

1985年2月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
全 体 計 画	宮 島 博 <sup>*</sup> , 井 町 宇 一 <sup>**</sup>
供 試 体 計 画	毛 呂 明 夫 <sup>*</sup> , 中 村 昌 邦 <sup>**</sup>
実 験 ・ 計 測 デ ー タ 整 理	熊 谷 達 夫 <sup>*</sup> , 木 皿 且 人 <sup>*</sup> 佐 藤 和 雄 <sup>*</sup> , 阿 部 登 <sup>*</sup> 須 藤 孝 幸 <sup>*</sup>

\* 角田支所

\*\* 石川島播磨重工業(株)

# 低推力貯蔵性推進薬エンジンの高空性能\*

日下和夫\*\* 黒田行郎\*\* 佐藤政裕\*\*

只野真\*\* 飯原重保\*\*\*

## Performance of A Low Thrust Storable Engine With Large Area Ratio Nozzles

Kazuo KUSAKA, Yukio KURODA, Masahiro SATO  
Makoto TADANO, and Shigeyasu IHARA

### ABSTRACT

High altitude simulation tests of a storable engine with a thrust of 500 N and a chamber pressure of 700 kpa were conducted to evaluate the nozzle performance at low thrust and low chamber pressure. Since the available facility did not allow tests of such an engine, an auxiliary annular ejector/diffuser system was developed. Two injectors, one with 15% fuel film cooling and the other 25%, were used. A comparison of performances between nitrogen tetroxide/monomethyl hydrazine (NTO/MMH) and nitrogen tetroxide/hydrazine propellant systems was made. A vacuum specific impulse of 305 seconds was obtained with NTO/MMH and a 150 : 1 area ratio nozzle at a energy release efficiency of 95%. By altering fuel from MMH to hydrazine, a peak specific impulse of 317 seconds was measured with 25% film cooling and a 150 : 1 nozzle. Large area ratio specific impulses can be predicted generally within 0.5% when energy release efficiencies are evaluated from sea level thrust measurements with a low area ratio nozzle.

### 1. ま え が き

人工衛星の大型化、多様化に伴ってアポジ推進などの軌道変換用の主推進系に貯蔵性二液システムを用いることの有用性が明らかになってきた。<sup>1,2)</sup> 我が国でも昭和60年代の後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の採用が検討されている。米国およびヨーロッパにはフライト実績または十分な地上試験を経たエンジンがある。<sup>3)</sup>

我が国においてはN-1ロケットの第2段用LE-3エンジンの開発経験はあるものの、液体アポジエンジンに適用可能な低推力レベルのエンジンの研究開発の実績はない。二液システムの実現のための重要な要素のひとつは、エンジンが目標の比推力を達成し、十分な耐久性を有することである。

本研究の主目的は、我が国の現在の技術水準でどこまでの性能が達成可能かを試作、試験によって確かめる事である。これによって性能向上と耐久性の向上をはかるための基礎データを得ようとした。また、比推力性能を求めるための高空性能試験には多額の費用を要することを考慮して、海面高度試験デ

\* 昭和60年1月22日受付

\*\* 角田支所

\*\*\* 石川島播磨重工業(株)

ータとノズル性能計算による比推力の予測の有効性を検討することも目的とした。

真空中で高い比推力を得るには燃焼効率の向上の他に、大きな膨脹比のノズルを用いること、高エネルギーの推進薬を用いることなどが考えられる。燃焼室の耐久性を損なわないで 100% に近い数% の燃焼効率の向上をはかることは容易ではないが、後の二者については確実に比推力の向上が期待できる。本報では、タンク加圧式の推進系を念頭において、最初の実験用エンジンとして四酸化窒素/モノメチルヒドラジン ( $N_2O_4/MMH$ ) を推進薬とする推力 500N、燃焼室圧 700KPa、ノズル開口比 150 の諸元を設定した。低燃焼圧、高膨張エンジンの試験用の補助エゼクタ、ならびに低推力計測システムの設計および試験成績について最初に述べ、次に真空比推力の測定結果を示す。また、MMH よりも高エネルギーでしかも取扱いが比較的容易であるヒドラジン ( $N_2H_4$ ) を用いたときの比推力を MMH のそれと比較する。最後に実験結果とノズル性能計算との比較検討をおこなう。

## 2. 実験装置

加圧供給式推進システムにおいては、推進薬タンクの構造重量とエンジン比推力とのトレードオフから、一般に燃焼圧力の低い点がシステム上の最適な条件となる。燃焼圧力の低い高膨張エンジン試験には環境圧力を非常に低くしないとノズルのフルフローが確保されないため、排気装置には高い性能が要求される。また、500～1000N レベルの低推力を測定するための装置については我々は過去に経験がなかった。本節では、新規に必要な排気装置および推力計測装置の設計と性能について述べ、併せて、推進薬供給装置についても簡単にふれる。

### 2.1 排気装置

#### 2.1.1 排気装置の設計検討

表 1 に排気装置の設計のために設定したエンジン諸元と排気装置に対する要求条件を示す。ノズル開口面積比 200 : 1 までのエンジン試験が可能となるようにした。このとき、ノズル出口壁面静圧は 0.4 KPa (約 3 Torr) となる。排気装置に対する要求は、

表 1 エンジン設計諸元と設備設計要求

THRUSTER DATA		
PROPELLANT		$N_2O_4/MMH$
THRUST	N(KGF)	490(50)
CHAMBER PRESS.	KPA(KG/CM <sup>2</sup> A)	686(7.0)
MIXTURE RATIO		1.65
PROPELLANT FLOW RATE	G/S	161
NOZZLE THROAT DIAMETER	MM	22.4
NOZZLE AREA RATIO		200:1
NOZZLE EXIT WALL PR.	KPA(TORR)	0.39(3)
MINIMUM FIRING DURATION	S	5.0
MAXIMUM FIRING DURATION	S	50.
EXHAUST SYSTEM DESIGN REQUIREMENT		
DIFFUSER INTET DIAMETER	MM	400
PREIGNITION CAPSULE PR.	KPA(TORR)	<0.8(6)
STEADY CAPSULE PR.	KPA(TORR)	<0.4(3)
THRUST MEASURING SYSTEM DESIGN REQUIREMENT		
MAXIMUM LOAD	N(KGF)	1078(110)
OVERALL PRECISION	%	<0.2
CALIBRATION IN VACUUM & AMBIENT PRESSRE		

エンジン着火前の低圧室圧力 0.8KPa 以下、定常燃焼時の低圧室圧力 0.4KPa 以下という値となった。前者はエンジン着火直後からノズルがフルフローとなるための条件である。高膨張エンジンの比推力を求めるためには必ずしも長秒時の燃焼試験を必要としないし、また、本格的な耐熱材料の燃焼室を用いないで、通常の金属燃焼室をヒートシンクとして用いた短秒時試験によって比推力を求めることができる。このために必要な条件が着火前低圧室圧力 0.8KPa 以下という値である。

図 1 に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<sup>4)</sup>の排気装置の略図を示す。蒸気エゼクタ系の主要なデータを同図に示すが、蒸気流出後 15 秒間は低圧室の急速な減圧を防ぐためバイパス流路から徐々に減圧し、低圧室圧が約 13.3KPa (100 Torr) のときに排気系の仕切弁を開とする。蒸気流出後 20 秒後にはデフューザ背圧は約 30 Torr (4KPa) となり、40 秒後には約 25 Torr となる。低流量域における二次流量に対するエゼクタの吸込圧の感度は空気の場合、約 1.4 Torr/kg である。現在まで、必要に応じて供試エンジンに適合するデフ

ューザを設計し、最初に設置したデ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処してきた。今回も、着火前の低圧室圧力の要求（6Torr以下）を外せば、後述するようにセカンドスロートデフューザの設置によって定常時のノズルのフルフローを確保することは可能である。しかし、ノズル出口部とデフューザ入口部とのあいだにできる二次流の最小流路断面積が小さくなるため、低圧室圧力30Torrから6Torrまで減圧するのに約50秒を必

要とする計算となり、ノズルのフルフローを確保するまでに50秒のオーダーの燃焼が必要となる。これはヒートシンク燃焼室を用いたときの燃焼秒時（約5秒）とはほど遠い。以上の事から、今回は、着火前に6Torr以下の低圧室圧力を確保でき、しかも、供試エンジンに適合するデフューザの機能を有する補助エゼクタ装置を設置することにした。

図2にエゼクタ/デフューザの代表的な概念を示す。

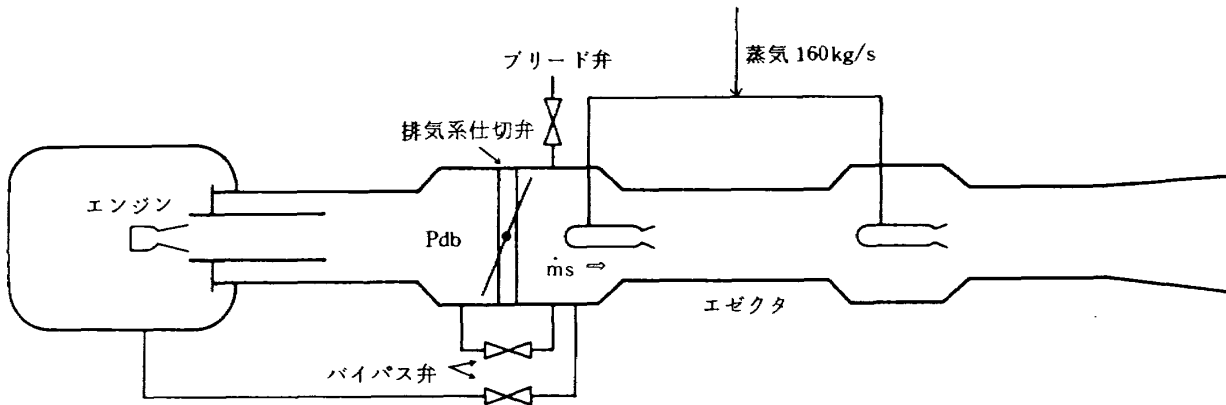
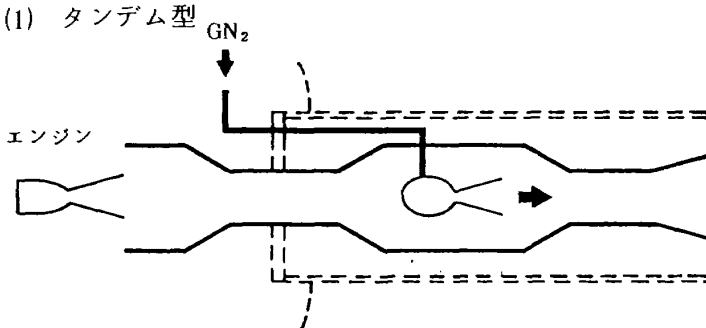


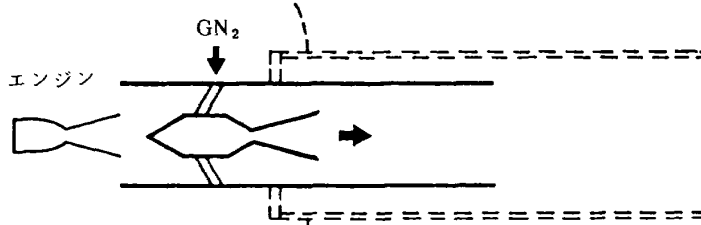
図1 NAL HATS 蒸気エゼクタ系

(1) タンデム型



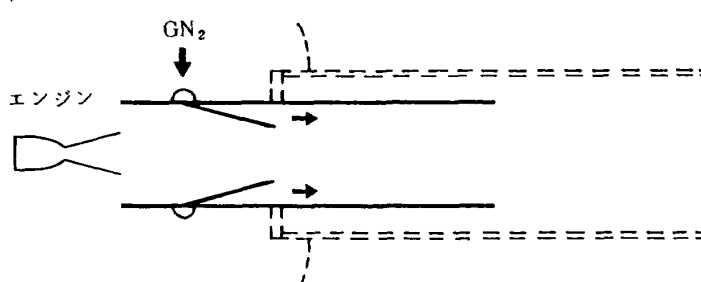
設計データ有  
長さ大  
製作費大

(2) センタボディ型



長さ小  
高熱負荷部冷却の要あり  
設計データ若干あり

(3) アニュラ型



長さ小  
冷却不要  
設計データなし

図2 各種エゼクタ/デフューザの概念

(1)のタンデム型は最も直接的であり、設計データも豊富であるが、装置の長さが大となり、デフューザ部、エゼクタ部共に冷却が必要となり、製作費が高くなることが考えられる。(2)のセンタボディ型は、デフューザとエゼクタを一体型としたものである。センタボディ型デフューザに関しては筆者らも若干の試験研究実績があるが<sup>5)</sup> 燃焼ガスが直接に衝突するセンタボディの先端部やセンタボディの支持部の冷却設計が容易ではない。(3)のアニュラ型は同様にデフューザとエゼクタを一体型としたものであるが、アニュラノズル部およびその下流の壁面はエゼクタの駆動ガスによって冷却されるため、冷却が不要となる。アニュラエゼクタの設計資料はほとんどなく、流れはきわめて複雑であり、詳細な流れの計算は出来たとしても多大の労力を要する。単純な計算によって設計し、実験的に性能を確認するという従来我々が取ってきた手法がアニュラエゼクタにも有効であるかどうかを調べる事も目的のひとつとしてアニュラエゼクタ/デフューザを選定した。

補助エゼクタ/デフューザの作動モードを図3に示す。エンジンの着火前はアニュラノズルをもつエゼクタとして作動する。ここでは、エンジンまわりに水をかけないように、エゼクタの駆動ガスとしては窒素ガスを選定した。エンジンの着火後は駆動用の窒素ガスは壁の方へ押しやられ、エンジンからの超音速の燃焼ガス流に対しては空力的なセカンドスロートを形成する。従って、エンジン燃焼時にはエゼクタとしてよりも、セカンドスロートデフューザとして作動する。

エンジン燃焼時のデフューザのスタートは次のような簡単な方法によって推定する。図4に示すようなセカンドスロートデフューザを考える。セカンドスロート断面積はアニュラノズル出口部の駆動ガスと燃焼ガス流の静圧比によって種々の値を取り得る。ここでは定常時の駆動ガスのノズル出口部の静圧は燃焼ガスの静圧以下になるようにした。このようにすれば、セカンドスロート断面積としてアニュラノズル出口部の幾何形状から決まる値を用い、これを

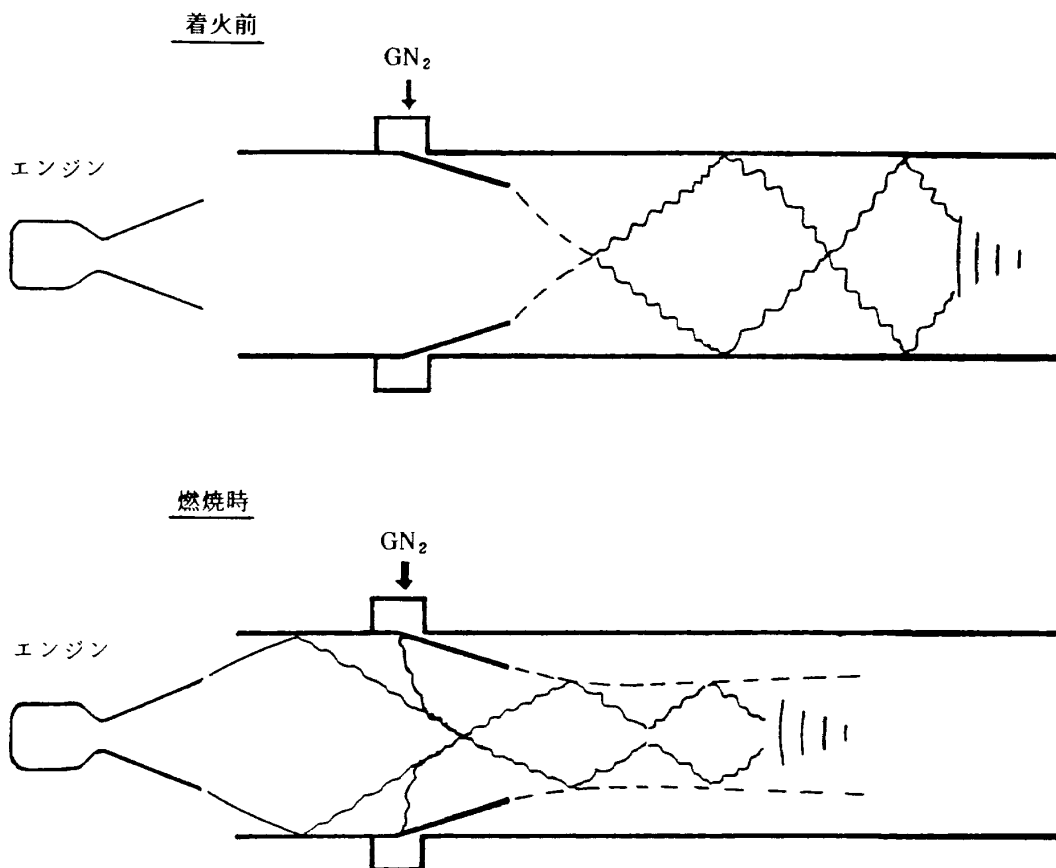


図3 アニュラ型補助エゼクタの作動モード

一定としても大きな誤りはないものと考えられる。アニュラノズル出口部の径は垂直衝撃波理論より決まる断面積比<sup>6)</sup>よりわずかに大きな値として  $A_{st}/A_d = 0.64$  から決定した。このように単純化すれば、既開発のデフューザ性能計算プログラム<sup>6)</sup>を利用することができる。図4にブレークダウン圧力比  $(P_c/P_{db})_{br}$  の計算結果を示す。一般にブレークダウン圧力比とスタート圧力比は同じではないが(ヒステリシス), ここではその区別をおこなわない。ブレークダウン圧力比はエンジンのスロート面積に対するデ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。低圧室(3.5 m径×約5 m長)の減圧時間が過大とならないように、ノズル出口径とデフューザ入口径との差を十分大きく取り、 $D_d = 40$  cm, すなわち  $A_d/A_{th} = 319$  とした。設計点におけるブレークダウン圧力比は  $(P_c/P_{db})_{br} = 144$  となり、 $P_c = 686$  KPaとすれば  $(P_{db})_{br} = 4.76$  KPa = 35.8 torr となり実際の背圧を 30 torr と安全側に見積ったとしても十分な余裕をもっている。図4には一定断面積デフューザ, すなわち, セカンドスロートをもたないデフューザの計算も参考のために示したが, デフューザ入口径を 40 cm とすれば, デフューザ背圧は 23.7 torr としなければならず, 実際の燃焼試験時の測定値(27~30 torr)より低くしないとスタートは得られないように見える。ここの設計検討で用いた幾何形状はきわめて単純化したものであり, スタートの確認は最終的には燃焼試験によら

ねばならない。

着火前におけるエゼクタの機能は低圧室を 6 torr 以下にまで減圧することである。この目的には, エゼクタのスロート面積とダクト部の面積との比  $A_d/A_{th,e}$  (図5参照)を十分大きく取り, かつ, 二次流のない場合のスタートを保証すれば良い。減圧中はエゼクタに対する二次流があることになり, エゼクタは零二次流のスタート圧力比よりも低い圧力比でスタートした状態にある。二次流が零となった時にもスタートしていれば, このときの低圧室圧力は十分低くなる。ここでは, きわめて荒い近似ではあるが, この圧力を開口比が  $A_d/A_{th,e}$  の一次元ノズルの出口圧として求め, この値が 1 Torr 以下となる  $A_d/A_{th,e}$  の範囲で検討した。 $D_d$  の値はデフューザとしての検討から 40 cm としたので,  $A_{th,e}$  に着目してブレークダウン圧力比の計算をおこなう。アニュラノズル/ダクト系のスタートについての詳細な計算は簡単ではないので, アニュラノズルをスロート面積と出口面積が同一のダクトの中心部においたノズルに置きかえてブレークダウン圧力比の計算をおこなった<sup>6)</sup>。図5にアニュラエゼクタのスロート面積に対してブレークダウン圧力比を示す。ノズル開口面積比はアニュラノズル出口部静圧よりも燃焼ガスの静圧が若干高くなるように決め, この値を 41 として検討した。エゼクタスロート面積  $7\text{ cm}^2 \sim 15\text{ cm}^2$  の範囲で零二次流時にスタートするために必要なエゼクタマニホールド部の圧力  $P_t$  は  $441 \sim 196$  KPa

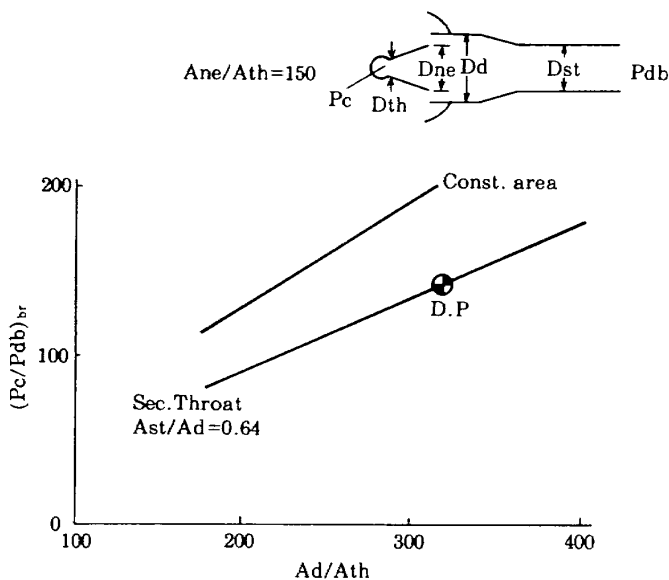


図4 デフューザとしてのスタート圧力比

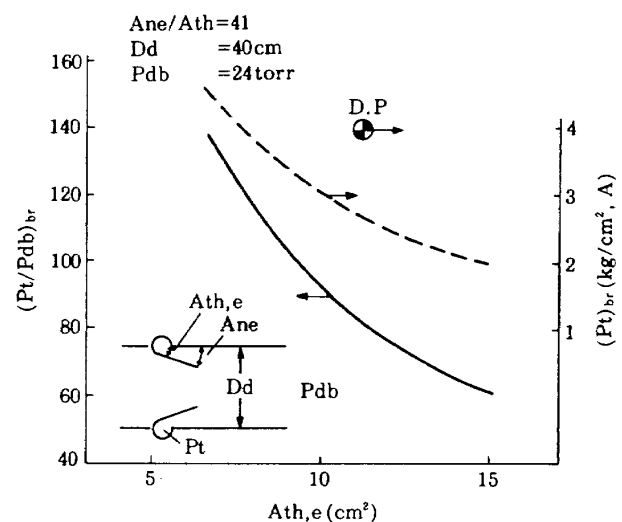


図5 アニュラエゼクタのスタート圧力比

( $4.5 \sim 2 \text{ kgf/cm}^2$ , A)であり, このときの所要  $\text{GN}_2$  の流量は約  $0.72 \text{ kg/s}$  でほぼ一定となり, 既設の設備能力の範囲内にあることがわかった。デフューザ機能の検討の項で前述したセカンドスロートの収縮断面積比の要求からアニュラノズル出口径が決り, これより, アニュラスロートの面積を  $11 \text{ cm}^2$  と決定した。設計点 (D.P.) の  $Pt$  は多少の余裕をもたせて  $392 \text{ KPa}$  ( $4 \text{ kgf/cm}^2$ , A) とした。

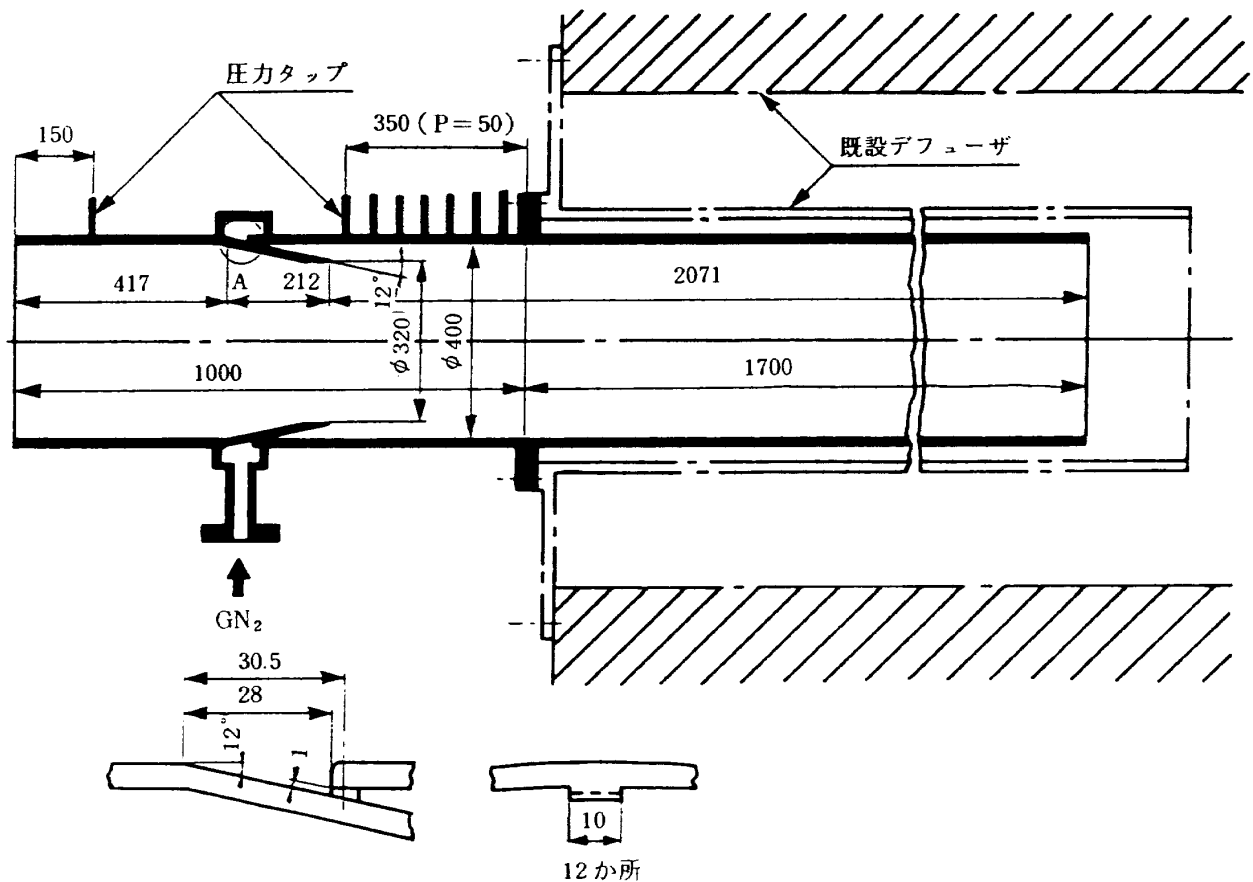
図 6 に製作した補助エゼクタ/デフューザを示す。アニュラスロート部のすきまは  $1 \text{ mm}$  とし, このすきまの製作精度を上げるためと, 構造上の要求から, 12ヶ所の支持部を設け, これをノズルに溶接する構造とした。

### 2.1.2 排気装置の試験結果

前節で設計の概要を述べた補助エゼクタ/デフューザをアニュラエゼクタとして単体試験をおこない, その後エンジンの高空性能試験に使用した。

エゼクタの単体試験ではアニュラエゼクタのスタートを確認することと, 既設の蒸気エゼクタ系と合せたときの適切な作動条件と手順を確立することとを目的とした。

表 2 にエゼクタ単体試験結果を示す。表 2 のブリード弁開度は既設蒸気エゼクタ系の不安定<sup>4)</sup>を防ぐためのブリード弁 (図 1 参照) の開度を示す。補助エゼクタからの窒素ガスが蒸気エゼクタに対して二次流となるので, 既設蒸気エゼクタの不安定を起さないで大気に開放されているブリード弁をある程度しぼり, 補助エゼクタの背圧を下げる事が出来る。表のマニホールド圧と背圧の値は補助エゼクタ窒素ガス弁開後 30 秒の値である。窒素ガス弁開後の低圧室圧力の変化とブレイクダウン圧力比を同表に示した。ブレイクダウン圧力比は窒素ガス弁閉信号後, 低圧室圧力が急速に上昇するときのマニホールド圧と背圧との比として求める。表 2 より, 低圧室の減圧



A 部詳細

図 6 補助エゼクタ/デフューザの主要寸法



時間はマニホールド圧の関数であり、設計点よりやや高目の490KPa(5kgf/cm<sup>2</sup>, A)が適当であることがわかる。ブリード弁開度40%で、設定マニホールド圧が5kgf/cm<sup>2</sup>, A)の実験番号3036においては、既設蒸気エゼクタのブレイクダウンによる背圧振動が観測された。これらのことから、実験番号3034に相当するブリード弁開度60%, 設定マニホールド5kgf/cm<sup>2</sup>, Aを標準作動条件とした。実測されたブ

レイクダウン圧力比は平均87であり、計算値85(図5参照)と良好な一致をしている。図7に標準作動条件における低圧室圧力の変化を示す。補助エゼクタ作動後、約20秒で低圧室圧力は約3Torrとなる

表2 アニュラエゼクタの単体試験結果

Run No.		3032	3033	3034 <sup>A)</sup>	3035	3036 <sup>B)</sup>
BLEED VALVE	% OPEN	60	60	60	40	40
MANIFOLD PRESS.	KG/CM <sup>2</sup> A	4.21	3.31	4.99	6.38	5.13
BACK PRESS.	TORR	24.0	21.3	24.0	20.3	18.8
CAPSULE PRESS.						
AT 0 SEC.	TORR	55.0	43.1	43.6	40.0	45.0
10 "	TORR	8.62	8.94	5.80	5.52	5.48
20 "	TORR	3.76	5.07	2.63	2.72	2.38
30 "	TORR	2.83	3.87	1.95	2.34	1.83
BREAK DOWN <sup>C)</sup>						
PRESS.RATIO	----	92.3	88.7	86.0	88.0	78.3

NOTE: A) BEST OPERATING CONDITION  
 B) STEAM EJECTOR BREAK DOWN DUE TO TOO SMALL BLEED  
 C) MANIFOLD PRESSUR/BACK PRESSUR AT BREAK DOWN DURING THE MANIFOLD PRESSUR TAIL OFF

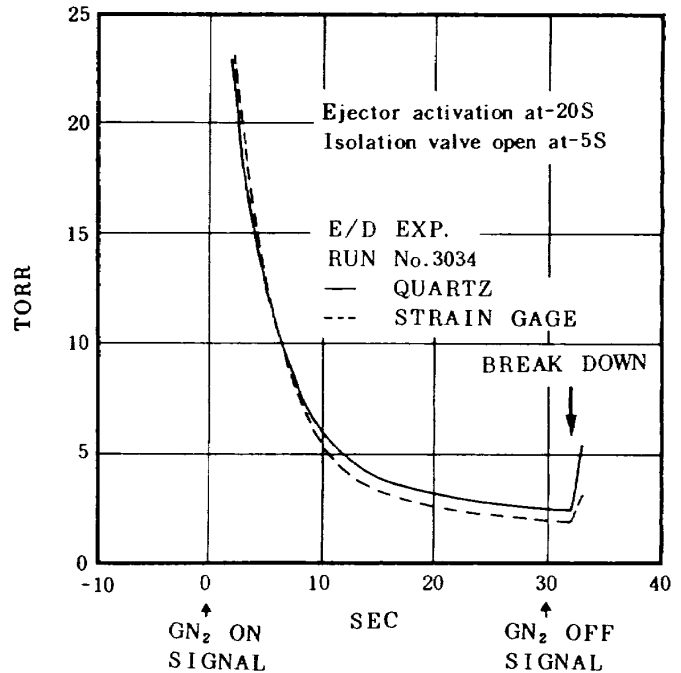


図7 エゼクタ標準作動点における低圧室圧力の変化

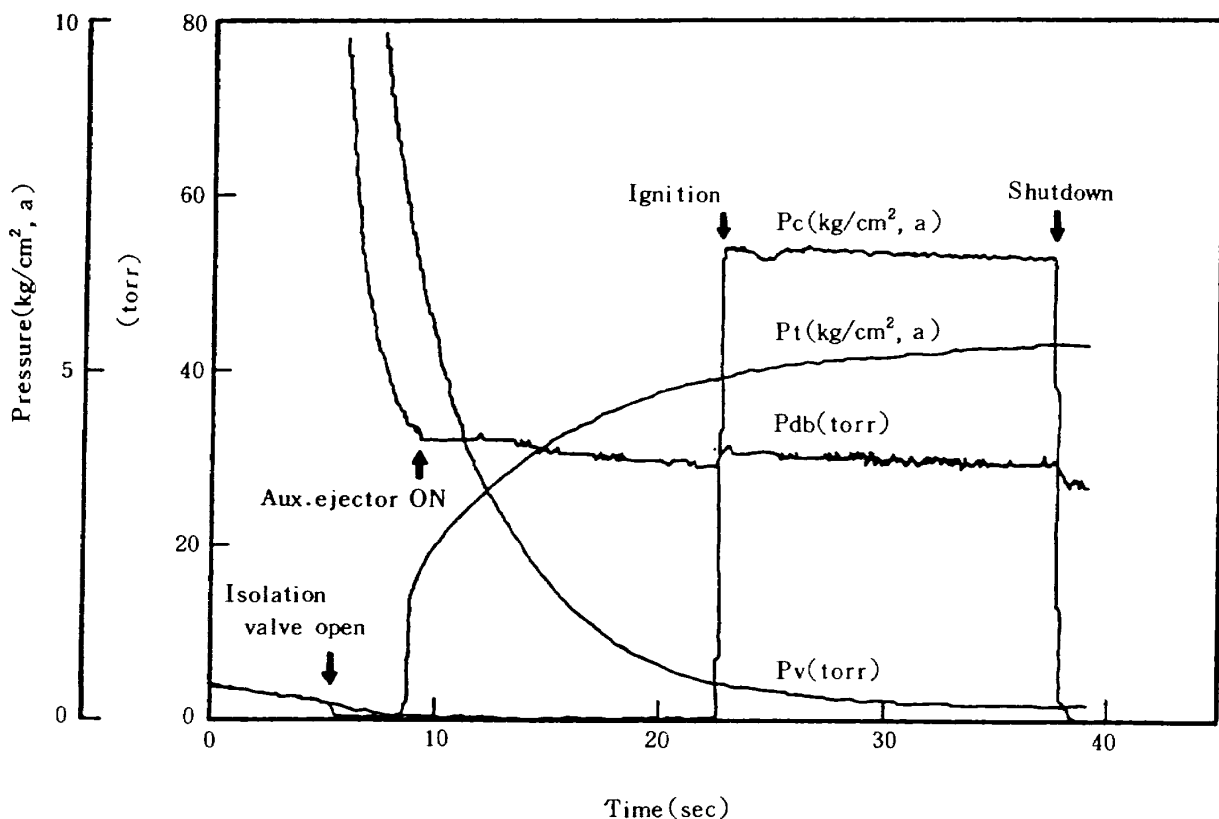


図8 燃焼試験時の排気系各部圧力

ことがわかる。

図 8 に燃焼試験時の排気装置に関連する各部の圧力を示す。 $P_v$  は低圧室圧力、 $P_c$  は燃焼室圧力、 $P_{db}$  は補助エゼクタ / デフューザの背圧、 $P_t$  はエゼクタマニホールドの圧力である。エンジンの着火時および停止時に低圧室圧力の急激な変動はみられないことがわかる。これは、エゼクタモードからデフューザモードへ（図 3 参照）、あるいはその逆の作動モードの切換がきわめて円滑におこなわれている事を示すものである。従って、通常のデフューザでみられるようなエンジン停止時の燃焼圧の低下に伴うデフューザのブレークダウンはみられない。図 4

に示したブレークダウン圧力比を実験的に求める事はできないが、燃焼圧力の定格レベルにおいて、デフューザがスタートした状態であることは確認された。停止時にデフューザブレークダウンによる吹きもどり（ブローバック）がない事は、実機用の薄肉ノズルを地上試験で破損する恐れがないという意味で、実用的にきわめて重要である。

## 2.2 推力計測システム

推力計測システムは較正載荷部、荷重伝達部、ゼロバランス機構部、推力台、支持台ならびに遠隔較正コントロールパネルなどからなる。推力計測シス

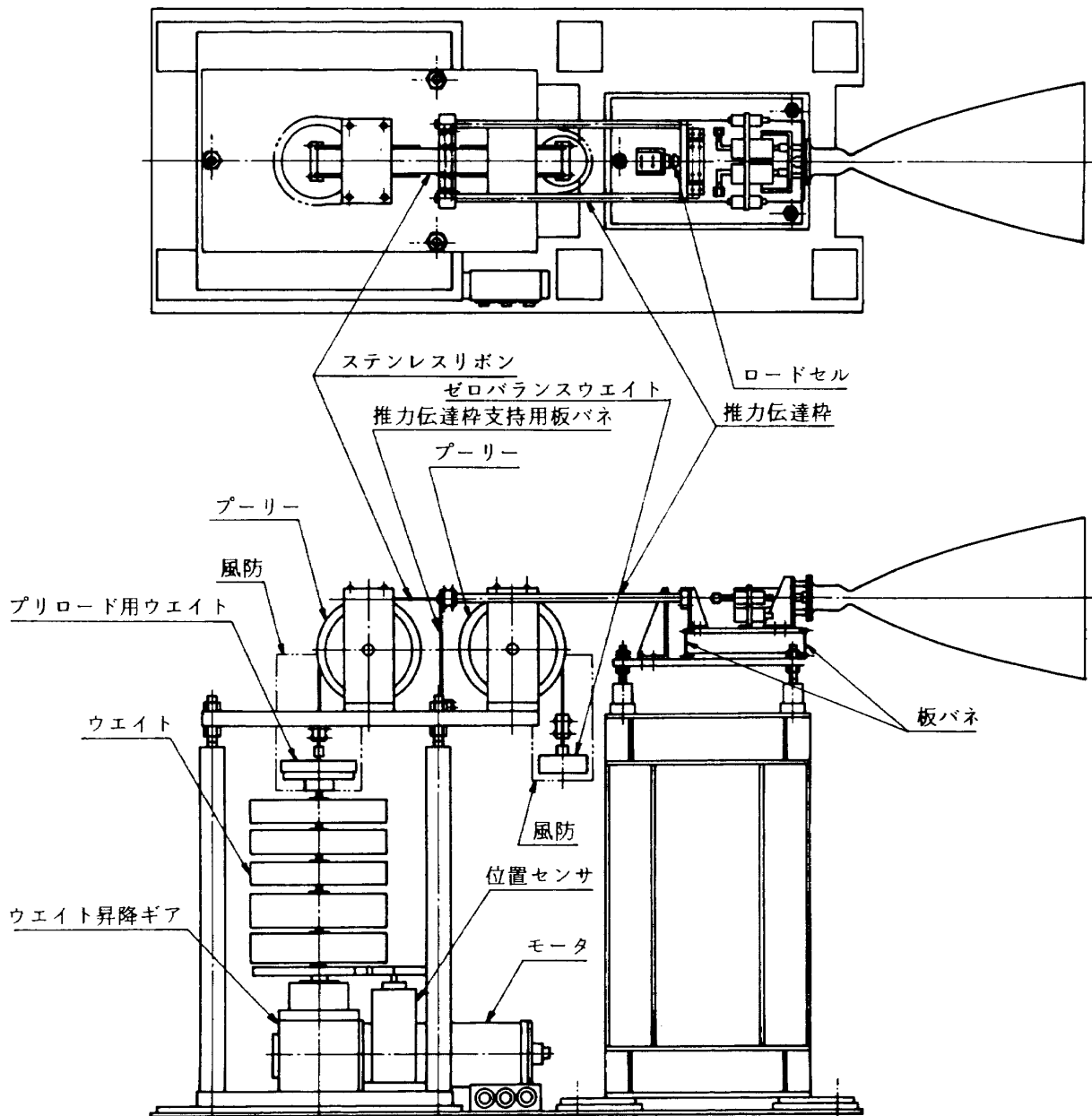


図 9 推力計測システム

テムの略図を図9に、また、その主要諸元を表3に示す。推力台は4枚の板バネによって支持されており、圧力配管の剛性による干渉を防ぐため、圧力変換器は推力台に取りつけた。また、校正荷重はデッドウェイトとし、真空中でも校正がおこなえるようにした。推力計測システムの最大荷重は1078N(110

kgf)であり、要求校正精度は0.2%以下である。

表4に推力計測システムの校正結果を示す。環境圧の効果は必ずしも明確には出ていないようにみえる。従って、要求精度の範囲内では、大気圧における校正で十分であるといえる。また、推進薬の供給配管(フレキシブルチューブ)の圧力の影響は若干認められるものの、校正精度としては0.2%以内にはいっている。

表3 推力計測システム諸元

最大荷重	1078N(110kgf)
校正荷重	(20, 40, 60, 90, 110kgf)
プリロード	(3kgf)
ウェイト精度	±1/10000
校正精度	±0.2%FS
載荷方式	電動ねじ駆動方式
使用環境圧力	大気圧~10 <sup>-2</sup> Torr

図10に本報告の実験期間における校正係数の変化を示す。推力50kgfレベルにおける校正係数のバラツキは0.2%をこえていないことがわかる。

2.3 推進薬供給装置

推進薬供給装置システムを図11に示す。供給装置は大気圧燃焼実験、高空性能実験の両実験場所で目的に応じて移動できるようにコンパクトなユニットと

表4 推力校正精度

供試体	配管	環境圧 Torr	最大非直線性 %	最大ヒステリシス %	精度 %
無	ライン圧無	760	0.06	0.12	0.13
無	"	20	0.08	0.01	0.08
有	"	760	0.05	0.05	0.07
有	"	20	0.06	0.10	0.12
有	30kg/cm <sup>2</sup>	760	0.08	0.12	0.14
有	"	20	0.12	0.12	0.18

$$\text{荷重} = \frac{\text{印加荷重に対する出力電圧}}{\text{電気校正電圧スパン}} \cdot \text{KN}$$

$$\text{KN} = \frac{\sum_{i=1}^n \text{KN}_i}{n} (\sim 50 \text{ kg} \cdot \text{f})$$

- プリロード 3kg ε = 150 板バネ厚 0.35mm
- " " ε = 200 "
- △ " " ε = 200 板バネ厚 0.5mm
- ▲ " 23kg ε = 200 "

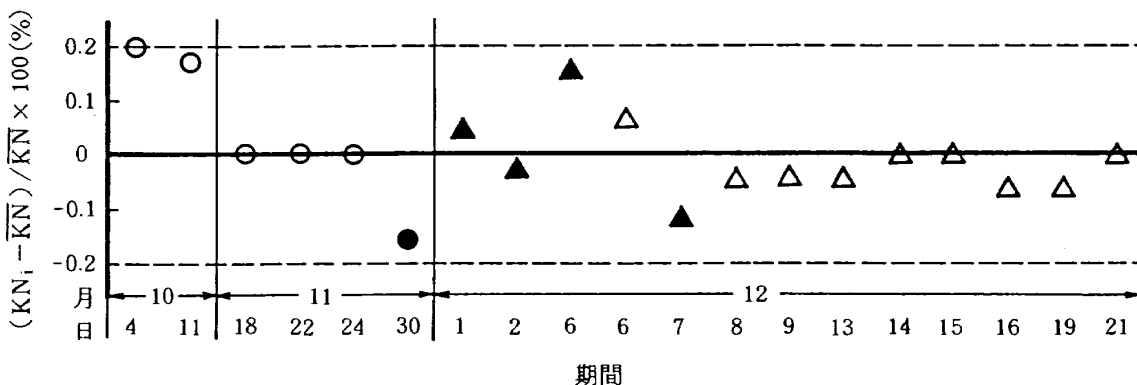


図10 校正係数KNの推移

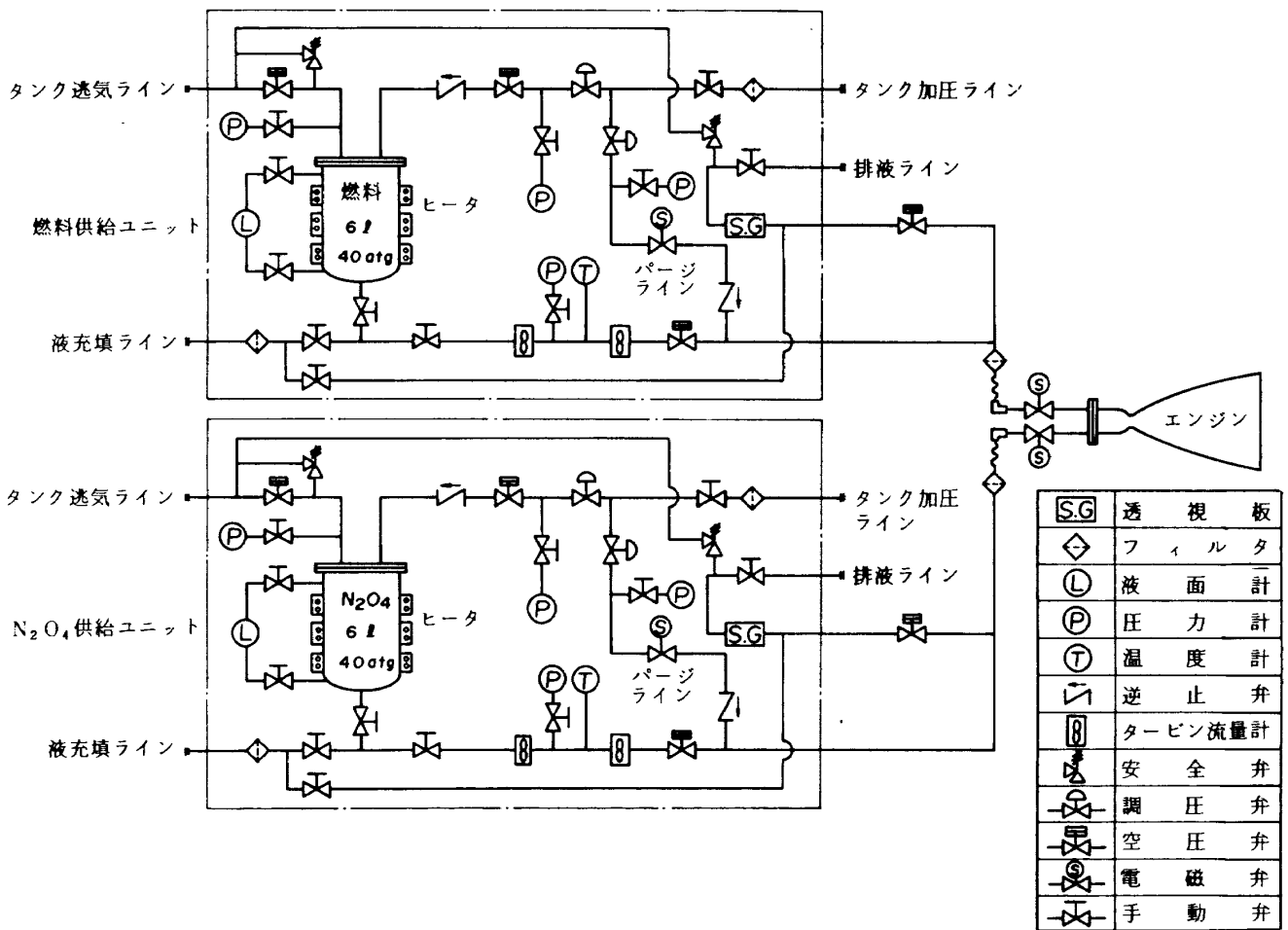


図 11 推進薬供給ユニット系統図

した。広い燃焼室圧力範囲の実験が可能ないように、供給系の最大使用圧力を 4MPa(40kgf/cm<sup>2</sup>, G) とし、最大推進薬流量を 170cc/sとした。これは、四酸化窒素/モノメチルヒドラジン、および、四酸化窒素/ヒドラジン系において、推力 100kgf までの実験が可能容量であり、推力計測システムの容量と一致したものである。980N(100kgf)推力レベルにおける最大燃焼時間は 30 秒とした。貯蔵性推進薬は腐蝕性が高いので、外部へのもれが生じないように推進薬と接触する部分にはダイヤモンド弁を用いた。また冬期の実験を考慮して推進薬タンクにはヒータをまき、保温をおこなった。

流量測定にはタービン式の流量計を 2 個直列に配して用いたが、流量が少ないために、パルス検出には AM 変調式のコイルを用いた。メーカーの水較正值は 0.5% 以内の精度であったが、ここでは実液を用いたときの不確定要素を考慮して、その精度を 1% と見積った。

### 3. 供試エンジン

供試エンジンの諸元を表 5 に示す。欧米で使用されているアボジエンジンの推力レベルが 400 ~ 500 Nであることを考慮して推力を 490N(50kgf)とし、燃焼室圧を 686KPa(7.0kgf/cm<sup>2</sup>, A)とした。図 12 に供試体の略図を示す。これはノズル開口面積比 150 : 1 の供試体であるが、その他にもノズルスロート上流の形状が同一の開口比 200 : 1 および 1.75 : 1 の供試体も実験した。低膨張の供試体は海面高度の燃焼実験データからノズル性能予測計算によ

表 5 供試エンジン諸元

		MMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> /N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>
Propellant			
Thrust	N (kgf)	490(50)	490(50)
Chamber Press.	KPa (kg/cm <sup>2</sup> , a)	686(7.0)	689(7.0)
Mixture Ratio		1.65	1.0
Vacuum Specific Impulse	sec.	305	315
Injector Element		12UD <sup>a)</sup>	12UD
Film Coolant Flow	% fuel	15, 25	25
Nozzle Throat Dia.	mm	22.4	22.4
Nozzle Area Ratio		150:1	150:1

a) Unlike Doublet

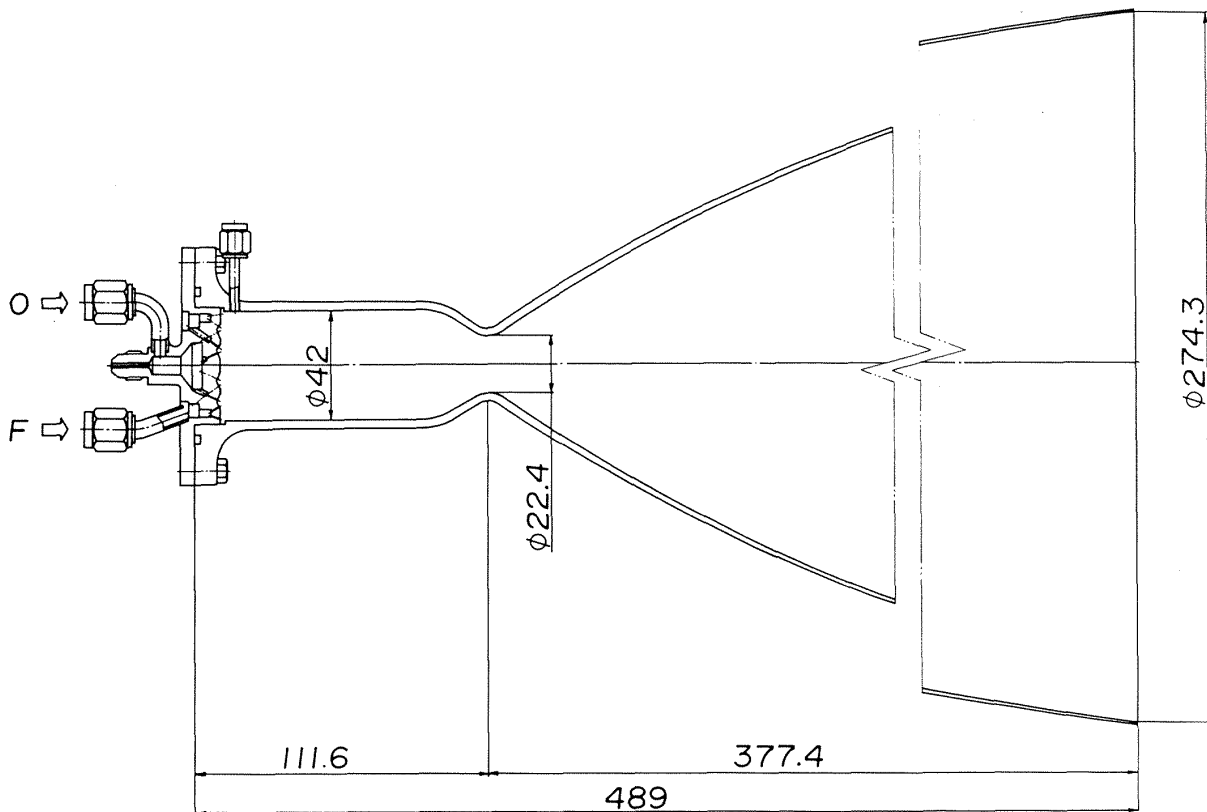


図 12 開口面積比 150 : 1 のエンジン略図

て高膨張エンジンの性能を予測するためのデータを  
得るために必要となったものである。本実験の主たる  
目的は高膨張エンジンの性能を求めることなので、  
コロンビウム合金等の本格的な耐熱材料は用いない  
で、比較的入手が容易で、しかも、ある程度の耐熱  
性を有する材料で燃焼室およびノズルを製作した。  
すなわち、燃焼室部には肉厚約 3.0mm のヘインズ  
HS-188 材を、また、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。燃焼室部とノ  
ズルエクステンションは開口面積比 15 : 1 の位置  
で溶接されている。図 13 に供試エンジンを低圧室  
内にセットした写真を示す。燃焼室とノズルの外面  
は試験的にアルミナのスプレイコーティングをほど  
こした。

### 3.1 インジェクタ

インジェクタは異種二噴流の衝突型エレメント  
(Unlike Doublet, UD) 12コをもつもの二種を試験  
に供した。それらの略図を図 14 に示す。インジェ  
クタ A は 2 コのリングにそれぞれ 4 および 8 コのエ  
レメントを配置したもので、ドリルによるオリフィ

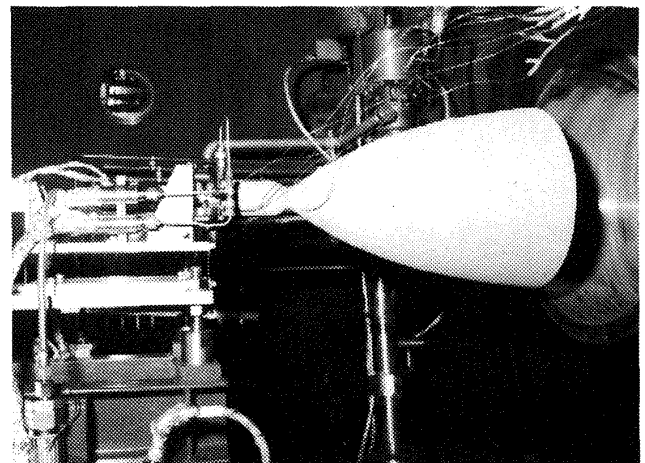


図 13 低圧室内にセットした供試エンジン

スの加工を容易にするため、表面にリング状の切欠  
きをもつものである。燃焼室の燃料液膜冷却のため、  
8 コのフィルム冷却用のオリフィスがインジェクタ  
周辺部に配置されている。フィルム冷却量は、水流  
し試験によれば、燃料の質量流量の約 15 % となっ  
た。インジェクタ B は 12 コのエレメントをひとつ  
のリング上に等間隔に配置したものであり、燃料の  
約 25 % をフィルム冷却に用いるものである。A、

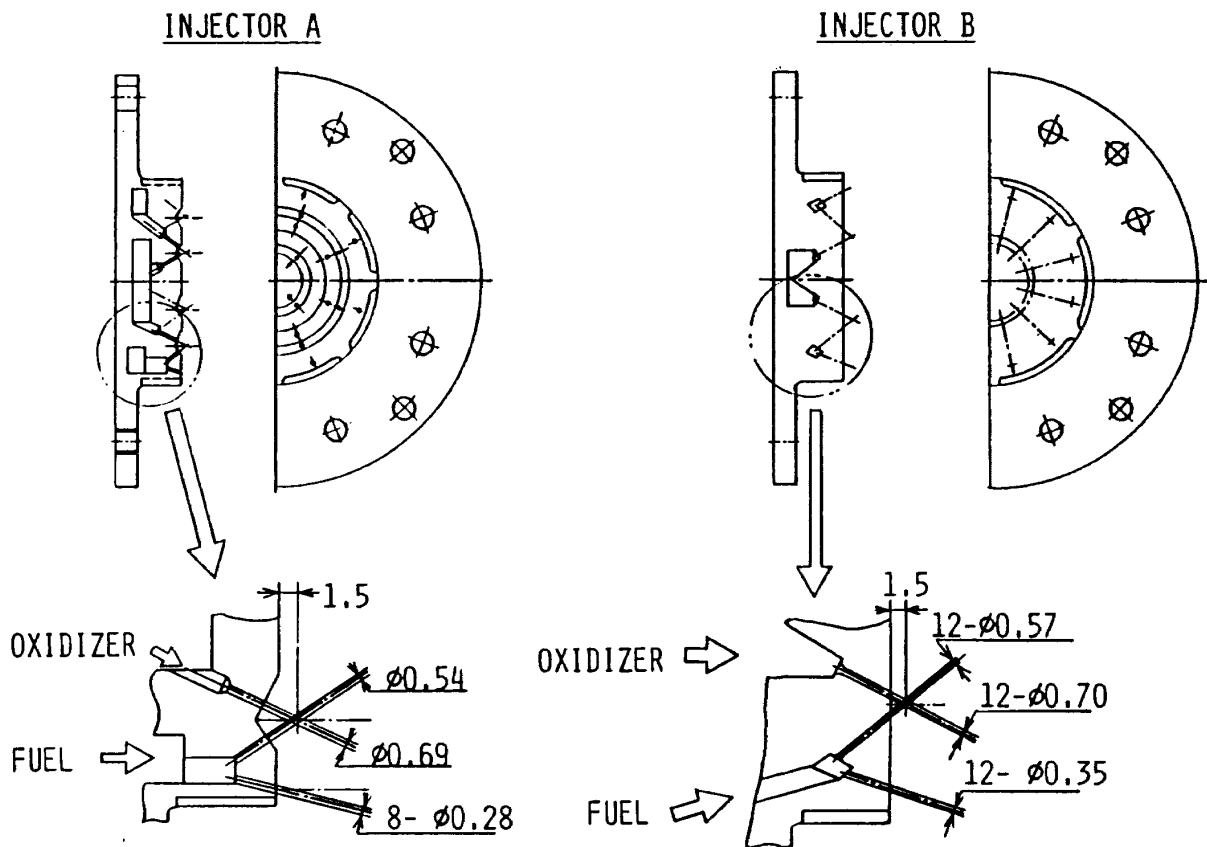


図 14 供試インジェクタ

B 両インジェクタ共、第 1 次接続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もうけた。

次にインジェクタエレメントの設計について若干述べる。貯蔵性推進薬の異種衝突型の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互いに反発する噴流の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することとした。噴流の分離には最近の Lawver の基準<sup>7)</sup>を用い、エレメントスプレーの混合に対しては Rupe の基準<sup>8)</sup>を採用した。実験結果の節で述べるように、上記の両基準共、必ずしも有効ではないが、別の簡単な方法がないので、これらの基準を参考として用いた。設計計算に用いた推進薬の物性値の代表値を表 6 に示す。

Rupe<sup>8)</sup>によれば、単一衝突エレメントの微粒化によってできるスプレーの混合が最も良い条件は次式であらわすことができる。

$$\rho_f v_f^2 d_f = \rho_0 v_0^2 d_0 \tag{1}$$

ここで、 $\rho$ 、 $v$ 、 $d$ 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  $0$  は燃料と酸化剤をあらわす。(1)式より、

$$\left\{ \frac{1}{MR_c} \right\}^2 \frac{\rho_0}{\rho_f} \left( \frac{d_0}{d_f} \right)^3 = 1 \tag{2}$$

ただし、 $MR_c$ はコア、すなわち、フィルム冷却量を除いた混合比であり、エンジン混合比 $MR_E$ とは次の関係がある。

$$MR_E = MR_c (1 - \alpha) \tag{3}$$

ここで、 $\alpha$ はフィルム冷却燃料/全燃料流量である。

インジェクタ A のエレメントはモノメチルヒドラジン/四酸化窒素 (MMH/ $N_2O_4$ ) 推進薬系に対してフィルム冷却流量を全燃料流量の 12% とし、エンジン混合比 1.65、すなわち、コア混合比 1.88 において Rupe の基準を満足するような  $d_0/d_f$  とした。 $d_0$  は、インジェクタオリフィスの圧損を約 0.3 MPa 程度に取るため 0.69 mm とした。エンジン混合比は等タンク体積の条件から 1.65 を選定したものであ

表 6 推進薬の主な物性値

Propellant	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	MMH	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>
Density at 20 °C, g/cc	1.445	0.879	1.008
Viscosity at 20 °C, CP	0.416	0.85	0.97
Boiling point, °C	21.15	87.5	113.5
Freezing point, °C	-12.2	-52.5	1.5

る。実際にはフィルム冷却量は前述のように約 15% となったので、Rupe の基準を満足するエンジン混合比は 1.60 となった。

同様に、インジェクタ B のエレメントは 12% フィルム冷却について、ヒドラジン (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>) を燃料とし、エンジン混合比 1.43 (等タンク体積) において、Rupe の基準を満足するように  $d_0/d_f$  を決めたものである。インジェクタ B は実際にはフィルム冷却量が約 25% となるようにフィルム冷却オリフィスを再加工したものである。従って、Rupe の基準を満足する混合比は、 $\alpha=0.75$  として、次のようになる。

$$\text{MMH} : MR_E = 1.31, MR_C = 1.75$$

$$\text{N}_2\text{H}_4 : MR_E = 1.22, MR_C = 1.63$$

Lawver<sup>7)</sup> の相関によれば、噴流の分離は次の条件で起る。

$$P_c > 3.09 \times 10^7 / Re_f^{1.5} \quad (4)$$

ここで  $P_c$  は燃焼室圧 kgf/cm<sup>2</sup>, A であり,  $Re_f$  は燃料オリフィス径基準のレイノルズ数である。(4)式の右辺の値はインジェクタ A では 21 であり, インジェクタ B では約 30 となり, 実験した燃焼室圧約 7 kgf/cm<sup>2</sup>, A では分離はしない範囲内にある。後に実験結果の項でも述べるように, (4)式は主として MMH/N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> の実験の相関によるもので, N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>/N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> に対しては必ずしも正確ではない可能性がある。

インジェクタ B は MMH, N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> の両方の燃料について実験をおこなった。ヒドラジンのフィルム冷却が MMH に比べて効果的でないため冷却量が多いインジェクタ B を N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> 実験に供した。

各インジェクタは燃焼試験に供する前に水流し試験によって流量特性を求め, さらに模擬液を用いてスプレイの質量分布と混合比分布を求め, 燃焼性能

解析計算の入力とした (付録参照)。

#### 4. 実験結果

本研究の主な目的は高膨張エンジンの性能を求めることであるため, 比較的入手が容易な材料で燃焼室を製作した。予想通り, 燃焼室のスロート部の温度は急速に上昇して長秒時の燃焼実験は困難であった。図 15 に着火後 6 秒時の外壁面の温度の分布を示す。スロート部を含めその上流では 3ヶ所の軸位置において周方向互いに 180° の位置に 2 コの熱電対を装着した。スロート部の外面壁温は 2ヶ所の周位置で大きな相異がある。また, ヒドラジンと MMH では燃焼室部の軸方向の温度分布がかなり異なるように見える。これらの詳細については別途実験と解析が必要である。

図 16 にスロートの高温部の温度を燃焼時間に対してプロットした。MMH の場合に比べ, ヒドラジンを燃料とした場合にはスロート温度は高く, その上昇傾向は着火後 7 秒以後も続くことがわかる。スロート部外壁温度が 950 °C を越えるとスロート部を焼損することがわかり, 安全のため, スロート部温

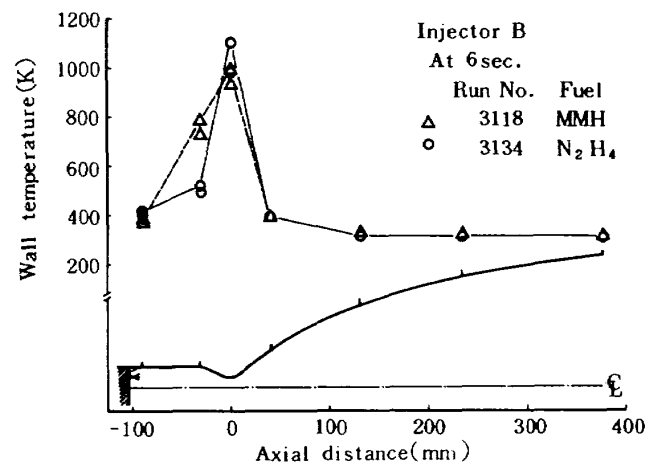


図 15 燃焼室外壁温分布

度 850℃において燃焼を停止することにした。本報の大部分のデータは燃焼時間を7秒に設定し、最後の1秒間に取得した100コのデータの平均値をもって性能の評価をおこなった。ヒドラジン燃料のデー

タのいくつかは、非常停止のため、約0.5秒以内で7秒よりも燃焼時間の短いデータも含まれている。

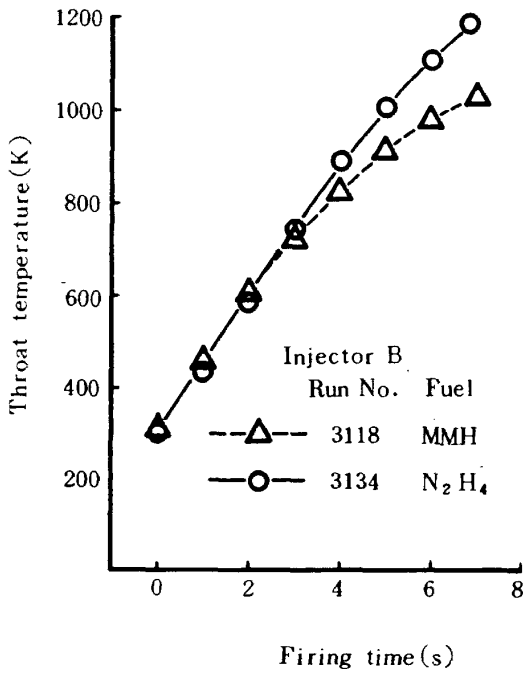


図 16 スロート部温度の時間変化

#### 4.1 MMH/N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>系

図 17 にインジェクタ A を用いてノズル開口比 150 : 1 について実験をした結果を示す。このインジェクタは試験シリーズの途中で燃料側の噴射抵抗が大きくなり、取り外し検査によって燃料オリフィスが部分的に閉塞していることが判明した。特殊な治具を用いてインジェクタ表面から加圧フレオンによる洗滌 (Back flush) をおこなったところを溶接ビード状の異物が検出された。その後のデータをフラグで示す。洗滌後の比推力はやや低下しているようにもみえるが、洗滌前後で性能の差はないものとみなすべきであろう。図 17 からわかる重要なことは、開口比 150 : 1 で真空比推力 302 ~ 306 秒が得られている事である。混合比 1.4 ~ 1.8 の範囲で混合比が大きくなるとわずかに比推力も大きくなっている。なお、特にことわらない限り、本節で使う混合比 (Mixture Ratio) はエンジン混合比をさすものとする。真空推力係数  $C_{FV}$  は混合比と共に大きくな

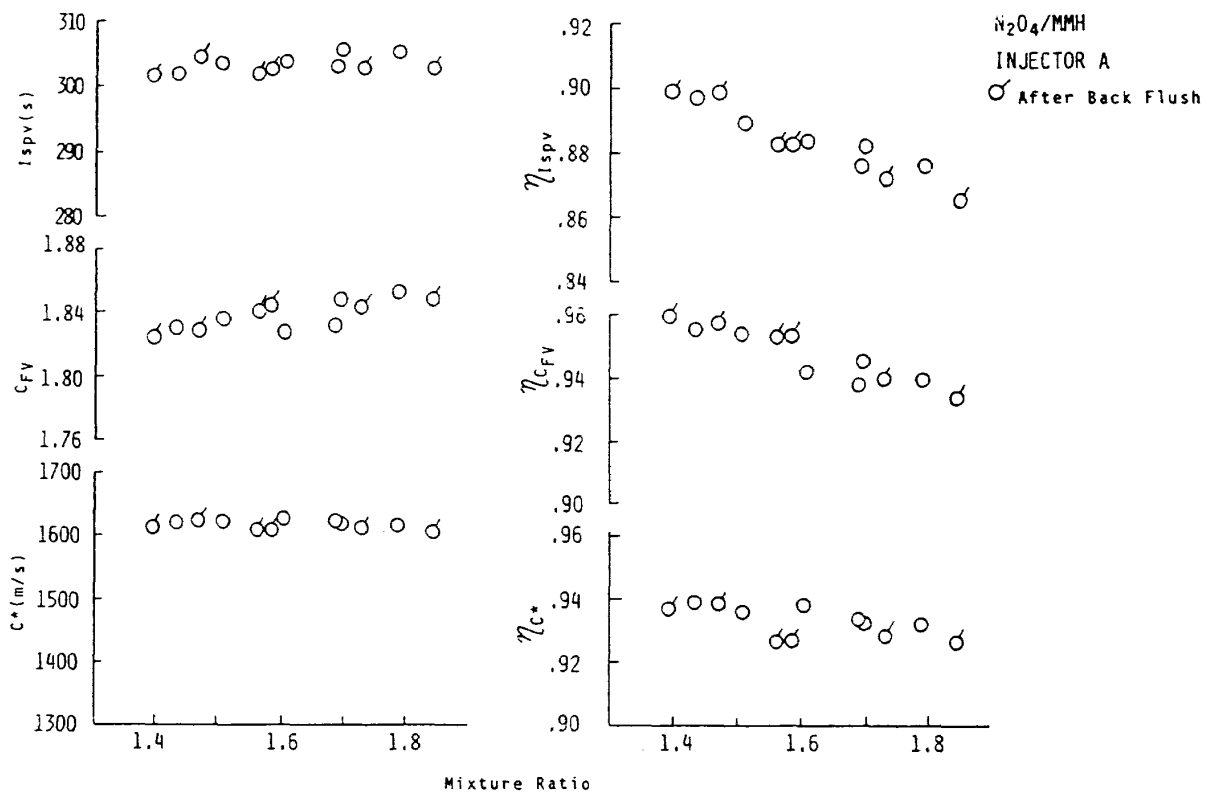


図 17 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH の性能 (インジェクタ A, ノズル開口比 150 : 1)



る傾向にあり、混合比 1.65 において約 1.84 である。特性速度  $C^*$  はこの混合比範囲ではほぼ一定値をとっている。なお、 $C^*$  には海面高度のデータも含めた。図 17 の右側にはそれぞれの効率を示す。比推力効率と  $C_{FV}$  効率は混合比が大きくなると急速に低下する。 $C^*$  効率は 94 ~ 93 % であり、混合比の増加に伴ってわずかに低くなる傾向にある。3.1 節で述べた Rupe の基準に対応する混合比 1.60 におけるピークはみられない。これはエレメント間の干渉、フィルム冷却燃料との混合等によって単一エレメントの特性が燃焼効率にあらわれなかったことによるものと考えられる（図 18 も参照）。

図 18 にインジェクタ B の実験結果を示す。図 17 と比較するため、開口比  $\epsilon = 150$  のデータに着目する。比推力は 298 ~ 302 秒となり、インジェクタ A に比較して約 5 秒低いことがわかる。これは主としてフィルム冷却量の増加によるものと考えられる。 $C^*$  効率を比較すれば、インジェクタ A に比べ、約 1.5 % 低く、わずかに右下りであり、92.5 ~ 91.5 % の範囲にある。ノズル開口比  $\epsilon = 200$  の比推力は  $\epsilon = 150$  のそれに比べて 2 ~ 3 秒高い。インジェク

タ B の場合には混合比 1.6 ~ 1.7 のあたりに  $C_{FV}$  のピークがみられ、従って、比推力もそのあたりにピークがあるように見える。

インジェクタ A, B 共に  $C^*$  効率の傾向がきわめて似通っていることから、比推力のピークが生じることは主としてフィルム冷却量の相異なるノズル性能の相異なるものと考えられる。

#### 4.2 $N_2H_4/N_2O_4$ 系

本節では MMH よりも高エネルギーで、しかも取扱いが比較的容易な  $N_2H_4$  を燃料としたときの達成比推力について実験をおこなった結果について述べる。 $N_2H_4$  モノプロペラントは衛星の二次推進系として多用されており、静止衛星の南北位置保持に電気加熱式ヒドラジンモノプロペラントシステムを用いる場合には、アポジェンジンに MMH の代わりに  $N_2H_4$  を用いる利点は多い<sup>1,2)</sup>

ここでは MMH/ $N_2O_4$  系の実験に用いたと同一の供試体を用いて  $N_2H_4/N_2O_4$  系について開口比  $\epsilon = 150$  の実験をおこなった。その結果を図 19 に示す。混合比 0.97 以下で比推力 315 秒以上の値を得

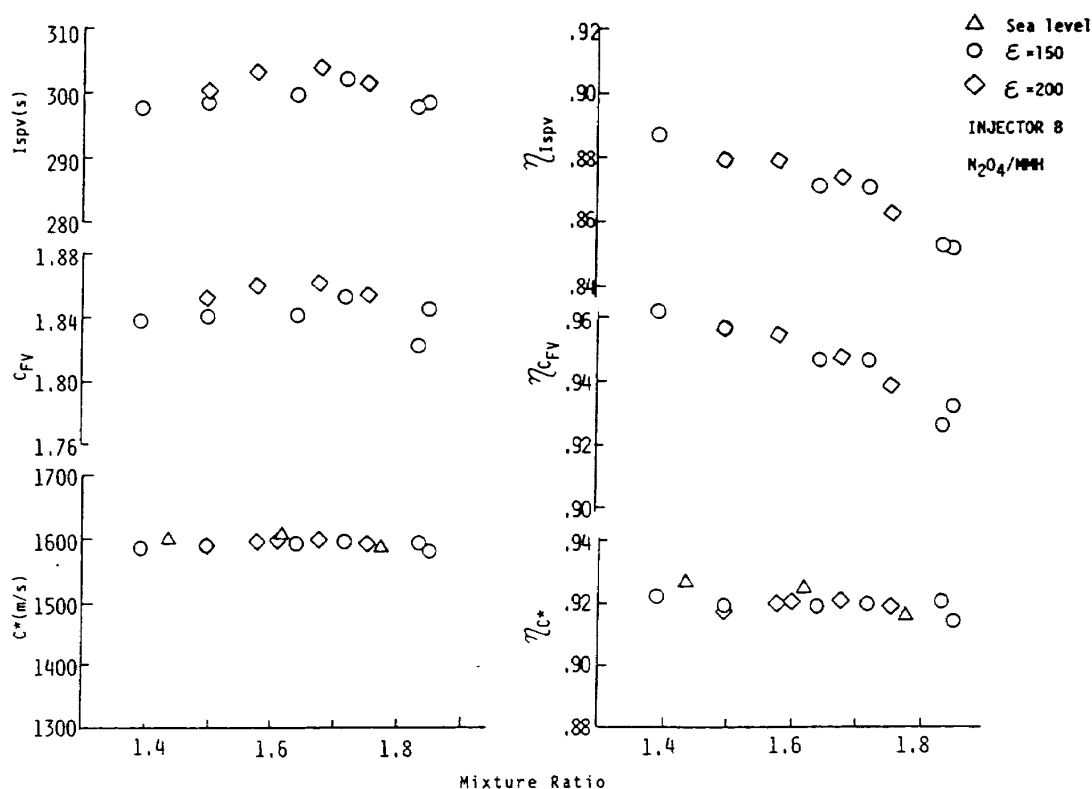


図 18  $N_2O_4/MMH$  の性能 (インジェクタ B)

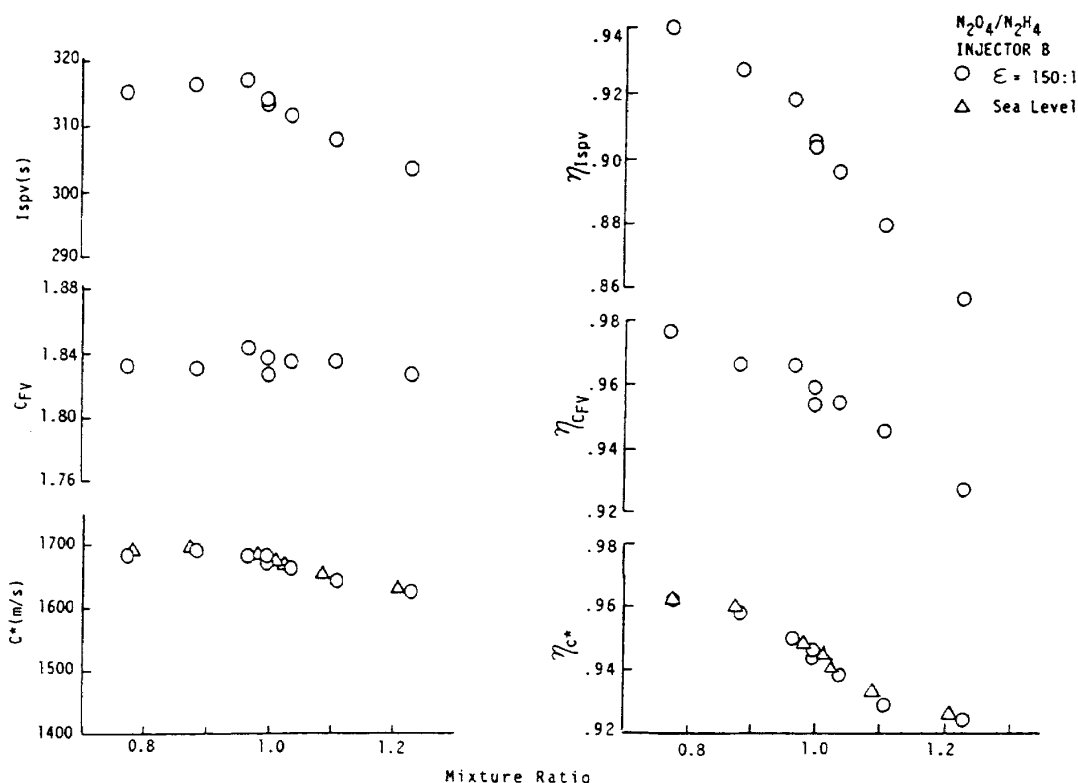


図 19 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> の性能 (インジェクタ B, 開口比 150 : 1)

ている。混合比が 1 を越えると比推力は急速に低下し、混合比 1.2 では 304 秒程度となる。この比推力の低下は図 19 の右側に示す C\* 効率の低下と対応している。図 18 と図 19 との比較より、同一のエンジンコンフィグレーション燃料を MMH から N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> に変えた場合、15 秒以上の比推力の増加があり得るという結論に達する。この原因は、次節で述べるように、もともと N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> は MMH よりも高エネルギーであること、ならびに図 18 と図 19 の比較からわかるように燃焼効率 (C\* 効率で約 4%) が高いためである。燃焼効率が高くなったのは、フィルム冷却ヒドラジンの液膜上に分解火炎が生じ、MMH に比べて早く液膜が蒸発し、主流とより良く混合すること、ならびに、分解生成物の分子量がより低いことなどによるものと推定される。

以下に、ヒドラジン燃料でのみ起った混合比の増加による急速な C\* 効率の低下について検討する。まず最初に噴流の分離がないものとして、スプレー混合の悪化が原因かどうかについて定性的な検討をおこなう。インジェクタ B における単一エレメントスプレーの最適混合は  $MR_E = 1.22$  に対応するが (3.1

節参照)、実験値はこの混合比では逆に低くなっている。MMH 燃料の実験結果の項で述べたように、実験をおこなったインジェクタでは単一エレメントのスプレーの最適混合条件からのずれは C\* 効率には明確には現われない。従って、ここで問題にしている急速な C\* 効率の変化は単一エレメントのスプレー混合の悪化によるものではないと考えられる。それではエレメント間の干渉によるスプレー混合の悪化が原因であろうか。付録 1 に示したコールドフロー実験結果によれば、インジェクタ B は高混合比側で混合効率 ( $\eta_{c, mix}$ ) が急速に低下する傾向にある (図 A-3 参照)。図 A-3 には MMH の場合を示したが、N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> についても同様な傾向が得られている。しかし、MMH の燃焼実験結果 (図 17 と図 18) によれば、インジェクタ A, B の C\* 効率の間には傾向的な相異は認められない。噴流の分離がないものとするれば、混合比の変化による C\* 効率の変化は図 19 に示されるような S 字型の急な変化ではなく、図 17, 18 のようなゆるやかな単調な変化となる。従って、エレメント間の干渉によるスプレー混合の悪化も一応は問題の C\* 効率の低下の原因から除外

することができよう。

次に、噴流の分離の可能性について検討する。

3.1節で述べたように、Lawverの分離条件(4)式には十分な余裕がある。Lawverは<sup>7)</sup>(4)式がMMH、 $N_2H_4$ 共に適用可能であるとしているが、相関を求めるために使用したデータの大部分はMMHを用いたものである(MMHについての単一エレメントについての筆者らのわずかな実験は、Lawverの条件を支持している)。一方、 $N_2H_4$ についてKushidaら<sup>9)</sup>は噴流分離の条件として次の式を提案している。

$$\frac{d}{v} > 35 \left( \frac{7.04}{P_c} \right)^{1.5} \quad (5)$$

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 $\mu s$ である。 $P_c$ は燃焼室圧力、 $kg/cm^2$ , Aである。表7にヒドラジンの実験値についてLawverとKushidaの噴流分離限界圧を示す。LawverモデルとKushidaモデルでは限界圧力の値が大きく異なる事、ならびに、Lawverモデルでは混合比の増加と共に限界圧が上昇するのに反し、Kushidaモデルでは、逆に、混合比が大きくなると限界圧が下がることは興味がある。Lawverのモデルでは本実験の範囲では分離は起っていないこ

表7 燃焼室圧と噴流分離限界圧の比較

MR <sub>E</sub> (EXP)	P <sub>c</sub> (EXP)	P <sub>c, SEP</sub> (Lawver)	P <sub>c, SEP</sub> (Kushida)
0.729	7.40	28.4	7.58
0.775	7.17	26.8	7.55
0.877	7.41	30.5	7.29
0.884	7.20	29.2	7.26
0.968	7.22	32.1	7.07
0.985	7.41	32.5	7.05
1.004	7.23	33.7	7.01
1.015	7.53	35.3	7.06
1.031	7.52	34.6	7.05
1.037	7.11	33.9	6.90
1.089	7.22	36.2	6.78
1.107	7.10	35.9	6.79
1.210	7.21	39.8	6.56
1.228	7.04	36.7	6.55

とになる。しかし、Kushidaモデルでは、実験燃焼室圧と限界燃焼室圧がきわめて近い範囲にあり、限界燃焼圧は混合比の上昇と共に実験燃焼圧より低くなっており、ここで分離が起るとすれば、図19の混合比の増加による $C^*$ 効率の低下と良く対応している。現段階で結論を下すことはできないが、図19の $C^*$ 効率の混合比依存性は噴流の分離による可能性が強い。

$N_2H_4$ の噴流分離条件の見直し、インジェクタエレメントおよびエレメント間の干渉等に関して今後とも基礎的な研究が必要である。

## 5. ノズル性能計算との比較

高膨張エンジンの性能を実験的に求めるにはエンジンの雰囲気圧力を十分に低くするための装置が必要となり、通常、このような装置の運転の経費は高い。従って、低膨張エンジンの海面高度実験から高膨張エンジンの性能が精度良く推定できれば、少くとも開発の初期の段階においては高空性能試験の回数を減らすことができる。原理的には、低膨張エンジン試験から適切な燃焼効率が求められ、ノズル性能予測が十分な精度でできるならば真空比推力の予測は可能である。本節では既開発のノズル性能解析プログラム<sup>10)</sup>を用いて、上記について検討する。

### 5.1 ノズル性能計算

文献10)のノズル性能計算法では境界層損失の見積りにおいて乱流境界層を仮定している。本実験の推力レベルでは境界層の大部分において層流である可能性が大きい。現在の我々のノズル計算プログラムには層流境界層のオプションが組み込まれていないので、便宜上、Aerojet社の計算結果<sup>11)</sup>を使用して補正おこなう。図20において $\Delta F$ は境界層による推力損失を示し、添字TBLは乱流境界層プログラムを、また、BLIMPはBoundary Layer Integral Matrix Procedureによる計算値を示すものである。後者は米国で現在標準とされている計算法である。図20より本研究におけるスロートレイノルズ数範囲は層流域にあり、TBL計算による推力損失の計算値はBLIMPの約2倍となることがわかる。

このような境界層損失の補正をおこなって、ノズ

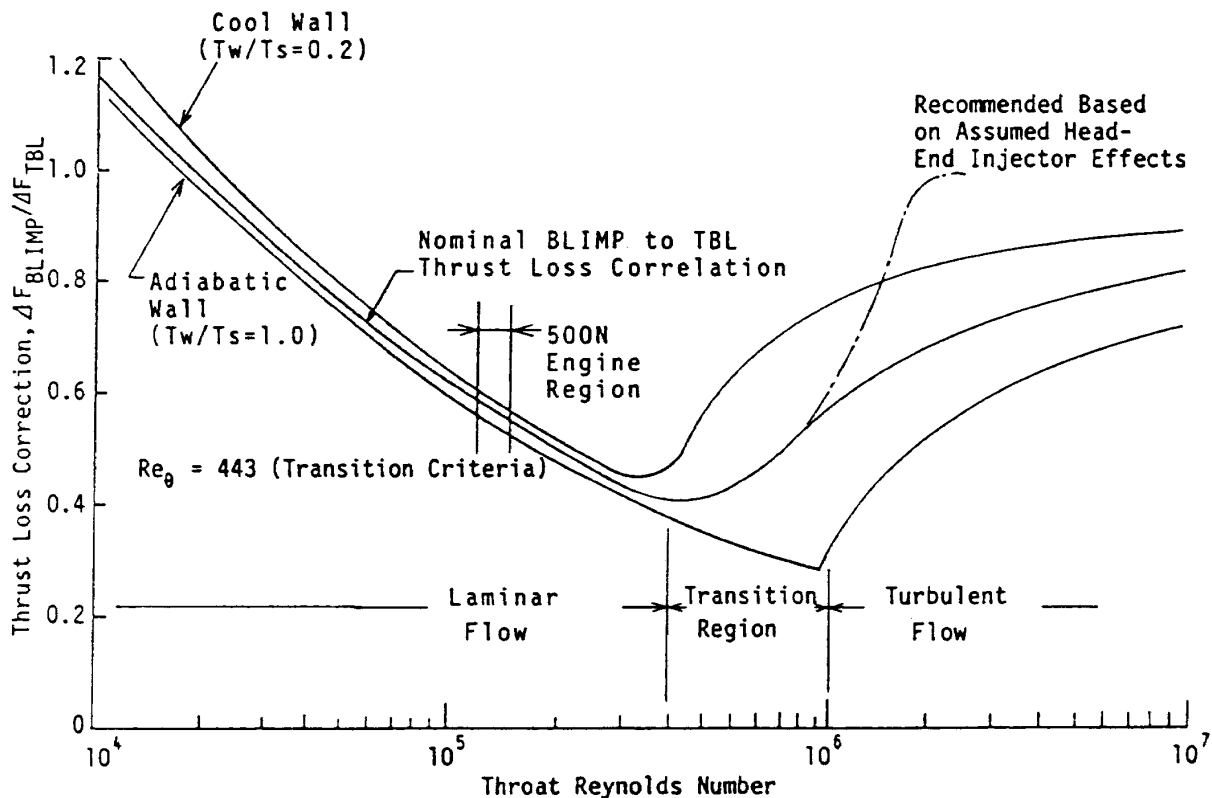


図 20 乱流境界層計算の補正<sup>11)</sup>

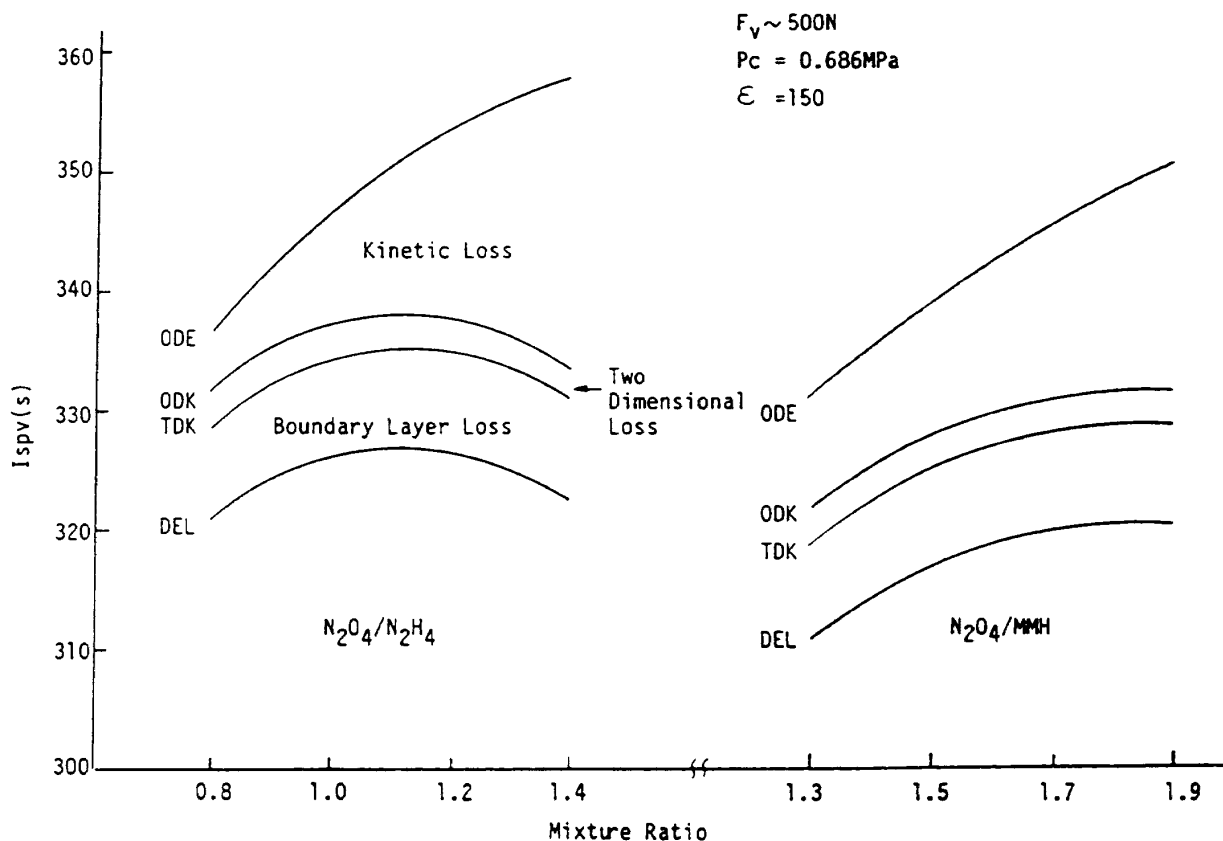


図 21 ノズル性能計算例

ル開口比 150 : 1 の場合のノズル性能計算結果を図 21 に示す。図の ODE, ODK, および TDK はそれぞれ準一次元平衡流, 同化学非平衡流および軸対称非平衡流の計算による比推力の値を示し, DEL はエネルギー発生効率を 100 % としたとき, すなわち, 燃焼不完全による損失がないときに得られる比推力を示す線である。このコンフィグレーションにおいては  $N_2H_4$  の比推力最大の混合比は 1.1 であり, MMH では 1.8 であり, 両者の差は約 7 秒である。両燃料共に, 高混合比側では化学非平衡損失 (Kinetic loss) が大きい,  $N_2H_4$  の場合は MMH に比べてさらに大きくなっている。その次に大きなノズル損失は境界層損失であり,  $\epsilon = 150$  において約 8 秒となる。二次元損失はノズルの二次元性による損失, すなわち, ノズル出口面の速度ベクトルの軸方向との相異による損失をあらわすもので, 約 3 秒程度である。

5.2 ノズル性能計算の評価

簡単のため, 境界層を通さない熱損失と混合比の半径方向の不均一による比推力損失を無視すれば, 実際に得られる比推力は近似的に次式によって与えられる。

$$I_{SPV} = \eta_{ER} (I_{ODE} - KL - TDL - BLL) \quad (6)$$

ここで,  $I_{ODE}$  は一次元平衡流の比推力, KL は化学非平衡損失, TDL は二次元損失, BLL は境界層損失,  $\eta_{ER}$  はエネルギー発生効率であり, 燃焼効率の指標である。(6)式の右辺の ( ) 内が  $\eta_{ER}$  に独立であれば, すなわち, 燃焼効率がノズル損失に影響をおよぼさないとすれば,  $\eta_{ER}$  は次式であらわすことができる。

$$\eta_{ER} = \frac{I_{SPV}}{I_{SPV, \eta_{ER}=1.0}} \quad (7)$$

実際の  $\eta_{ER}$  の算出には分子に実測の真空比推力を用い, 分母には  $\eta_{ER} = 1$  のときの計算値を用いる。この計算値はノズル開口比やノズル形状によって異なった値となる。

(7)式より明らかなように, ノズル性能計算の有効性を確かめるにはエネルギー発生効率の値がわかっていなければならない。エネルギー発生効率をインジェクタと燃焼室のパラメタを与えて計算する試みは我

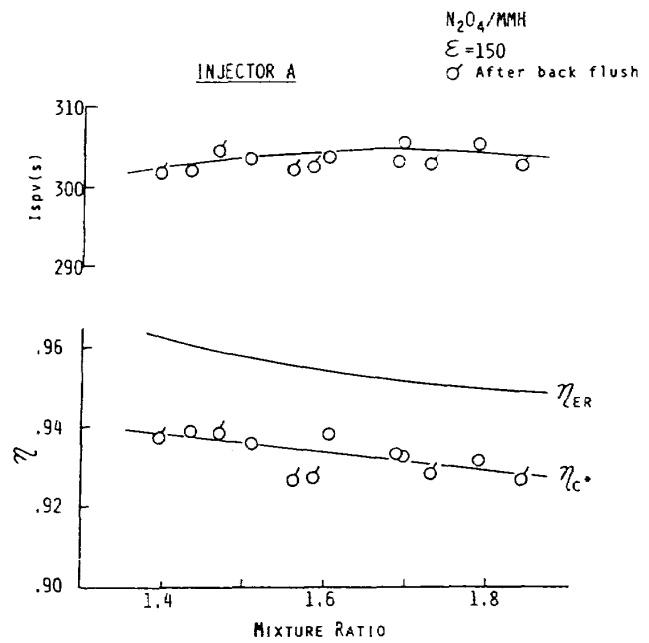


図 22 エネルギー発生効率と  $C^*$  効率の比較

々もおこなっているが, まだ十分な精度の予測はできていない(付録参照)。Aukerman と Trout<sup>(12)</sup> によって指摘されているように, エネルギー発生効率を実験的に求めるには低膨張エンジンの比推力測定値を相関するのが最も合理的である。ここでは, 低膨張および高膨張の比推力測定値があるので, (7)式によって求めた  $\eta_{ER}$  の値を比較することによってノズル性能計算の有効性を評価する。参考のために, 燃焼室圧力の測定から求めた  $C^*$  効率も示した。

図 22 にインジェクタ A,  $\epsilon = 150$  について  $\eta_{ER}$  と  $\eta_{C^*}$  とを比較して示す。 $\eta_{ER}$  は  $I_{SPV}$  の実験点を平滑化して(7)式から求めた。 $\eta_{ER}$  と  $\eta_{C^*}$  には約 2 % の差がみられることがわかる。従って,  $\eta_{C^*}$  をもってエネルギー発生効率を近似すれば, 高膨張エンジンの比推力の予測において約 2 % 低い比推力を見積る事になる。

図 23 にインジェクタ B を用いたときの三つの異なった開口比における  $\eta_{ER}$  を示す。先ず図の右側の  $N_2O_4/MMH$  系に着目する。 $\eta_{ER}$  と  $\eta_{C^*}$  はやはり 2 % 程度の差があることがわかる。また, 低膨張の  $\eta_{ER}$  と高膨張の  $\eta_{ER}$  は同一のレベルにあるが, 高膨張の場合にはやや高い値を示すようにもみえる。これは, 燃焼室内で反応しなかった推進薬が  $\epsilon = 1.75$  以上の高膨張部において反応したためであるとも考えられる。つまり, 未燃分の高膨張部における反応

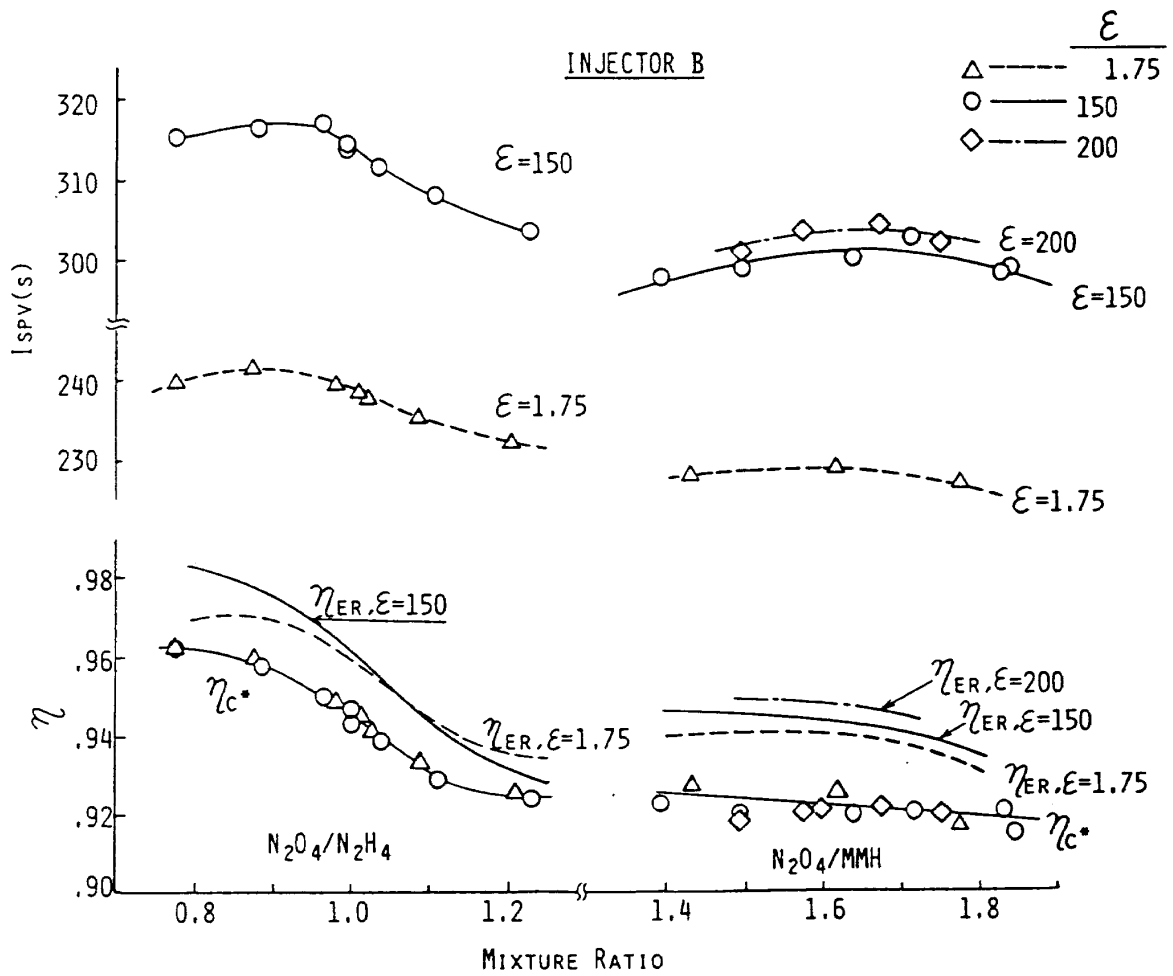


図 23 低膨張と高膨張のエネルギー発生効率の比較

によってある程度の比推力の回復もあり得ることを示すものである。次の図の左側の  $N_2O_4/N_2H_4$  のデータに注目する。低膨張の  $\eta_{ER}$  と高膨張の  $\eta_{ER}$  は混合比 1.05 付近で交差しているが、両者はほぼ同一レベルにあるとみなすことができる。  $\epsilon = 1.75$  と  $\epsilon = 150$  の  $\eta_{ER}$  の値が交差する理由としては次のようなことが考えられる。(6)式は燃焼不完全がノズル損失に影響を与えないことを仮定したものであるが、実際には上述のノズル内の燃焼、ノズルスタグネーション温度の低下、燃焼ガス分子量の増加などを通して燃焼不完全は膨張過程に影響をおよぼす。燃焼効率の低い高混合比側では、ノズルスタグネーション温度の低下および燃焼ガス分子量の増加によるノズル性能の低下が高膨張ノズルにおいてより大きくなるために、低膨張の  $\eta_{ER}$  より高膨張の  $\eta_{ER}$  が低くなり得る。また、逆に低混合比側ではノズル内の未燃分の反応の効果のため、高膨張の  $\eta_{ER}$  が高くなり

得る。

上記の詳細については現実的なモデルによる定量的な検討が必要である。図 23 からわかる最も重要なことは、低膨張の比推力データから得たエネルギー発生効率を用いて高膨張の比推力を予測すれば、本実験の範囲内ではおおむね  $\pm 0.5\%$  の一致が得られることである。なお、以前に Aukerman らによって指摘されているように、圧力測定から求めた  $\eta_c^*$  をエネルギー発生効率と近似した場合にはより大きな予測誤差をまねくことがある。

ノズル性能計算の改良項目としては次のようなことがある。

- i) 境界層計算の改修
- ii) 境界層を通さない熱損失の評価
- iii) 混合比の半径方向の分布

特に iii) 項については、本実験のような多量のフィルム冷却をおこなうコンフィグレーションについ

では無視できない可能性がある。本報の取扱いにおいては混合比の不均一による損失と燃焼不完全による損失を合せて $\eta_{ER}$ で評価しているという問題点が残っている。米国においては、燃焼性能も含めたかなり詳細に検討された標準的な比推力の予測手法<sup>13)</sup>があるとみられる。

## 6. む す び

推力 500 N, 燃焼圧 700 KPa レベルの貯蔵性推進薬エンジンの試験用の装置の設計製作, ならびにこれを用いて, ノズル開口比 200 : 1 までの高空性能実験をおこなった。

試験装置に関しては, 次の結果を得た。

(1) エンジン着火前低圧室圧 3 Torr 以下で, エンジンの始動および停止時に低圧室圧力の変化のない, 着火前はエゼクタとして着火後はデフューザとして作動するアニュラ型補助エゼクタを開発した。

(2) 上記エゼクタの設計上最も重要なことはエゼクタモードおよびセカンドスロートデフューザモードの両方において零二次流時のスタートを確保することである。

(3) アニュラエゼクタの零二次流時のスタート圧力比の予測には等価な中心ノズルの計算を使用できる。

(4) 総合精度 0.2 % 以内の低推力の計測システムを開発した。

第一次試作の供試体の高空性能試験によって次の結果を得た。

(5) ノズル開口比 150 : 1 において  $N_2O_4/MMH$  についてはエネルギー発生効率 95 ~ 96 % において 300 ~ 305 秒の比推力を得た。

(6)  $N_2O_4/MMH$  系で比推力 300 秒のエンジンコンフィグレーションにおいて燃料を  $N_2H_4$  に変更し, 混合比 0.97 において比推力 317 秒を得た。

(7) 低膨張エンジンの海面高度比推力測定から得たエネルギー発生効率を用いてノズル性能計算から高膨張エンジンの比推力を推定すればその精度は ± 0.5 % 程度となる。

(8) 燃焼圧の測定から求めた  $C^*$  効率をエネルギー発生効率に近似して高膨張エンジンの性能を求めると本実験の範囲では約 2 % 低い比推力を予測する。

MMH から  $N_2H_4$  に燃料を変更して得られた比推力の増分は  $N_2H_4$  の高エネルギー分 (約 7 秒) とエネルギー発生効率の増分とによるものであるが, 当然燃焼室に対する熱負荷は増大するので, 実用エンジンを開発するときにはこれを解決しなければならない。

比推力性能の予測の面では, 我々の現用のノズル性能計算法には多くの問題点を含むが, 一応の予測は可能なので, 与えられたインジェクタと燃焼室に対してエネルギー発生効率を精度良く予測する手法を開発することがより重要であると筆者らは考える。これに関する研究には最近着手したところであり, その現状を付録に示した。

## 引 用 文 献

- 1) Pahl, D. A. and Smith, R. T. : Propulsion System Tradeoff Studies for Geosynchronous Satellites, AIAA paper 83-1218 (1983)
- 2) Smith, P and Horton, M. A. : Advanced Propulsion Systems for Geostationary Spacecraft-Study Results, AIAA paper 84-1230 (1984)
- 3) 宮島 博 : 衛星の液体推進システム, 日本航空宇宙学会誌, 掲載予定
- 4) 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)
- 5) 宮島 博, 他 : ロケットエンジン高空性能試験用蒸気エゼクタの実験, NAL TR-566 (1979)
- 6) 宮島 博, 阿部 登, 木皿且人 : ロケットエンジン高空性能試験用デフューザの設計計算, NAL TM-313 (1976)
- 7) Lawver, B. R. : High Performance  $N_2O_4$  /Amine Elements "Blowpart" NASA CR 160273, March 1979
- 8) 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

- 9) Kushida, R., Houseman, J. : Criteria for Separating of Impinging Streams of Hypersonic Propellants, JPL Tech Memo 33-395, July 1968
- 10) 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)
- 11) L.Schoenman : Low-Thrust Isp Sensitivity Study, NASA CR-165621, April 1982
- 12) Aukerman, C. A. and Trout, A. M. : Performance of Apollo Storable Propellants in Engines with Large Area Ratio Nozzles, NASA TN D-3566 (1966)
- 13) JANNAF Liquid Rocket Engine Performance Prediction and Evaluation Manual, CPIA Publication No.246, April 1975

## 付録 定常燃焼性能の予測

ロケットエンジン設計の有力な手段である性能予測計算において、ノズル性能に関しては我々の現用コードで一応の予測は可能であるが、燃焼室でのエネルギー発生効率の予測に難点がある。これを打開するため、検討を開始した。ここでは、予備的な検討結果を燃焼試験結果と対比して示す。

### 付 1. インジェクタのコールドフロー試験

インジェクタの設計においては、推進剤の微粒化と混合特性の推定が重要である。インジェクタの型式と諸元、推進剤の物性、作動条件等が微粒化と混合特性に及ぼす効果については実測が必要である。我々は、これらの特性の測定を目的として、模擬液を用いたコールドフロー試験を行った。一般にコールドフロー試験は、微粒化特性の測定を目的としたものと、混合特性の測定を目的としたものがあるが、今回後者について試験を行ったので、試験方法の概要および試験結果等について述べる。結果の一部は、付 2 で述べる計算の入力データとして用いた。

#### 付 1.1 試験装置と評価方法

図 A-1 に、インジェクタコールドフロー試験装置を示す。噴霧の捕集部は 7mm × 7mm の 0.3mm 肉厚の矩形管 441 本 (21 × 21) をすきまなく束ねたもので受液部は各々容積約 35 cc の試験管からなる。噴霧は空気圧作動シリンダで駆動されるシャッタの開閉に伴ない設定時間だけ捕集される。推進剤の模擬液として酸化剤はトリクロロエタン、燃料は水を用いた。捕集液は、二液を分離して各々重量測定を行なう。捕集面の位置は予備試験の結果、噴射面より 5 cm とした。結果は、混合効率  $E_m$ 、および混合特性速度効率  $C_{mix}^*$  を尺度として評価する。<sup>1-1)</sup>

$$E_m = 100 \left[ 1 - \sum MF_{sb} \frac{R - R_{sb}}{R} + \sum MF_{sa} \frac{R - R_{sa}}{R - 1} \right] \quad (A-1)$$

ここで

$E_m$  = 混合効率 (0 ~ 100 %)

$R$  = 全体混合比



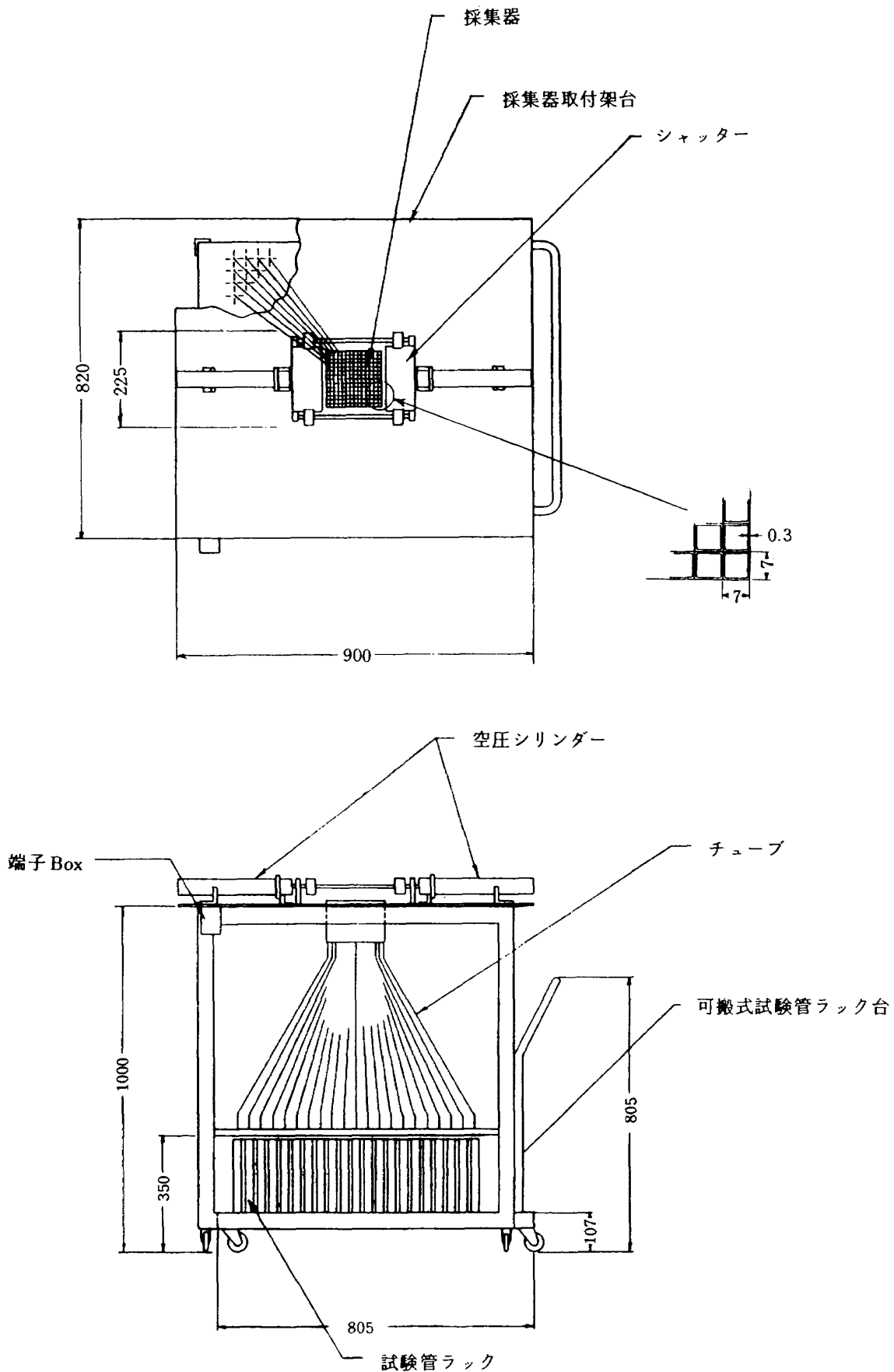


図 A-1 インジェクタ・コールドフロー試験装置

$R_{sb}$  = 全体混合比以下の試料の混合比

$MF_{sb}$  = 全体混合比以下の試料の質量割合

$R_{sa}$  = 全体混合比以上の試料の混合比

$MF_{sa}$  = 全体混合比以上の試料の質量割合

$E_m$  は、試料混合比が全て全体混合比と等しい時に 100 % を示す。

$$\eta C_{mix}^* = \frac{\sum MF_{si} \cdot C_{thi}^*}{C_{thr}^*} \times 100 \quad (A-2)$$

ここで、

$\eta C_{mix}^*$  = 混合特性速度

$MF_{si}$  = 試料  $i$  の質量割合

$C_{thi}^*$  = 試料  $i$  の混合比での理論特性速度

$C_{thr}^*$  = 全体混合比での理論特性速度

$\eta C_{mix}^*$  は、 $E_m = 100\%$  の場合に、100 % を示す。

但し、模擬液の混合比は以下のように補正される。異種衝突型のインジェクタの特性は Rupe<sup>1-2)</sup> によると、推進剤の密度比と噴射速度比の二乗および噴口径比の積に依存する。推進剤と模擬液の混合比の対応関係は、

$$\left( \frac{\rho_f V_f^2 d_f}{\rho_f V_f^2 d_0} \right)_{\text{推進剤}} = \left( \frac{\rho_f V_f^2 d_f}{\rho_0 V_0^2 d_0} \right)_{\text{模擬液}}$$

これを質量混合比  $MR$  を用いて書きなおすと次式が成立する。

$$MR_{\text{推進剤}} = \sqrt{\left( \frac{\rho_0}{\rho_f} \right)_{\text{模擬液}} \cdot \left( \frac{\rho_f}{\rho_0} \right)_{\text{推進剤}}} \cdot MR_{\text{模擬液}} \quad (A-3)$$

付 1.2 試験結果

インジェクタ A および B の混合効率  $E_m$  を模擬液の混合比を横軸として図 A-2 に示す。インジェクタ A は B に比し、混合効率が良く、且つ混合比依存性が小さい。インジェクタ B は、高混合比側で混合効率が低下する。N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH に換算した混合特性速度効率  $\eta C_{mix}^*$  を図 A-3 に示す。 $\eta C_{mix}^*$  は二次混合が無視できノズルスロート面で蒸発燃焼が完了した時、 $\eta C^*$  と一致する。 $\eta C_{mix}^*$  を燃焼試験で得られた  $\eta C^*$  と比較すると、インジェクタ B は A に比し特性速度効率が低い事と右さがりの傾向はとらえているが混合比依存性（高混合比側での特性速度効率の低下が B で著しい）が大きすぎる。蒸発効率の検討を含め、今後の検討課題である。代表的な試験点に

ついて捕集面での混合比の空間分布図を示す。図 A-4 はインジェクタ A の  $MR_E \doteq 1.6$  (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH 換算) の例である。矩形マスは単位捕集管を示す。表示濃度と  $MR$  の関係は右に示したが、例えば No. 2 は  $3 > MR \geq 2.5$  を表わしている。インジェクタエレメントを 2 ヶの同心円上に配置した効果があり  $MR \doteq 1.6$  近傍の領域が比較的広く、外周部には 8 ヶのフィルムクーリング噴口に対応した  $MR \doteq 0$  の領域がみられる。後述する定常性能の計算例では、

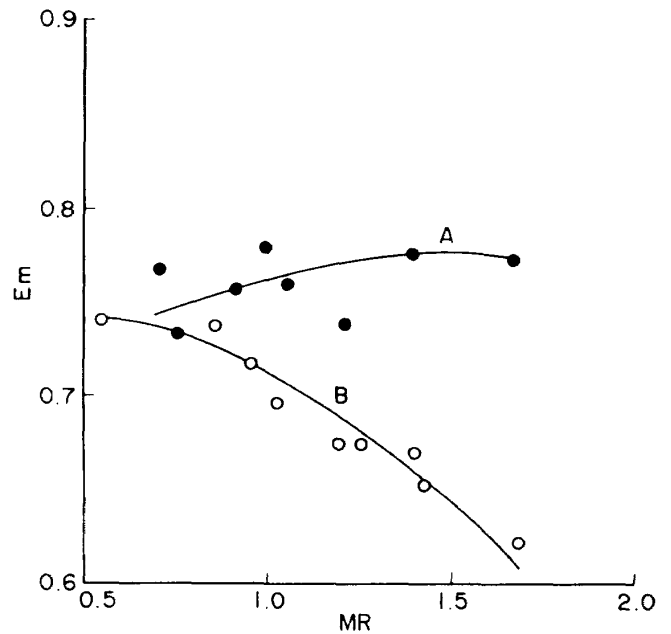


図 A-2 インジェクタ A, B の混合効率

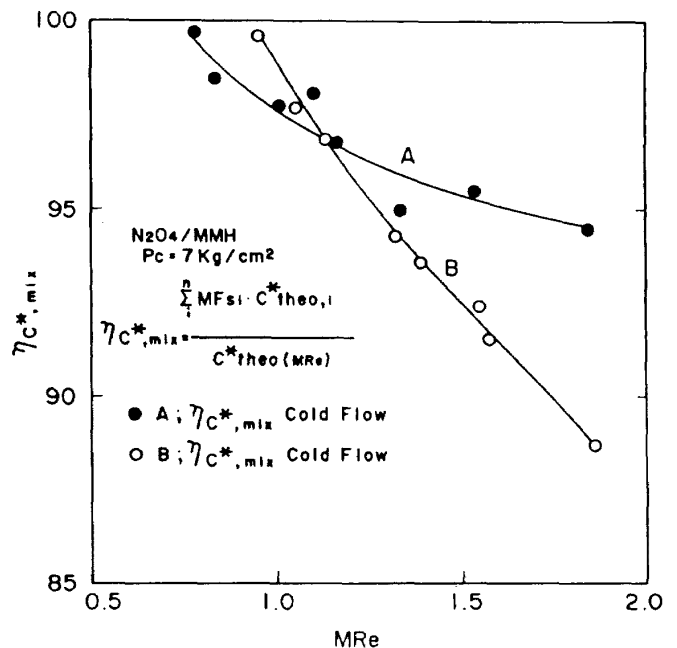
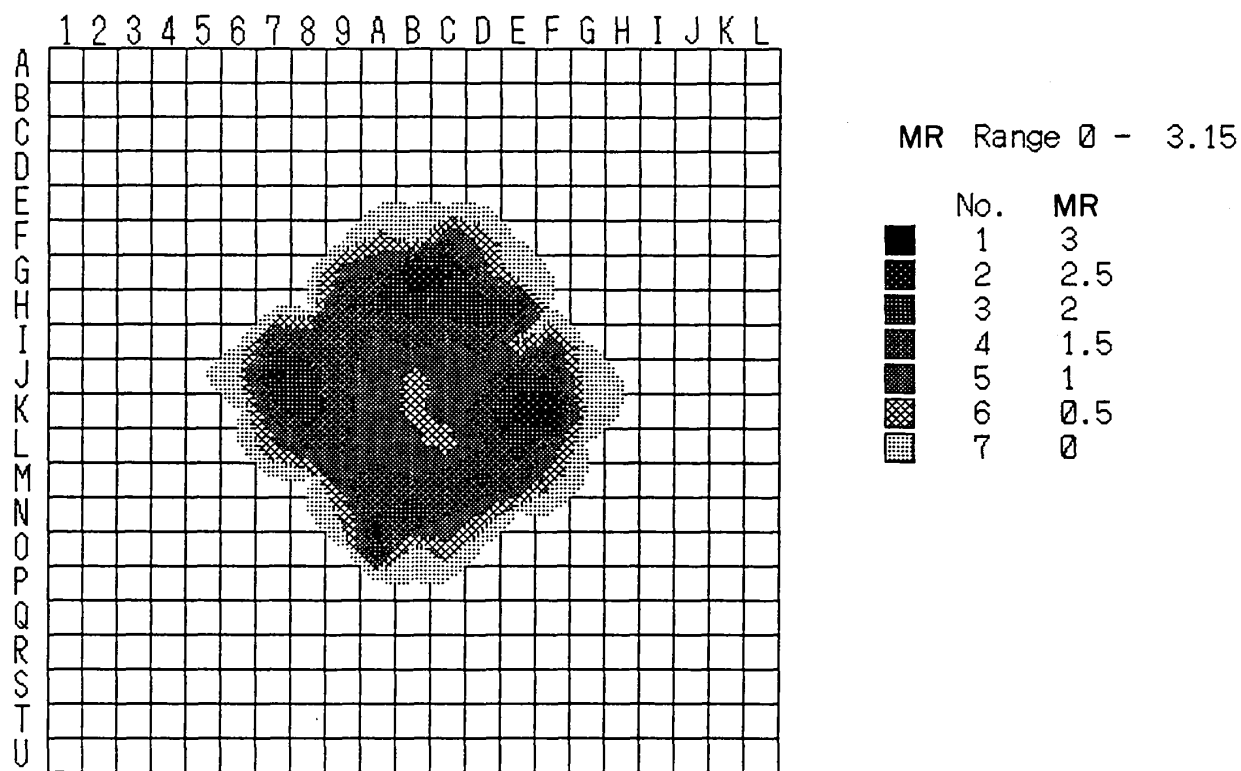


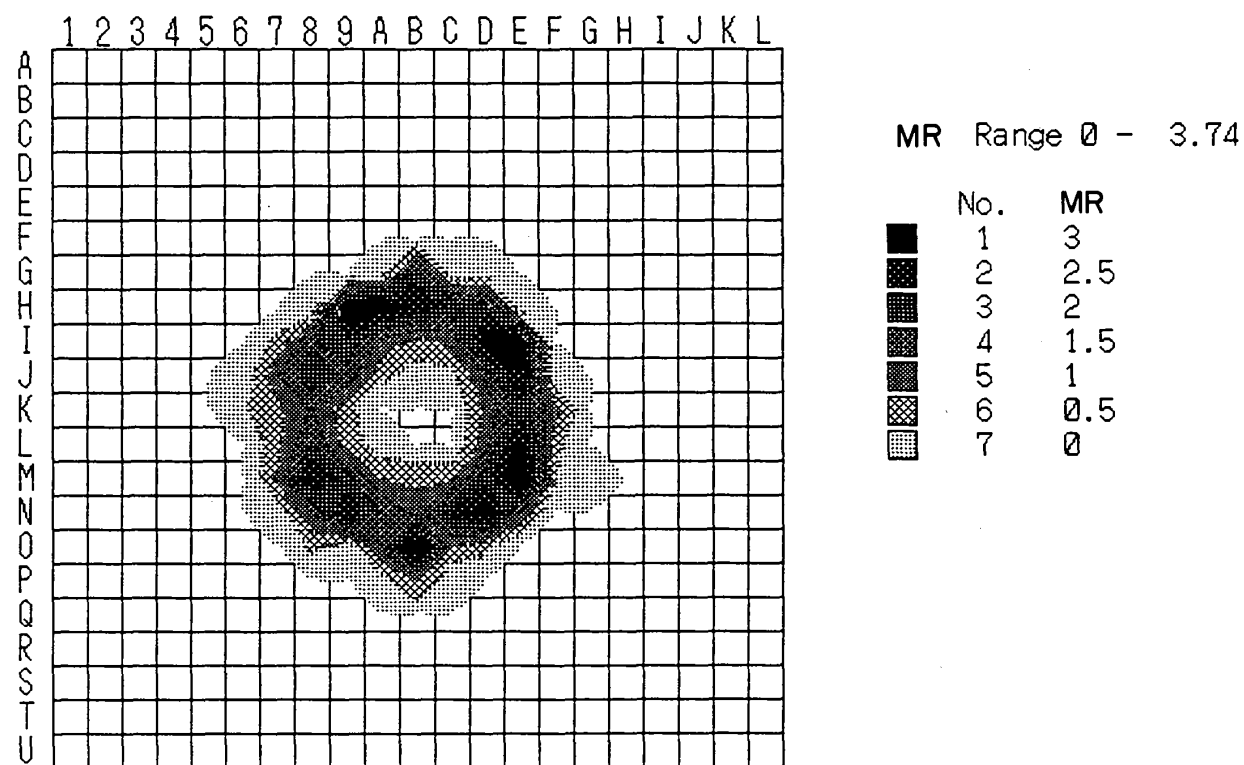
図 A-3 インジェクタ A, B の混合 C\* 効率

この試験点でのデータを入力の一部に用いた。図A-5はインジェクタBの $MR_E \div 1.6$  ( $N_2O_4/MMH$ )の例である。エレメントが1ケの円周上に配置されているため捕集面で、中心部に噴霧の到達しない領

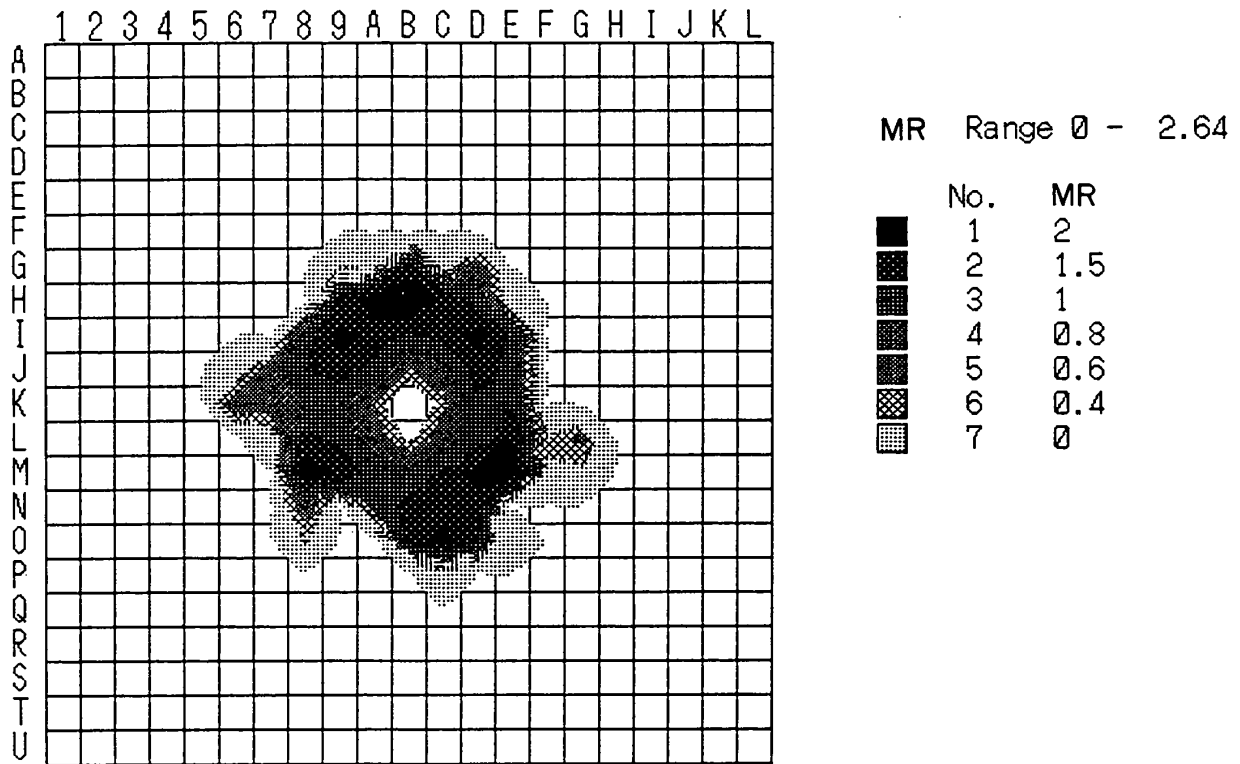
域がある。外周部の $MR \div 0$ の領域は広く完全に全周をカバーしている。これは、フィルムクーリング噴口が12ケと多く且つフィルムクーリング液量が多いためである。 $MR_E$ が同一の場合、これに対応



図A-4 混合比の空間分布例 (インジェクタA,  $MR_E \div 1.6$ ,  $N_2O_4/MMH$ )



図A-5 混合比の空間分布例 (インジェクタB,  $MR_E = 1.6$ ,  $N_2O_4/MMH$ )



図A-6 混合比の空間分布例 (インジェクタ B,  $MR_E = 1.1$ ,  $N_2O_4/N_2H_4$ )

して高混合比の領域がインジェクタAに比して広い。図A-6はインジェクタBの $MR_E = 1.1$  ( $N_2O_4/N_2H_4$ )の例である。図A-5と比較すると、外周部のフィルムクーリングに対応した $MR = 0$ の領域の形状が、燃料流量の増加に伴う噴射速度の増大に対応して変形している。

今回製作した質量分布の測定を目的としたコールドフロー試験装置は、検討すべき課題は残しているが、インジェクタの特性を把握するのに有用なデータが得られる事が確認できた。

付2. 定常燃焼性能の計算

貯蔵性二液推進剤を用いた衛星推進系の性能解析用コードとしてPMPM<sup>2-1)</sup>(Pulse-Mode Performance Model)を選定し、現状の把握を目的とした計算と検討を開始した。この選定は、上記のコードが定常性能の計算にDER<sup>2-2)</sup>(Distributed Energy Release)モデルを採用している事に留意したためである。

付2.1 計算モデルについて

図B-1は今回の計算で用いた計算コードの適用

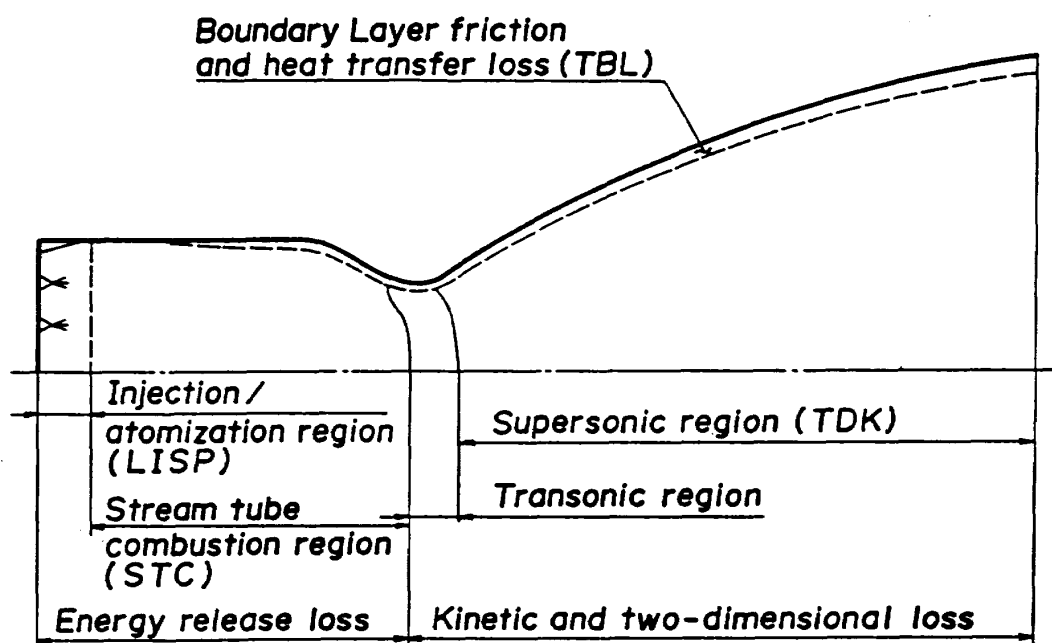
領域を示したものである。DERコードは、混合特性を計算するLISP(Liquid Injector Spray Pattern)と、それをもとに燃焼室内の混合比分布を流管の集合体で置き換え各流管での推進剤の蒸発量(燃焼は蒸発律速と仮定)を計算するSTC(Stream Tube Combustion)よりなる。特性速度効率は、次式で求める。

$$\eta C^* = \frac{\sum C_{th}^*(MR_{gi}) \dot{m}_i}{C_{th}^*(MR_E) \dot{m}_T} \quad (B-1)$$

ただし、

- $\eta C^*$  = 特性速度効率
- $MR_{gi}$  =  $i$  流管の蒸発推進剤の混合比
- $C_{th}^*(MR_{gi})$  =  $i$  流管の混合比で理論特性速度
- $\dot{m}_i$  =  $i$  流管の質量流量
- $MR_E$  = 噴射推進剤の全体混合比
- $C_{th}^*(MR_E)$  = 全体混合比での理論特性速度
- $\dot{m}_T$  = 噴射推進剤の全質量流量

これは、燃焼室圧から求めた $\eta C^*$ よりも、エネルギー発生効率に関しては良い近似である事が期待できる。ノズル性能の計算<sup>2-3)</sup>はエネルギー発生効率を100%としたTDK(Two Dimensional Kinetic)およびTBL(Turbulent Boundary Layer)によりノズル効率を



LISP: Liquid Injector Spray Pattern  
 STC : Stream Tube Combustion  
 TDK : Two Dimensional Kinetic  
 TBL : Turbulent Boundary Layer  
 DER: Distributed Energy Release

図 B-1 性能予測計算コードと適用領域

別途計算し、比推力を推算した。

付 2.2 定常性能の試算 (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH)

計算ではインジェクタと推力室の諸元、推進剤と燃焼ガスの物性、理論特性速度の推力係数等の他にコールドフロー試験から得る推進剤の質量分布、粒径および粒径分布等のデータが必要である。小推力用インジェクタの特に小噴径のケースは実測値が少ない。図 B-2 はコールドフロー試験で得られた推進剤の質量割合を各混合比について示したものである。N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH 換算で  $MR_E \doteq 1.6$  の図 A-4 で示した混合比の空間分布図に対応するものである。横軸は混合比を酸化剤割合に換算した。以下の試算では、この混合比質量分布を入力データとして用いたが、粒径分布と質量メディアン粒径については計算コードに組込まれた実験相関式を拡張して用いた。DER コードの詳細については参考文献 2-2 を参照されたい。

燃焼実験を行ったノズル開口比 150 の燃焼器とインジェクタ A の諸元を用い、燃焼圧 7kg/cm<sup>2</sup>, A,

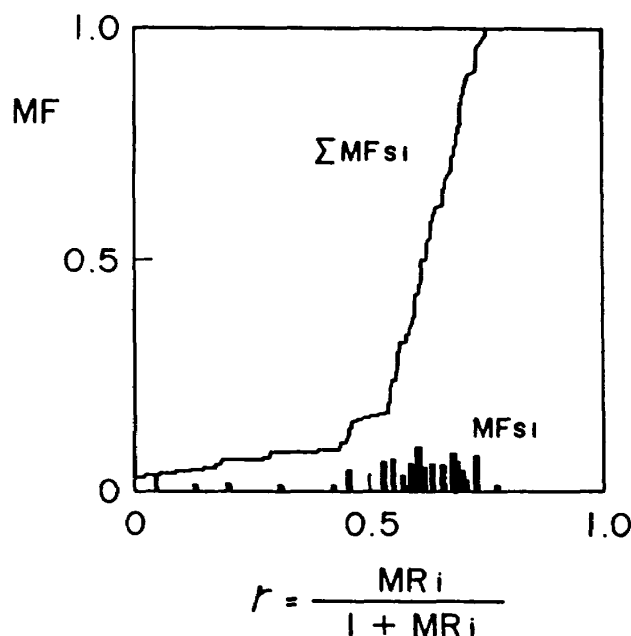


図 B-2 推進剤と混合比の分布

混合比  $MR_E = 1.6$  (図 B-2 の混合比対質量割合を仮定) のケースについて試算した。質量メディアン粒径は MMH で 70 μ, N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> で 44 μ となる。性能試算結果に対する液滴径の感度は大きい。図 B-3

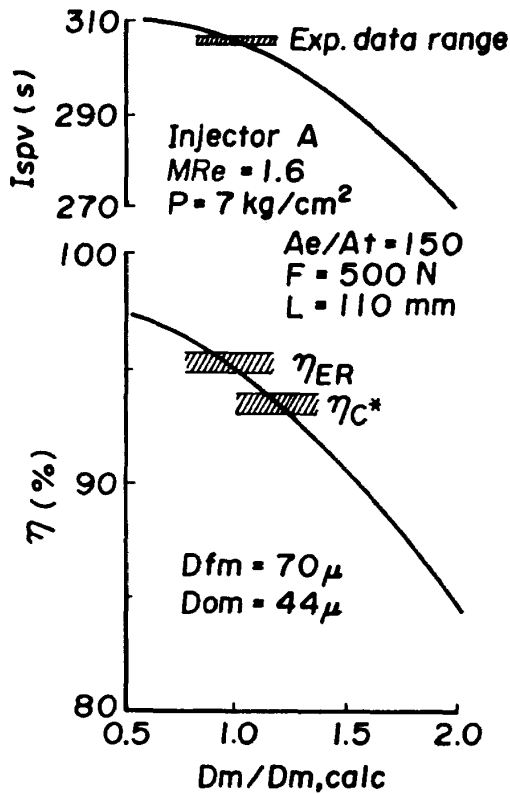


図 B-3 液滴径の性能に対する効果

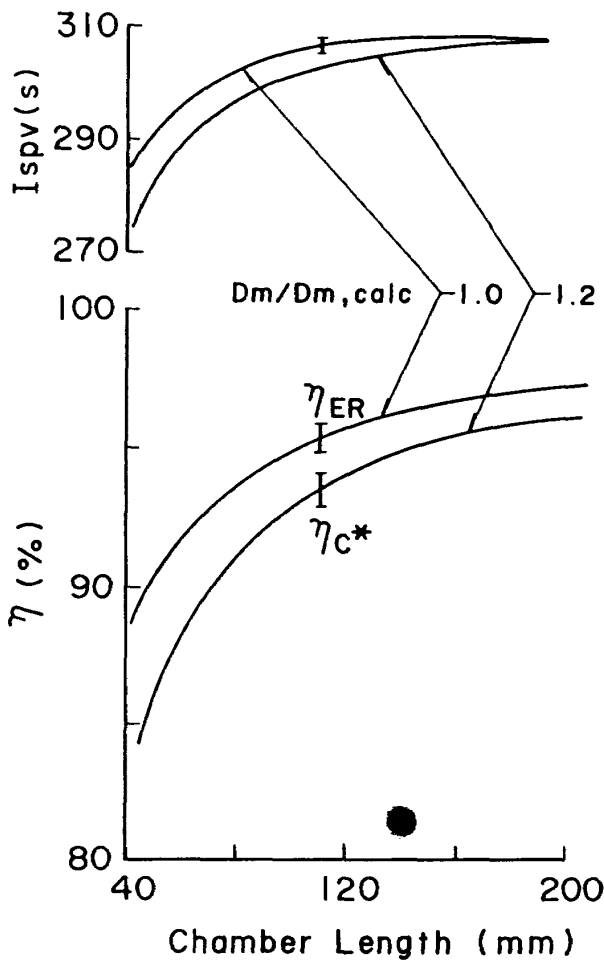


図 B-4 推力室長さの性能に対する効果

に性能に対する粒径感度の計算結果を示す。横軸は上記の質量メディアン粒径に対する倍率をとった。図中の斜線部は実験値である。倍率 1.0 のケースでは、比推力は実験値と一致するが特性速度効率の実験値よりも約 2% 高く、低膨脹エンジンの海面高度比推力測定から得たエネルギー発生効率とほぼ一致する。特性速度効率が実験値と一致するのは倍率 1.2 のケースであるが、比推力は実測値よりも約 3.5 秒程度低くなる。燃焼圧測定から得られた特性速度効率はエネルギー発生効率と一致しない事は既に記した\*。(B-1)式がエネルギー発生効率を近似するかについては、広範囲の実験値との比較を行う必要がある。

上記の倍率 1.0 と 1.2 の粒径比を用いて推力室長さの性能に対する効果を試算した結果が図 B-4 である。推力室長さを短くすると急激に性能が低下する事が示されているが、実験点をみると供試燃焼室長さがほぼ妥当であったと見做せる。DERコードは、今回の試算点では性能予測に有効のようであるが更に検討が必要である。

\*本文5章参照

付一参考文献

- 1-1) Nunick, W. H. : Analysis of Sprays from Rocket Engine Injectors, J. Spacecraft, vol.8, No.7 pp 796~798
- 1-2) Rupe, J. H. : A Correlation between the Dynamic Properties of a pair of Impinging Streams and the Uniformity of Mixture ratio Distribution in the Resulting Spray, JPL Prog Rep, No.20-209, Mar 1956
- 2-1) Chadwick, W. D. and L. P. Combs : Pulse Mode Performance Model, Final Report, AFRPL-TR-72-16, Nor 1972
- 2-2) L. P. Combs : Liquid Rocket Performance Computer Model with Distributed Energy Release, Final Report, NASA CR-114402, Jure 1972
- 2-3) 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

---

## 航空宇宙技術研究所報告853号

昭和60年2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  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社三興印刷  
東京都新宿区信濃町12三ツ井ビル

---

Printed in Japan