

ISSN 0389-4010
UDC 621.454.2:
629.76

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-662

液体酸素・液体水素小型高膨脹燃焼器の実験 (1)

宮島 博 ・ 毛呂 明夫 ・ 日下 和夫
中橋 和博 ・ 黒田 行郎 ・ 熊谷 達夫
木皿 且人 ・ 鎌田 真 ・ 佐藤 政裕
阿部 登 ・ 勝田 秀明

1981年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

液体酸素・液体水素小型高膨脹燃焼器の実験 (1)*

宮島 博** 毛呂 明夫** 日下 和夫**
中橋 和博** 黒田 行郎** 熊谷 達夫**
木皿 且人** 鎌田 真** 佐藤 政裕**
阿部 登** 勝田 秀明***

EXPERIMENTAL PERFORMANCE OF A SMALL LOX/H₂ THRUST CHAMBER WITH A HIGH AREA RATIO NOZZLE (1)

Hiroshi MIYAJIMA, Akio MORO, Kazuo KUSAKA
Kazuhiro NAKAHASHI, Yukio KURODA, Tatsuo KUMAGAI
Katsuto KISARA, Makoto KAMATA, Masahiro SATO
Noboru ABE and Hideaki KATSUTA

ABSTRACT

The performance of a thrust chamber with a nozzle whose nominal expansion area ratio was 140 : 1 was evaluated under environmental pressure of 8 to 13 torr. The nominal vacuum thrust of the chamber was 400 kg_f at a chamber pressure of 35.5 kg/cm², abs. Measurements were also made of the wall static pressure distribution, wall heat flux distribution over the heat sink nozzle extension, and of the Pitot pressure distribution at the nozzle exit plane.

The effects of hydrogen inlet temperature and chamber pressure on the thrust chamber performance was not significant over a temperature range of 120 to 140 K and a chamber pressure range of 30 to 39 kg/cm², abs. In the mixture ratio range of 4.5 to 6.5, characteristic velocity and vacuum specific impulse I_{spv} decreased with mixture ratio, while thrust coefficient increased slowly with mixture ratio in the range of 4.5 to 6.0. The measured I_{spv} at the mixture ratio of 5.5 was about 450 kg_f·s/kg. Measured performance values were compared with analytical prediction. The predicted value was too low apparently because of large calculated boundary layer loss. It was also shown that the stronger dependence of I_{spv} on the mixture ratio compared with the one-dimensional equilibrium value was partly attributable to chemical kinetic loss. The measured nozzle wall pressure and the nozzle exit Mach number distribution were in reasonable agreement with predicted values calculated by the two-dimensional nozzle

* 昭和56年 1 月17日 受付

** 角田支所

*** 宇宙開発事業団

analysis computer program developed by the authors. The measured nozzle wall heat flux in the nozzle area ratio 75 to 140 was 11 to 6 cal/(cm²·s) decreasing with area ratio in approximate tendencial agreement with either turbulent boundary layer calculation or simplified Bartz equation.

1. まえがき

上段用高性能液体ロケットエンジンにおいては、燃焼室圧力の高圧化と同時にノズル開口面積比がますます大きくなる傾向にある。宇宙開発事業団 (NASDA) が開発をすすめているエンジンも、その開口面積比は 140 という大きな値となっている。近年の諸外国の液酸・液水エンジンのめざましい進歩にもかかわらず、高膨脹燃焼器に関する公表された実験結果はきわめて少ない。

本報の実験は、液酸・液水高膨脹燃焼器によって達成可能な性能レベルをあきらかにすることを目的として航空宇宙技術研究所 (NAL) と NASDA との共同研究として実施されたものである。供試燃焼器のノズル部は NASDA が開発中の推力 10 トン用の燃焼器の約 1/5 のサブスケールに相当する寸法をもつものである。

新エンジンの開発、あるいは既存のエンジンの改良等に当っては、計画の早期の段階で正確にその性能の予測が可能であることがきわめて重要である。米国等においては、ノズルの性能解析の標準的手法¹⁾があるが、我国においては、現実のロケットノズル性能解析に適した簡便で信頼性の高い計算プログラムはないように見える。NAL では現在このようなプログラムを開発中であるが、計算結果と実験結果とを対比することにより、計算法あるいは実験の改良に資することが可能である。本研究の主な目的は、上記のような計算結果と対比し得るデータをj得ることである。計算法の妥当性が示されれば、サブスケールのデータからフルスケールの性能を予測することはそれほど困難ではないと考えられる。

本報は、燃焼器の作動条件に対する性能値の変化の傾向をとらえることを目的としておこなった実験の最初の結果をまとめたものである。ノズル性能解析プログラムはまだ検討の余地は残されているが、現状のプログラムによる計算と実験との比較もおこ

なった。

主な使用記号

A_c	: 燃焼室断面積
A_e	: ノズル出口面積
A_t	: ノズルスロート面積
C^*	: 特性排気速度
C_{FV}	: 真空推力係数
D_t	: ノズルスロート径
F	: 推力
F_V	: 真空推力
f_{dis}	: ノズルの流出係数
f_P	: 燃焼室におけるよどみ圧の損失係数
g_C	: 重力と質量の換算係数, たとえば, 9.807 kg·m/(kgf·sec ²)
I_{SPV}	: 真空比推力
M	: マッハ数
MR	: 混合比 (\dot{m}_{ox} / \dot{m}_F)
\dot{m}	: 質量流量
P	: 圧力
$P_{c, inj}$: インジェクタ面燃焼室圧力
$P_{c, ns}$: ノズル入口部よどみ圧力 (単に P_c とも 記す)
P_V	: 低圧室圧力
P_W	: ノズル壁面静圧
P_r	: 精度
\dot{Q}	: 体積流量
\dot{q}	: 熱流束
T	: 温度
t	: 時間
X	: 距離
ϵ	: ノズル開口面積比 ($= A_e / A_t$)
ϵ_c	: ノズル収縮面積比 ($= A_c / A_t$)
γ	: 比熱比
η	: 効率
σ^2	: 分散

添字

- F : 燃料
- LH : 液体水素
- GH : ガス水素
- OX : 酸化剤
- th : 理論値

μ (One Dimensional Kinetic)

- TDK : 二次元動力学プログラム (Two Dimensional Kinetic)
- TBL : 乱流境界層プログラム (Turbulent Boundary Layer)

略語

- GH₂ : 水素ガス
- GHe : ヘリウムガス
- GO₂ : 酸素ガス
- GN₂ : 窒素ガス
- LH₂ : 液体水素
- LOX : 液体酸素
- LN₂ : 液体窒素
- NASDA : 宇宙開発事業団
- NAL : 航空宇宙技術研究所
- ODE : 準一次元平衡流プログラム (One Dimensional Equilibrium)
- ODK : 準一次元化学非平衡 (動力学) プログラ

2. 試験設備および供試体

2.1 試験設備と試験方法

高膨張燃焼器の性能を地上試験によって求めるためには、ノズル背圧を下げることによってノズルのフルフローを確保しなければならない。実験は2段式蒸気エゼクタ系を含むNALのロケットエンジン高空性能試験設備^{2),3)}を用いておこなわれた。設備の概略系統を図1に、推進薬供給系統を図2に示す。

図3に示すように、通常、着火の約5時間前に燃焼実験のスケジュールを開始する。約4時間前に排気系と推進薬供給系を連動させ、シーケンスおよび始動弁の開閉速度のチェック(ドライラン)をおこなう。その後、推進薬加圧ガス等の元弁を開き、調圧設定、冷却水流量チェック等を終了し、蒸気配管

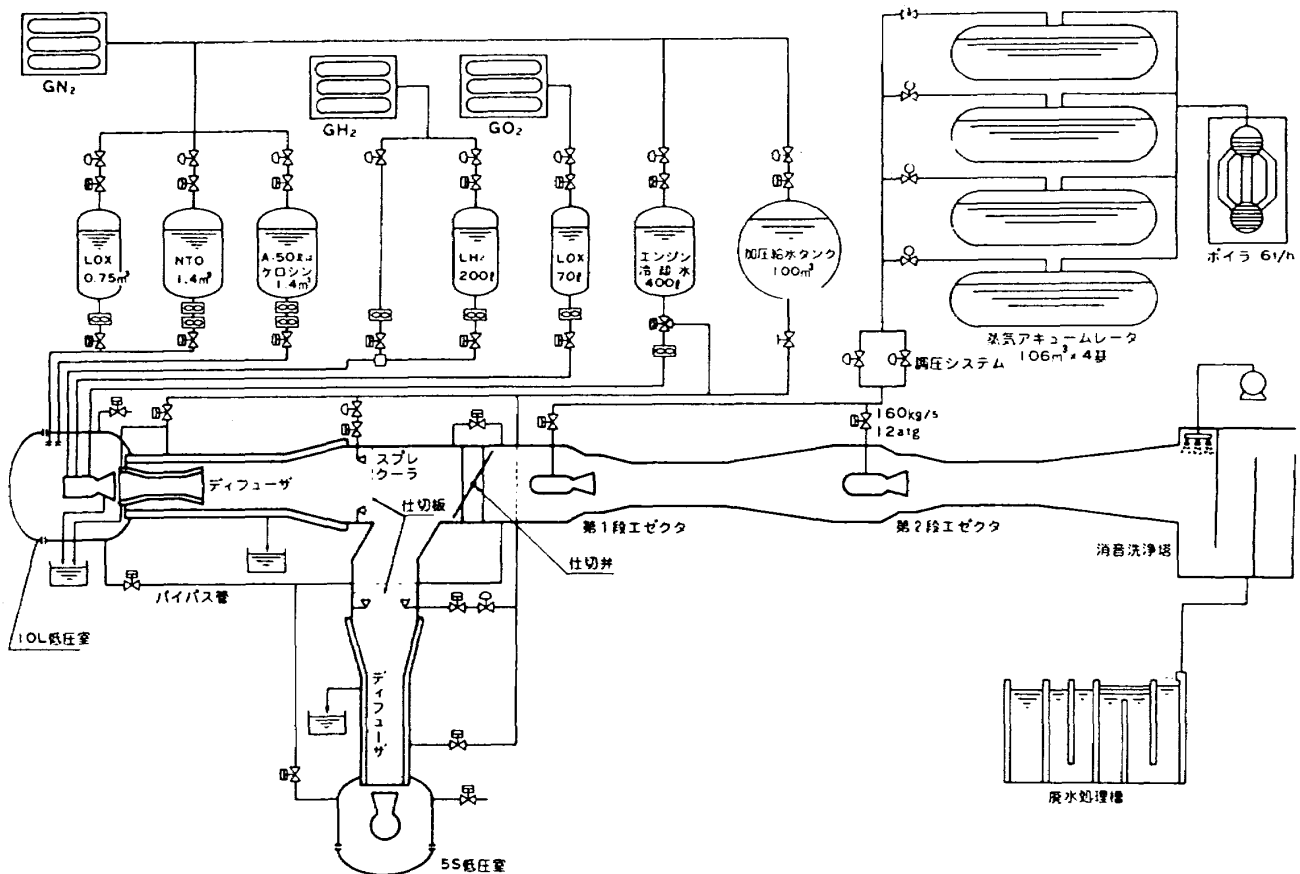


図1 ロケット高空性能試験設備系統概要

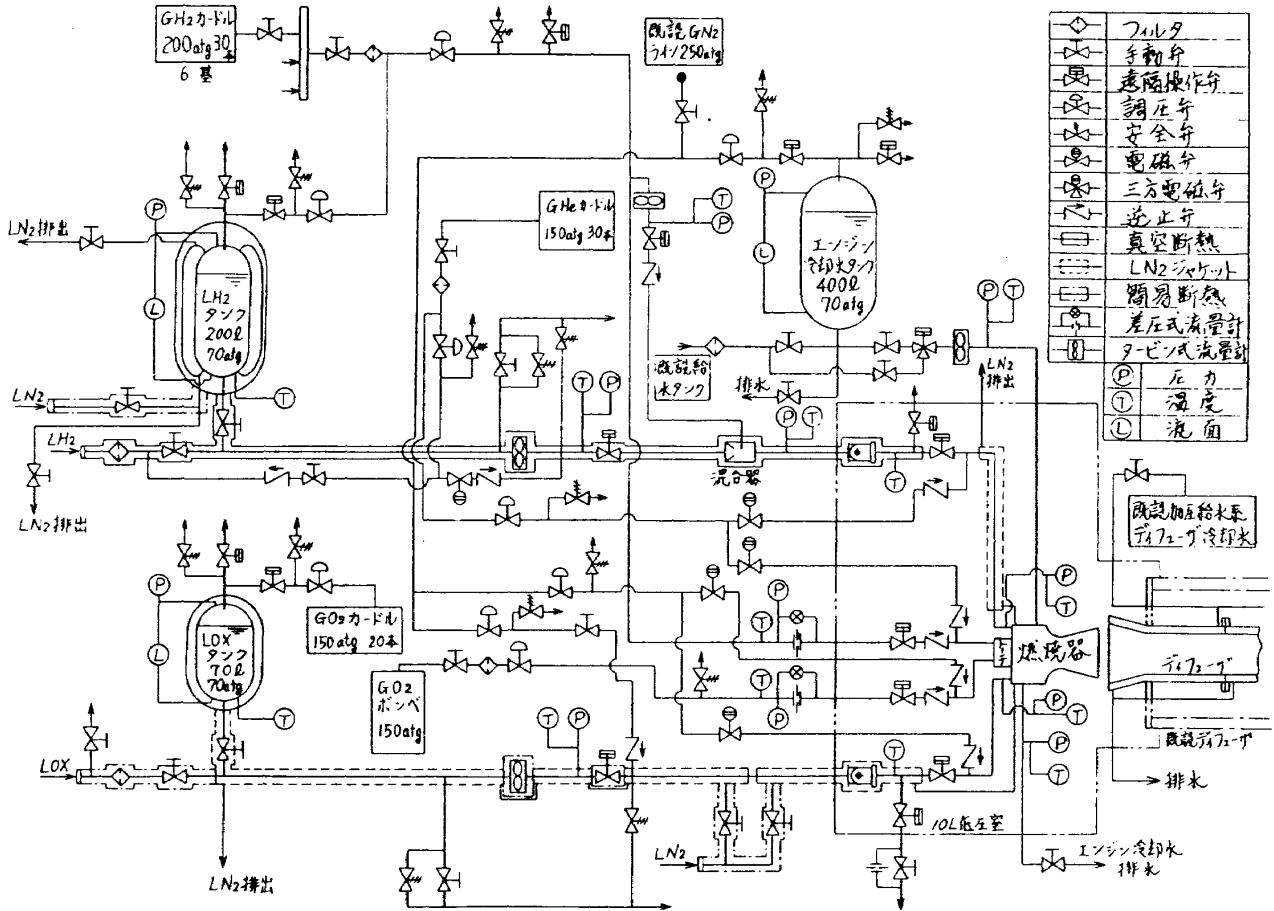


図2 推進薬供給系系統図

(時間)	(排気系)	(液燃系)
X-5H	<ul style="list-style-type: none"> ボイラ運転開始 油圧, 空圧設定 	<ul style="list-style-type: none"> 各弁開閉テスト LN₂ サービスタンク充填 LOX ランタンク充填 イグナイタテスト
-4H	<ul style="list-style-type: none"> 各弁設定確認 	<ul style="list-style-type: none"> ドライラン 冷却水流量チェック 各弁設定確認
-3H	<ul style="list-style-type: none"> 蒸気系ウォーミングアップ 	<ul style="list-style-type: none"> LH₂ ランタンク充填
-45M		<ul style="list-style-type: none"> 計測系, 液燃系 設定確認 LOX ライン LN₂ 予冷開始 燃焼室冷却水チャネル凍結防止
-20M	<ul style="list-style-type: none"> 排気系自動切換開始 (ドレン弁閉等) 	<ul style="list-style-type: none"> 計測系プリキャル LOX ライン, サービスタンクより実液予冷開始 LH₂ ライン実液予冷
-5M	<ul style="list-style-type: none"> 排気系自動切換完了 	<ul style="list-style-type: none"> LOX ライン実液予冷停止 LOX, LH₂ ランタンク加圧
-2M	排気系, 計測系, 液燃系 最終確認 自動シーケンススタート	
+2M	<ul style="list-style-type: none"> 低圧室大気圧復帰 	<ul style="list-style-type: none"> ランタンク通気 インジェクタ, トリクルージ
+10M	<ul style="list-style-type: none"> あとしまつ 	<ul style="list-style-type: none"> 計測系データ処理 2回試験を行うときは-3Hへもどる あとしまつ

図3 燃焼試験タイムスケジュール

系のウォーミングアップを開始する。ウォーミングアップには通常約3時間を要する。実験の約45分前にLOXラインのジャケット部にLN₂を流すことによってラインの予冷を開始する。このとき、LOX配管中へ外部からの水分等の侵入を防ぐため、約5 kg/cm²、GのGN₂を封入する。LN₂によるジャケット予冷により、LOX始動弁上流部の温度が-100℃になったときに(約20分前)、LOXサービスタンクからの実液による予冷を始める。同時にLH₂系も約2 kg/cm²、Gの圧力でランタンクからLH₂による予冷を開始する。自動シーケンススタートの約5分前に実液予冷を停止し、LOX、LH₂のランタンクを所定の圧力に加圧する。加圧終了時に排気系の自動切換を終了する。弁設定、調圧設定の最終確認と記録をおこなった後、自動シーケンスをスタートさせる。自動シーケンスの一例を図4に示す。自動シーケンススタート直前にLOX系の最終予冷を放出弁を通しておこない着火の約5秒前に停止する。低圧室圧力が十分低くなったときにトー

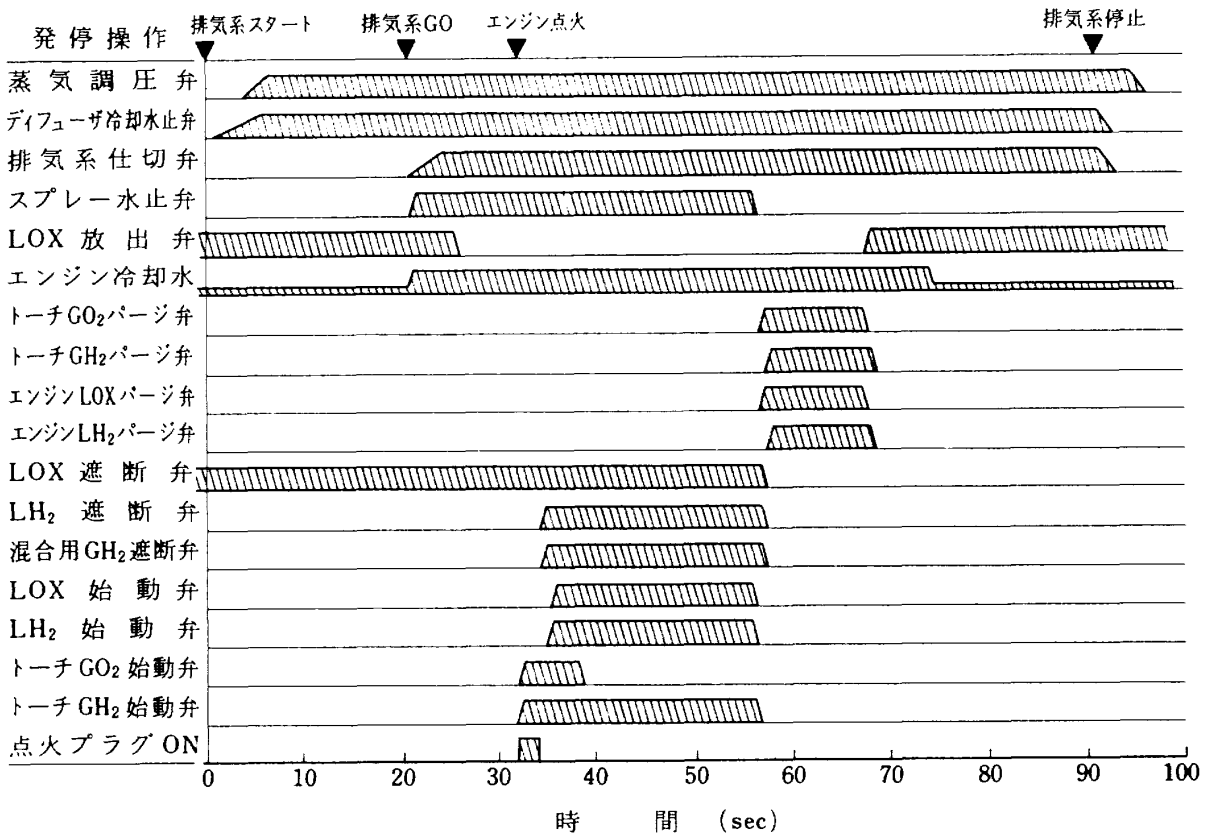


図4 燃焼試験における自動シーケンスの一例

チ点火器の点火をおこなう。エンジン点火信号後、メインステージの着火までは通常約5秒とした。エンジン冷却水流量および圧力、点火器燃焼圧および燃焼ガス温度(点火器着火確認)、燃焼圧低(メイン着火確認)、および、燃焼圧高(異常燃焼)など

の測定項目が設定範囲を外れたときには自動的に停止シーケンスに移行する。

2.2 供試燃焼器

供試燃焼器の設計諸元を表1に示す。図5にその

表1 供試燃焼器設計諸元

Item	unit	Values	note
Thrust	kgf	415	
Chamber pressure	kgf / cm ² , a	35.4	Injector end
Mixture ratio (O/F)	—	5.0	
Propellant flow rate	kg / s	0.925	
Specific impulse	kgf · s / kg	448.5	
Nozzle area ratio	—	140	75 % Bell
Chamber contraction ratio	—	5.56	
Characteristic length	cm	73	
Number of element	—	18	Coaxial element
Lox temperature	K	94	Interface (Nominal)
H ₂ temperature	K	140	Interface (Nominal)
Cooling water flow rate	kg / s	4	
Igniter	—	—	Torch igniter

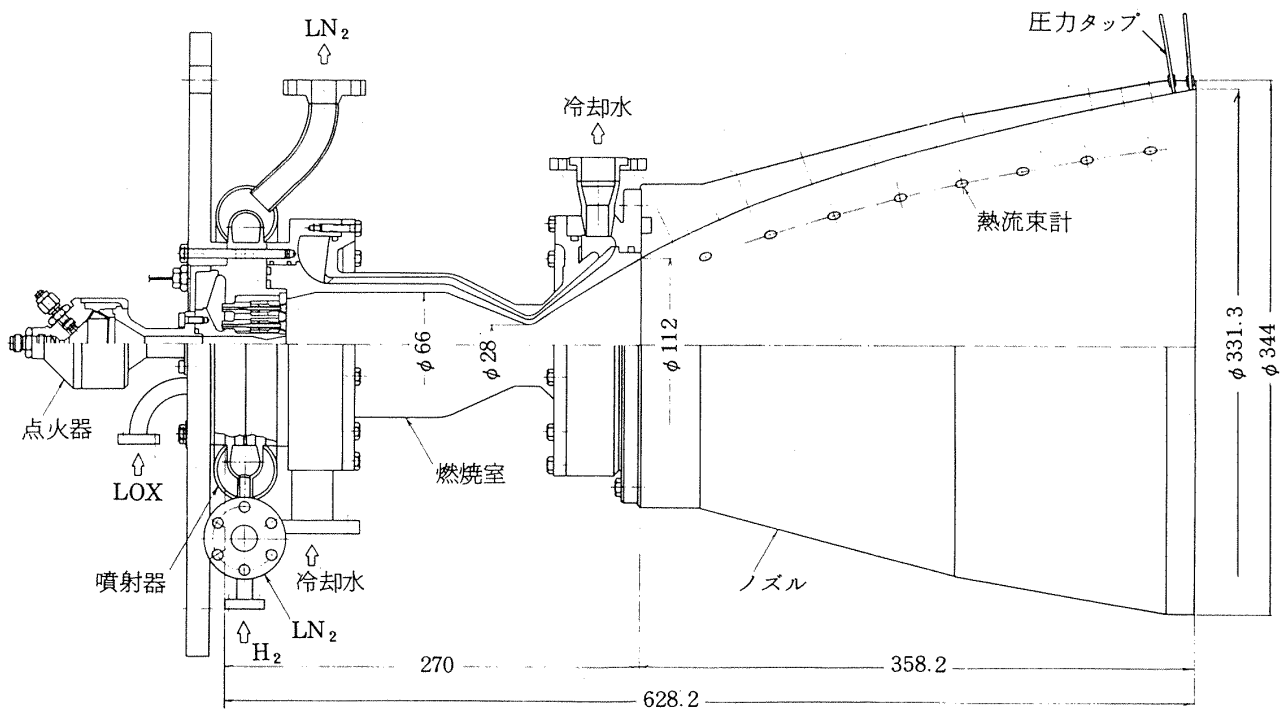


図5 液酸・液水小型高膨脹燃焼器

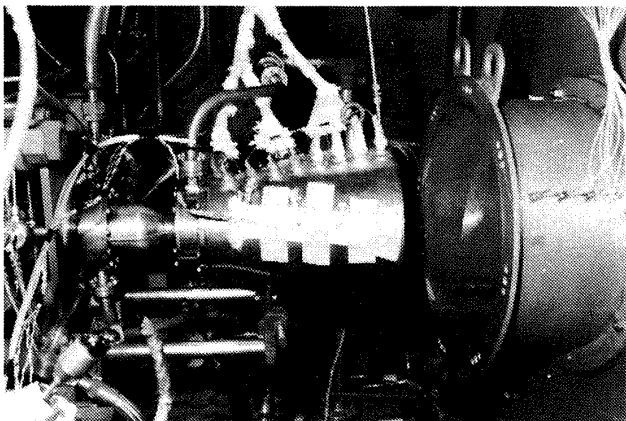


図6 低圧室内に取付けた供試燃焼器

組立図を示す。インジェクタは18コと同軸型エレメントをもつもので、水素マニホールドの外側にインジェクタ予冷用のLN₂ジャケットをもっている。水冷却燃焼室はミゾ付の銅製内筒にステンレススチールの外筒をかぶせた構造であり、ノズル膨脹面積比16の位置で熱吸収式軟鋼製ノズルエクステンションと結合される。なお、燃焼室の外筒と内筒のロウ付けはおこなっていない。ノズルスロート部断面の曲率半径および膨脹部の形状はNASDAが開発中の推力10トン用燃焼器のほぼ1/5のスケールとなっている。ノズル形状の詳細は、4.2節に示す。ノズルエクステンション部には、静圧孔の他に、軸方向

の熱流束の分布を測定するための熱流束計装置ポートがある。図6には低圧室内に供試体を取りつけた状況を示す。右側にみえるダクトはデフューザ入口部である。

なお、本実験におけるノズルスロート径基準のレイノルズ数は 5×10^5 程度である。

3. データ処理方法

3.1 性能パラメタ

燃焼器の性能をあらわす主要なパラメタは、特性排気速度 C^* 、推力係数 C_{FV} および比推力 I_{SPV} である。

特性排気速度は次のように算出する。

$$C^* = \frac{g_c (P_{c, inj} \cdot f_p) (A_t \cdot f_{dis})}{m_t} \quad (1)$$

ここで、 g_c は重量と質量の換算係数であり、

$$g_c = 9.807 \text{ kg} \cdot \text{m} / (\text{kgf} \cdot \text{sec}^2)$$

f_p はインジェクタ部で測定した燃焼室圧力 $P_{c, inj}$ からノズル入口平行部端面のよどみ圧力を求めるための補正係数であり、 f_{dis} はノズルスロート部の幾何学的断面積 A_t を空力的断面積に補正するための

係数, すなわち, 流出係数である。\$m_t\$ は推進薬の質量流量である。

燃焼室におけるよども圧力の損失は, 燃焼室円筒部における発熱のためにひき起されるものとする。インジェクタ面の圧力 \$P_{c, inj}\$ とノズル入口面よども圧力 \$P_{c, ns}\$ は, ノズル入口面マッハ数 \$M_i\$, 比熱比を \$r\$ とすれば, 流れを一次元として,

$$\frac{1}{f_p} = \frac{P_{c, inj}}{P_{c, ns}} = (1 + rM_i^2) \left(1 + \frac{r-1}{2} M_i^2\right)^{\frac{-\gamma}{r-1}}$$

ノズル入口面からスロート部までの流れが等エントロピ的であるとすれば, 燃焼室円筒部断面積を \$A_c\$ として,

$$\frac{A_c}{A_t} = \frac{1}{M_i} \left\{ \frac{2}{r+1} \left(1 + \frac{r-1}{2} M_i^2\right) \right\}^{\frac{r+1}{2(r-1)}}$$

を解いて, \$M_i\$ は \$M_i < 1\$ の根として求める。

供試燃焼器では \$A_c / A_t = \epsilon_c = 5.56\$, \$r\$ は燃焼室の平衡比熱比 \$r = 1.17\$ を用いて, \$f_p = 0.993\$ とした。\$\epsilon_c\$ の値が大きいので, \$r\$ の変化による \$f_p\$ の変化はわずかであり, 実験範囲で \$f_p\$ を一定として用いた。

流出係数 \$f_{dis}\$ は実験値の相関曲線⁴⁾ から読み取った値 0.99 を用いた(図7)。この値はスロート上流部断面の曲率半径が, 本供試体と同じようにスロート半径の2倍に等しい Back⁵⁾ のデータとも良い

一致を示す。

\$C^*\$ の算出には, 壁面への熱損失, ノズルスロート径の熱焼中における変化等も考慮すべきであるが, 検討が不十分であるため, これらの補正はおこなわなかった。

真空推力 \$F_V\$ は, 測定された推力に低圧室圧力 \$P_V\$ とノズル出口断面積 \$A_e\$ の積を加えて求めた。推力係数 \$C_{FV}\$, および比推力 \$I_{SPV}\$ は,

$$C_{FV} = \frac{F_V}{(P_{c, inj} \cdot f_p)(A_t \cdot f_{dis})} \tag{2}$$

$$I_{SPV} = \frac{F_V}{m_t} \tag{3}$$

より求める。(1)式と(2)式より \$I_{SPV}\$ は

$$I_{SPV} = \frac{C^* C_{FV}}{g_c} \tag{4}$$

によってもあらわされる。

推進薬密度の算出には GASP コード⁶⁾ を用いた。検討の結果, この方法が計算時間および精度共適当であると考えられた。

3.2 理論性能

性能効率は, 理論性能によって(1)~(3)式の性能パラメタを割ることによって得られる。理論性能は

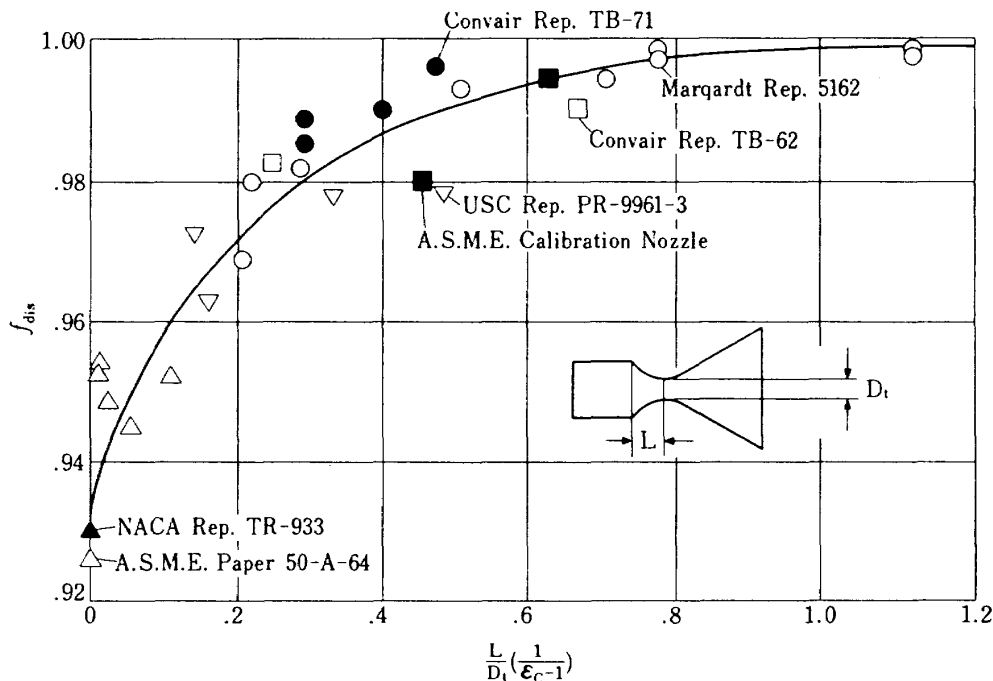


図7 流出係数

次元平衡流の値とした。ノズル開口面積比 $\epsilon = 140 \sim 150$, 混合比 $MR = 4.0 \sim 6.5$, $P_{c,ns} = 31 \sim 39 \text{ kg/cm}^2$, a , H_2 インタフェース温度 $60 \sim 160^\circ\text{K}$ の領域では LOX 温度 90.18°K , H_2 温度は測定された温度に応じて理論性能 C_{th}^* , $C_{FV_{th}}$ が算出される。 $I_{SPV_{th}}$ は(4)式を用いて算出する。

4. 実験結果と検討

4.1 燃焼器性能

本節では、性能値の混合比および燃焼室圧による変化の傾向をとらえることを目的としておこなわれた実験の結果を述べ、若干の検討をおこなう。

4.1.1 実験結果

(1) 燃焼時間による性能値の変化

図8に、性能パラメータと燃焼時間の関係の数値を示す。実験番号 2069 は本シリーズの実験で得られた変動の少ない実験例である。実験番号 2064 は変動の大きな例である。メインステージの着火後 10 ~ 15 秒の範囲では通常 I_{SPV} にして $\pm 3 \text{ (kgf} \cdot \text{s/}$

$\text{kg})$ 以内の変動巾であった。一般に、燃焼時間の末期における変動は初期の変動に比べて小さかったので、本節の以下の実験結果は原則として燃焼末期に 10ms 毎にとった 100 コのデータを平均したものをデータ点とした。燃焼試験データは、付録 1 に示す。

(2) 性能の混合比依存性

図9に燃焼器性能パラメータ, I_{SPV} , C_{FV} , および C^* を混合比 MR に対してプロットした。データ点は燃焼室圧 $P_{c,ns} = 34.8 \sim 36.5 \text{ kg/cm}^2$, a , 水素入口温度 $T_{HI} = 120 \sim 140^\circ\text{K}$ のあいだのデータを含んでいる。ノズルスロート径の収縮のため、ノズル開口面積比は約 148 となっている。データ点の近くの数字は実験番号をあらわすものである。

$MR 4.5 \sim 6.5$ のあいだで、 C^* および I_{SPV} は混合比の増加と共に減少し、 C_{FV} は混合比が大きくなると共に大きくなる傾向にある。ただし、 C_{FV} の値は $MR > 6.2$ において MR の増加と共に再び減少する傾向にあるようにみえる。安全のため初期には MR の低い場合を、後期には MR の高い側の実験を

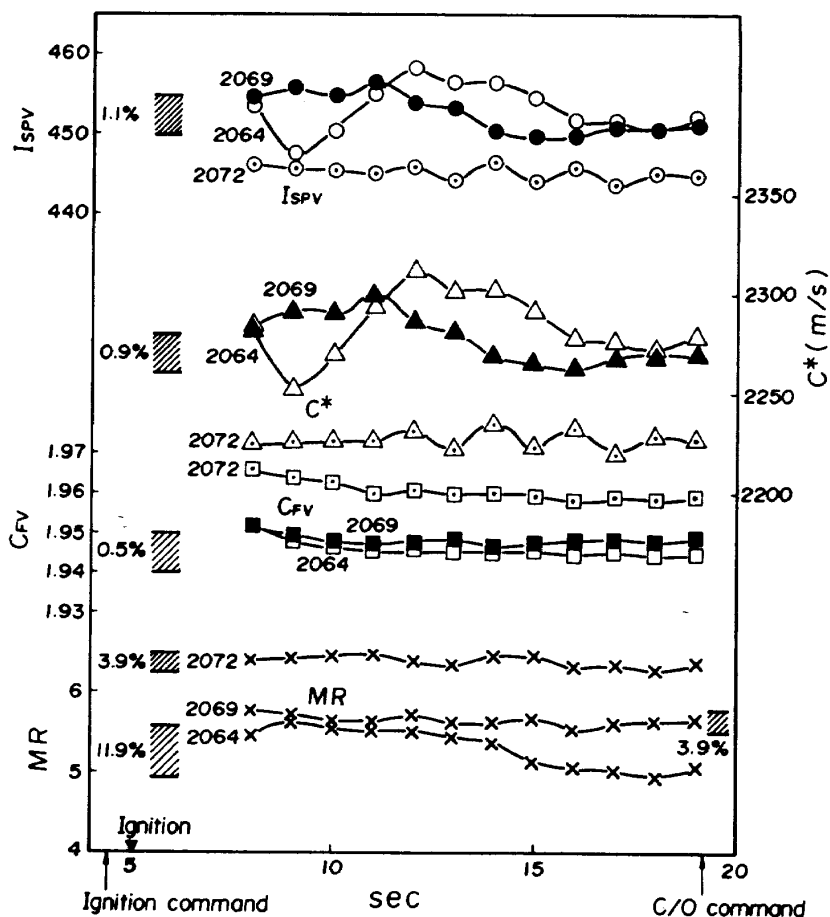


図8 性能の時間的变化

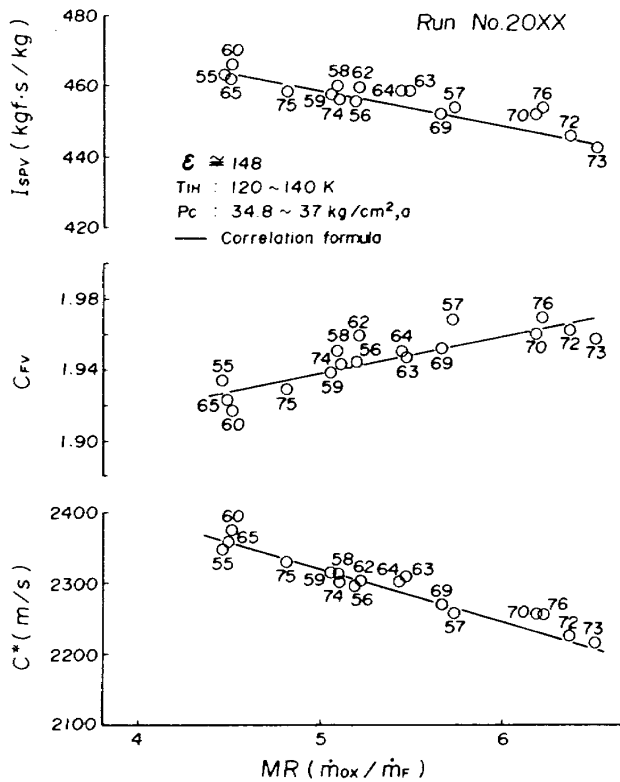


図9 混合比による性能の変化

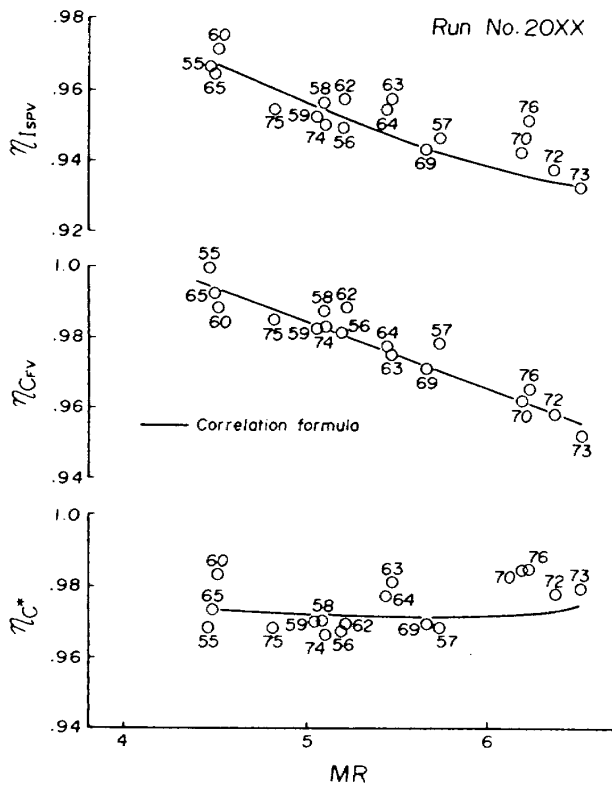


図10 性能効率の混合比依存性

おこなったせいもあり、この傾向が正しいものかどうかかわからない。混合比 5.5 付近で $I_{SPV} \sim \text{kgf} \cdot \text{s} / \text{kg}$, $C_{FV} \sim 1.94$ および $C^* \sim 2270 \text{ m/s}$ 程度の値が得られている。図中の線は 4.1.2 節で述べる相関式を示したものである。

図 10 に性能効率を示す。図中の線は 4.1.2 節で述べる性能回帰式から求めた性能値を設計点付近 ($P_{c,ns} = 35 \text{ kg/cm}^2$, a , 水素入口温度 $T_{HI} = 130^\circ \text{ K}$) における理論値で割った値を示したものである。効率値のバラツキはおおむね $\pm 0.5\%$ 程度である。 C^* 効率は MR 4.5 ~ 6.5 のあいだでほとんど変化はなく、約 97% とみなすことができる。 C_{FV} 効率は MR の増加とともに減少し、 $MR = 4.5$ で 99%, 6.5 で 95% となっている。従って、 I_{SPV} 効率はやはり MR の増加とともに減少し、96 ~ 93% 程度である。実験番号が 2070 番台に集中している $MR > 6.2$ において η_c^* がやや高い値を示しているが、この原因はあきらかではない。

(3) 性能の燃焼圧依存性

4.1.2 節で述べるように、理論性能の燃焼圧依存性はきわめてわずかであるが、実際の燃焼器においては、LOX の微粒化および蒸発等は燃焼室圧力によって変化し得るので、 $MR = 5.5$ を目標値として、性能におよぼす燃焼圧の効果を調べる一連の実験をおこなった。

図 11 に、燃焼圧に対して性能パラメタをプロットした。 $MR = 5.2 \sim 5.6$, 水素入口温度 $120^\circ \text{ K} \sim 140^\circ \text{ K}$ のデータを含んでいる。

データのバラツキを考慮すれば、 $P_{c,inj}$ 32 ~ 39 kg/cm^2 , a の範囲における性能の変化は、あったとしても、ごくわずかであると考えられる。同様に、図 12 に示すように性能効率の P_c による変化はみとめられない。なお、図 11, 12 における直線は 4.1.2 節の性能相関式において $MR = 5.5$ としたときの値を示したものである。

4.1.2 実験結果の検討

本節では測定された性能値の精度を推定し、性能におよぼす主要な因子の効果を、理論性能を参考として再構成することをこころみる。

(1) 性能値の精度

代表点 $F_V = 400 \text{ kgf}$, $MR = 5.5$ における推定精

度を表 2 に示す。表 2 の項目のうち、混合比によって精度が変わるのは \dot{m}_t であり、 C^* および I_{SPV} も混合比によってそれらの精度は変わり得るが、その変化量は MR 4.5 ~ 6.5 の範囲では $\pm 0.1\%$ をこえない。表 2 の精度の算出方法は付録 2 に記述する。

低温流体 LOX および LH₂ の体積流量のセンサの単体精度はメーカーの保証値 $\pm 1\%$ を用いた。これらの推進薬の質量流量の測定には温度測定の精度が大きく寄与する。LOX のライン温度の測定誤差は計測系精度より $\pm 1.65^\circ K$ とし、液体水素温度の測定

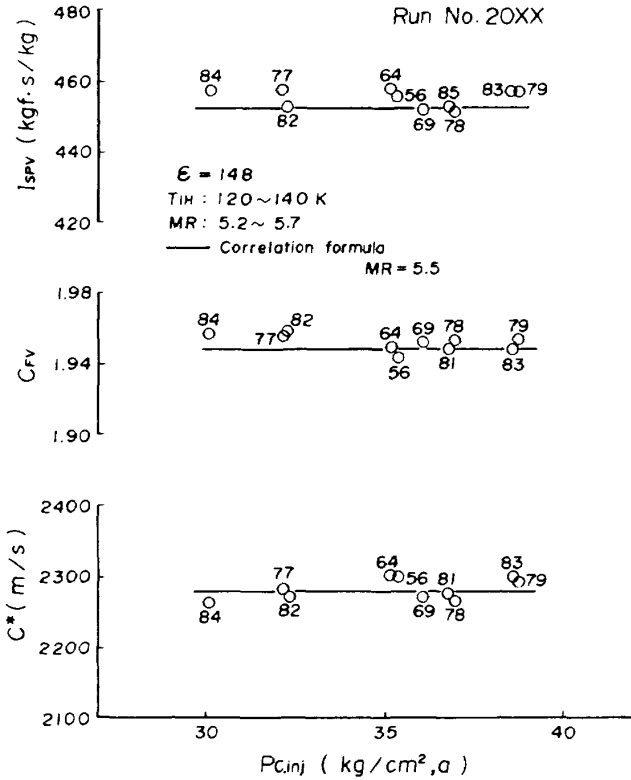


図 11 性能対燃焼室圧力

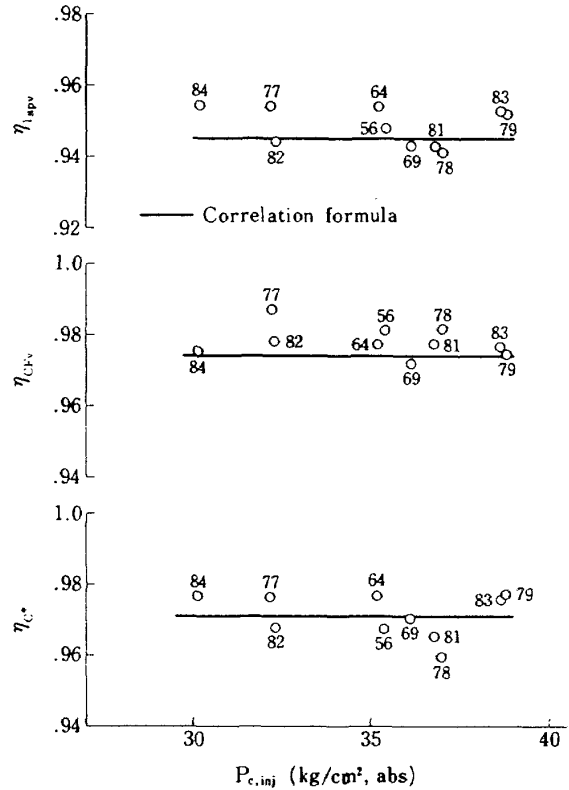


図 12 性能効率対燃焼室圧力

表 2 性能値の推定精度

Item	Mark	Unit	Nom. value	Precision (%)
Capsule Pr.	R_V	torr	8.	1.95
Chamber Pr.	P_c	kgf/cm ² , a	35.95	0.21
LOX line T.	T_{OL}	K	91.	1.81
LH ₂ line T.	T_{FL}	K	28.	3.57
LOX flow rate	\dot{m}_{OX}	g/s	746.5	1.23
LH ₂ flow rate	\dot{m}_{LH}	g/s	67.85	1.92
GH ₂ flow rate	\dot{m}_{GH}	g/s	67.85	0.64
Total flow rate	\dot{m}_t	g/s	882.2	1.05
Mixture ratio	MR	—	5.5	1.58
Thrust	F	kgf	390.6	0.36
Vac. thrust	F_V	kgf	400.	0.36
Charac. velo.	C^*	m/s	2283	1.08
Thrust coeff	C_{FV}	—	1.948	0.44
Specific impulse	I_{SPV}	kgf·s/kg	453.4	1.11

誤差は、伝導熱侵入等の不確定要素を考慮して±1°Kと見積った。

流量計測の精度を含まない C_{FV} の精度は、それを含む C^* および I_{SPV} の精度よりもかなり良いことがわかる。性能値の推定精度は、おおむね実験値のバラツキの範囲と一致しているようにみえる。

I_{SPV} および C^* の精度に最も大きくきいてくるのは質量流量の測定精度であるが、流量計のEND-TO-ENDの較正手段がないこと、あるいは、タービン流量計に異物あるいは水分の付着などが起こる可能性等の容易に定量化できない要素があるので、表2の数値で、流量計の精度を含む項目にはある程度の不確実性があると考えらるべきであろう。

(2) 理論性能の変動巾

本実験でその効果を調べるために積極的に変化させたパラメータは混合比 MR および燃焼室圧力 P_c であったが、設備および供試体の構成と構造のために、水素の燃焼室への供給温度(T_{FC})およびノズル開口面積比もある程度の変化をした。表3に実測値の変動巾に対する理論性能(一次元平衡流)の変動巾を示す。

C^* は MR によって大きく変化するが、 T_{FC} および P_c によってはほとんど変化しない。混合比 MR の0.02の変動は T_{FC} の全変動巾と同一の効果を示し、 P_c の全変動巾にいたっては、 MR の0.004の変化にしか相当しない。

推力係数 C_{FV} は T_{FC} による変化が最も小さく、 P_c とノズル開口面積比 A_e/A_t の変動は同程度の効果をもつ。しかし、大部分の実験ではノズル開口面積比は148±1程度の変化があるだけで、 A_e/A_t の変化による効果は T_{FC} の変動による効果と同程度となる。

P_c 、 T_{FC} および A_e/A_t の変動巾に対する理論 I_{SPV} の変動は理論 C^* および C_{FV} のそれに比べて一般に少ない。

理論性能からいえば、 MR の効果が圧倒的に大きく、混合比の測定精度±0.09(±1.6%)のなかに他のパラメータの効果は完全にかくされてしまうようにみえる。しかし、実際の燃焼器の性能はLOXの微粒化、あるいは GH_2 との混合過程等に依存するので、少なくとも一度は P_c および T_{FC} の効果を実験的に確かめる必要がある。性能の P_c 依存性が認められないことはすでに、4.1.1節で述べた。また T_{FC} 依存性は次項で述べるが、125~140°Kの範囲では性能に影響をおよぼさないとみることができる。

(3) 性能相関式

前項理論性能の変動巾の検討で、 MR の次に C^* に影響をおよぼすと考えられたのは水素の燃焼室への供給温度 T_{FC} であった。付録1のデータ表の全計測秒時のデータで $P_{c,ns}$ が34.8から36.8 kg/cm²、あまでの全データに基づき、 T_{FC} の3コのグループに分けた。表4に各グループでの混合比を変数とした1次の相関式と、その相関係数を示す。高次の相関を仮定する理由はないので、1次の相関を仮定した。

図13~15に各 T_{FC} グループの C^* の実測値と相関式を示す。各グループ間の傾向を比較すると、グループ1とグループ2、3とのあいだに明らかな差異が認められる。混合比6以上の実験2076および2070のデータに問題があるようである。すなわち、図13と14とを比較すれば、 MR 6以上では、 T_{FC} が低い場合が高い場合に比べてより性能が良いという考えにくい結果となる。何らかの特定できない原因のため、2076、2070のデータが高目に出たと思われるべきであろう。グループ2と3の相関式におい

表3 理論性能値の変動巾

パラメータ	実 測 値	中 間 値	C^* 変動巾	C_{FV} 変動巾	I_{SPV} 変動巾
T_{FC}	115 ~ 140 K	127.5 K	± 1.75 m/s	± 0.00063	± 0.5 kgf · s/kg
P_c	30 ~ 38 kg/cm ²	34 kg/cm ²	± 0.31	± 0.0015	± 0.1
A_e/A_t	140 ~ 148.4	144.2	—	± 0.00168	± 0.4
MR	4.5 ~ 6.5	5.5	± 74.67	± 0.05634	± 1.7

表 4 性能の相関式

C^*

グループ	水素供給温度	相 関 式	相 関 係 数
1	115 ~ 125 K	$C^* = - 32.07 \times (MR) + 2451.5$	- 0.8249
2	125 ~ 130 K	$C^* = - 72.26 \times (MR) + 2680.2$	- 0.9526
3	130 ~ 140 K	$C^* = - 77.57 \times (MR) + 2707.5$	- 0.9705
4	125 ~ 140 K	$C^* = - 74.51 \times (MR) + 2692.4$	- 0.9663

I_{SPV}

グループ	水素供給温度	相 関 式	相 関 係 数
1	115 ~ 125 K	$I_{SPV} = - 2.8156 \times (MR) + 468.49$	- 0.527
2	125 ~ 130 K	$I_{SPV} = - 10.959 \times (MR) + 513.76$	- 0.923
3	130 ~ 140 K	$I_{SPV} = - 9.2593 \times (MR) + 503.96$	- 0.926
4	125 ~ 140 K	$I_{SPV} = - 10.064 \times (MR) + 508.75$	- 0.931

C_{FV}

グループ	水素供給温度	相 関 式	相 関 係 数
1	115 ~ 125 K	$C_{FV} = 0.015389 \times (MR) + 1.86801$	0.8786
2	125 ~ 130 K	$C_{FV} = 0.013794 \times (MR) + 1.87315$	0.7458
3	130 ~ 140 K	$C_{FV} = 0.0257594 \times (MR) + 1.809676$	0.9031
4	125 ~ 140 K	$C_{FV} = 0.019452 \times (MR) + 1.84167$	0.8403

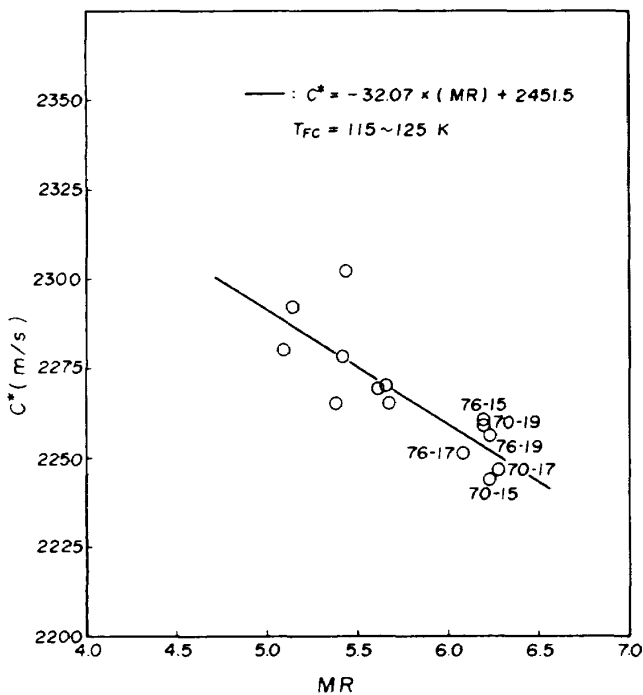


図 13 C^* の相関 (グループ 1, 図中の数字は Run No. 20××と計測秒時を示す)

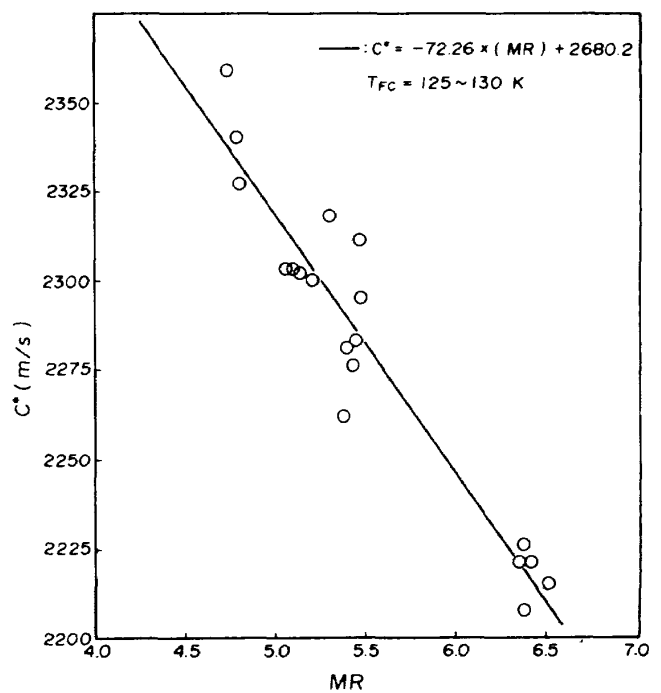


図 14 C^* の相関 (グループ 2)

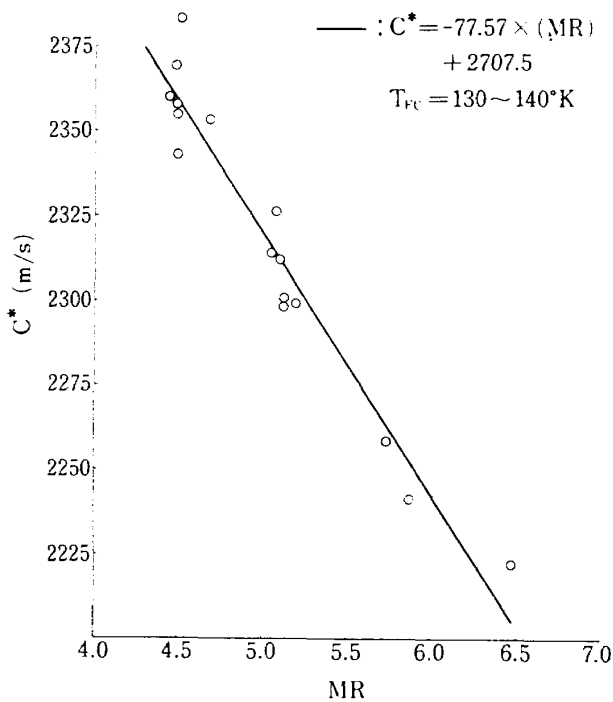


図 15 C* の相関 (グループ 3)

では、 C^* の差は 2 ~ 5 m/s 程度であり、計測精度 $\pm 25\text{m/s}$ ($\pm 1.08\%$) を考慮すれば、差はないと考えられる。従って、125 ~ 140 K のあいだの水素供給温度による差はないので、グループ 2, 3 をまとめたグループ 4 の相関式が最も信頼性が高いものとみなすことができる。 T_{FC} 115 ~ 125 K で突然 T_{FC} の効果が出る理由は考えられないので、このグループのデータの信頼性が低いものとして、実験し

た T_{FC} の範囲では、これによる効果は認められないと考えるべきであろう。

同様に I_{SPV} についての相関式も表 4 に示した。この場合も、グループ 4 の相関式が最も信頼性が高いものと考えられる。

C_{FV} の MR 依存性を直線的と仮定して相関式を作成した結果をやはり表 4 に示す。表 4 の C^* , I_{SPV} の相関係数を比較すれば、 C_{FV} の相関が最も悪い。

ここでは(4)式との一貫性を考慮して、

$$C_{FV} = \frac{I_{SPV}}{C^*} g_c$$

から求めたものを用いることにする。

まとめると、性能相関式は

$$\left. \begin{aligned} C^* &= -74.51 MR + 26924 \quad \text{m/s} \\ I_{SPV} &= -10.064 MR + 508.75 \text{ kgf} \cdot \text{s/kg} \\ C_{FV} &= 9.807 I_{SPV} / C^* \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

但し、(5)式の適用範囲は

$$T_{FC} = 125 \sim 140 \text{ K}$$

$$\varepsilon = 147.4 \sim 148.4$$

$$P_{c,ns} = 34.8 \sim 37 \text{ kg/cm}^2, a$$

である。上式から逆算した値を燃焼室への水素供給温度を 130 K としたときの理論値と共に表 5 に示す。

表 5 相関式による性能推定値

MR		4.5	5.0	5.5	6.0	6.5
C^* (m/s)	推定値	2357	2320	2283	2245	2208
	理論値	2422	2388	2351	2310	2268
	効 率	0.973	0.972	0.971	0.972	0.974
C_{FV}	推定値	1.928	1.938	1.948	1.959	1.969
	理論値	1.941	1.971	2.000	2.029	2.056
	効 率	0.993	0.983	0.974	0.965	0.957
I_{SPV} ($\frac{\text{kgf} \cdot \text{s}}{\text{kg}}$)	推定値	463.5	458.4	453.4	448.4	443.3
	理論値	479.7	480.1	479.7	478.2	475.9
	効 率	0.966	0.955	0.945	0.938	0.931

理論値 : $\varepsilon = 148, T_{FC} = 130 \text{ K}$

図 9 ~ 12 の相関式として実線で示した値はこの数値を用いたものである。

I_{SPV} の測定誤差は $\pm 1.1\%$ 程度であるから、安全をみて、表 5 の推定値から、 $5 \text{ kg}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 程度をひいた値が達成可能とみるべきであろう。

(4) 性能効率

4.1.1 節で概略の傾向をみたように、 C^* 効率は実験範囲の混合比における変化は少なく、 C_{FV} 効率と I_{SPV} 効率の変化が大きい。ここでは η_c^* と $\eta_{C_{FV}}$ に着目して、性能効率について検討する。

付録 1 の全データを用いて、 η_c^* 、 $\eta_{C_{FV}}$ を混合比についてプロットした結果を図 16 に示す。 η_c^* には明確な MR 依存性はないと考えられる。一方、 $\eta_{C_{FV}}$ は MR の増加と共に減少する傾向がある。

実験範囲で η_c^* を一定とみなすと、

平均値 0.9722

標準偏差 0.0067

となる。 η_c^* を一定値とみなしたことは、本節(3)項の相関式から得た性能値を理論性能で割って得た性能効率値(表 5) とつじつまが合っていないが、性能相関式(5)式の相関が完全でないことを考慮すれば、この程度の差異は見方の相異によって生じて止むを得ないと考えられる。

$\eta_{C_{FV}}$ は図 16 よりあきらかに MR 依存性があることがわかる。混合比に対する相関を一次で取れば次の相関式が得られる。

$$\eta_{C_{FV}} = - 0.018507 MR + 1.077$$

$$\eta_{I_{SPV}} = \eta_{C_{FV}} \eta_c^* = - 0.017993 MR + 1.047$$

$$\eta_c^* = 0.972$$

(6)

図 10 の実線は(6)式を用いたものではなく、性能相関式から得た値を理論値で割った値を示したものである。 η_c^* を一定とみなしていないために、わずかに(6)式とは異なるが、実質的な相異はない。

効率に関する最も重要な結果は $\eta_{C_{FV}}$ が混合比の増加に伴って減少し、従って $\eta_{I_{SPV}}$ も減少する傾向にあることである。 C_{FV} の損失をまねく要因は、燃焼室およびノズル部における熱損失、ノズル形状による一次元流れからのずれによる損失 (divergence loss)、まさつ損失および化学反応動力学損失などが考えられる。これらの損失のうち、混合比に最も大きく依存すると考えられる損失は化学反応が関与する損失であろう。化学反応による損失にはふたつの場合が考えられる。ひとつは、通常の動力学損失と呼ばれるもので、燃焼室で解離した化学種が、ノズル内を膨脹するあいだに十分再結合し得ないことによって起こるものである。もうひとつは、燃焼室内で未燃のまま残った化学種が原因となるもので、膨脹過程で反応があれば一部分は効率の回復も期待し得るものである。図 16 は η_c^* と $\eta_{C_{FV}}$ とを対応させて MR に対してプロットしたものであるが、

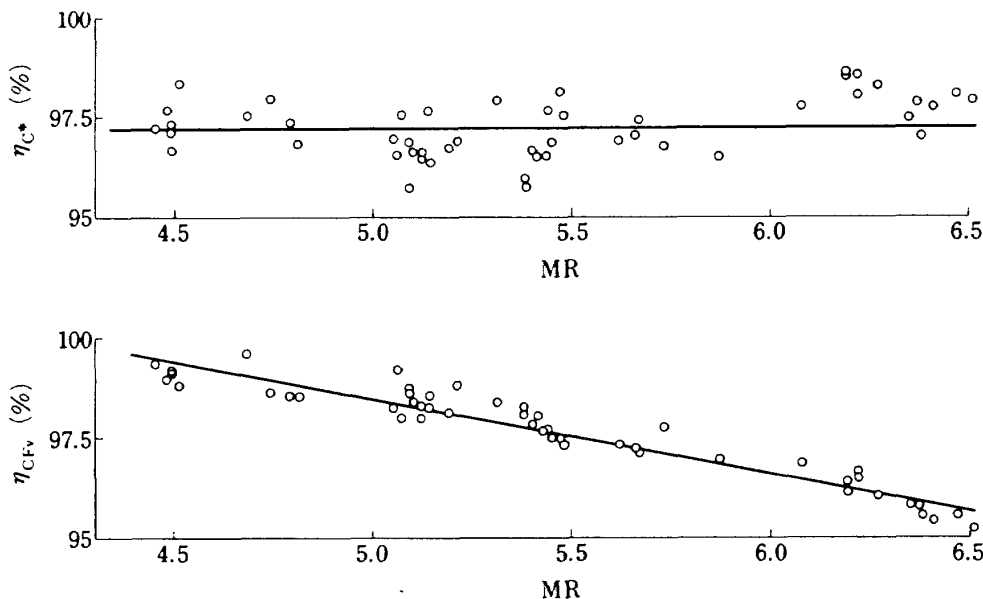


図 16 MR 対 η_c^* 、 $\eta_{C_{FV}}$

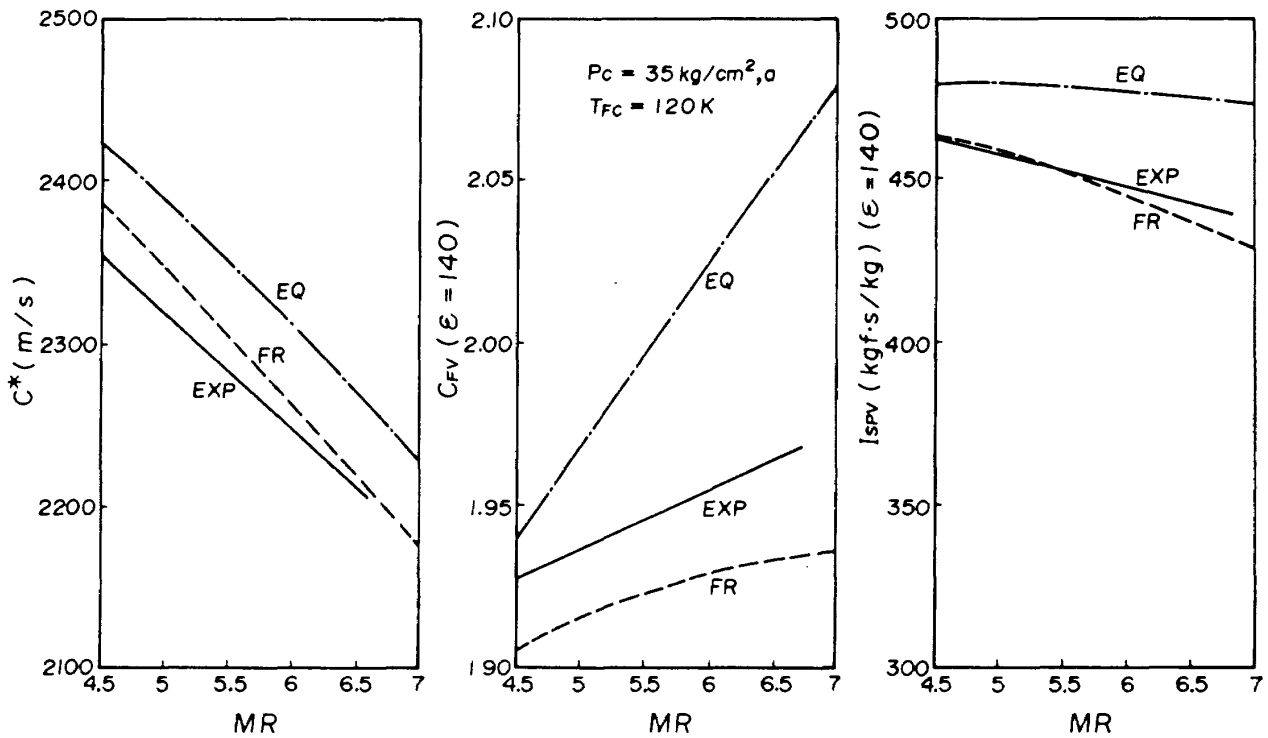


図 17 性能パラメタの一次元理論値との比較

η_c^* が平均値より小さな場合には η_{CFV} が回帰線の値より大きく、 η_c^* が大きい場合には η_{CFV} が小さくなっているようにも見えるが、そうでない場合もあり、これらの結果からは未燃分のノズル内での燃焼についての知見は得られない。

図 17 に一次元の理論性能と相関式から逆算した実験値とを比較して示す。 C^* の平衡流の値と実験値がほぼ並行して変化していることから、 η_c^* のMR依存性があらわれなかったことがうなずける。 C_{FV} の実験値は平衡流と凍結流との中間にあり、どちらかといえば、凍結流に近いMR依存性を示しており、平衡流値を分母とした η_{CF} はMRの増加に伴って減少することになる。

4.1.3 ノズル性能計算との比較

本節では測定された比推力値と、航技研で整備をすすめているノズル性能計算プログラム⁷⁾による予測結果との比較をおこなう。

計算法の概略構成を図 18 に示す。性能予測にはふたつの計算プログラム、二次元動力学プログラム(TDK)および乱流境界層プログラム(TBL)が基本となっている。TDKには準一次元平衡流(ODE)および準一次元動力学プログラム(ODK)および遷

音速部の解析プログラムが含まれる。この種の計算プログラムは米国では既に開発されているが¹⁾、その詳細および計算プログラムはまだ部分的にしか公開されていない。ODEおよびODKに相当する一般的プログラムは公表されており^{8),9)}ここではこれらのプログラムを簡略化して用いた。遷音速部の計算にはKliegelとLevineの方法¹⁰⁾を用いた。超音速部の二次元動力学計算については、米国の標準的手法¹¹⁾では特性曲線法を用いている。我々は先に¹²⁾二次元平衡流について、空間マーチング差分法が効率が良く、しかも衝撃波を容易にとらえることができることを示した。従って、ここでも二次元動力学計算には空間マーチング差分法を採用した⁷⁾。乱流境界層計算には米国で使用されたことのある積分法¹³⁾を用いた。

図 19 に真空比推力および推力係数の実験値と上記の方法による計算値との比較を示す。ただし、前節までのデータ処理においては、ノズルの流出係数 $f_{dis} = 0.99$ としたが、TDKプログラムに含まれる遷音速部計算によれば、 $f_{dis} = 0.997$ となるので、計算値と実験値との比較をするためには、 $f_{dis} = 0.997$ と考えた実験値との比較をしなければなら

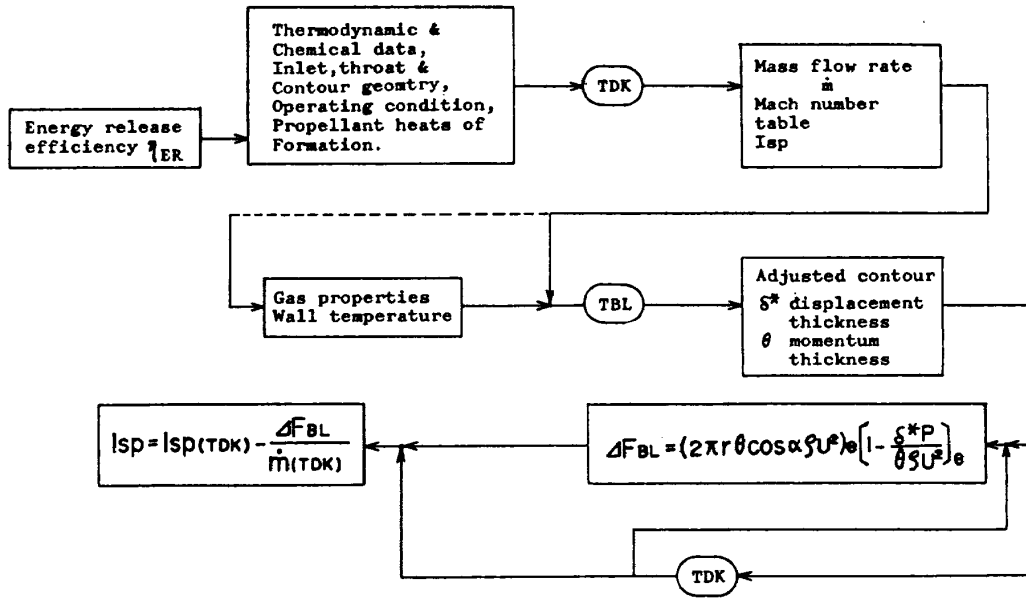


図 18 ノズル性能解析フローチャート

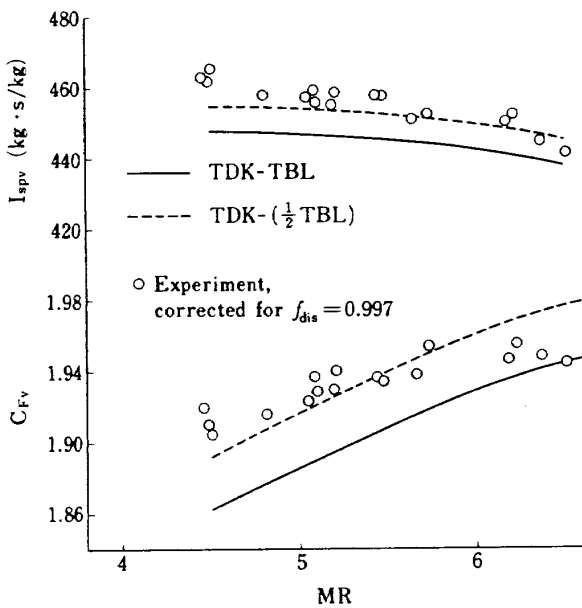


図 19 予測性能と実験値との比較

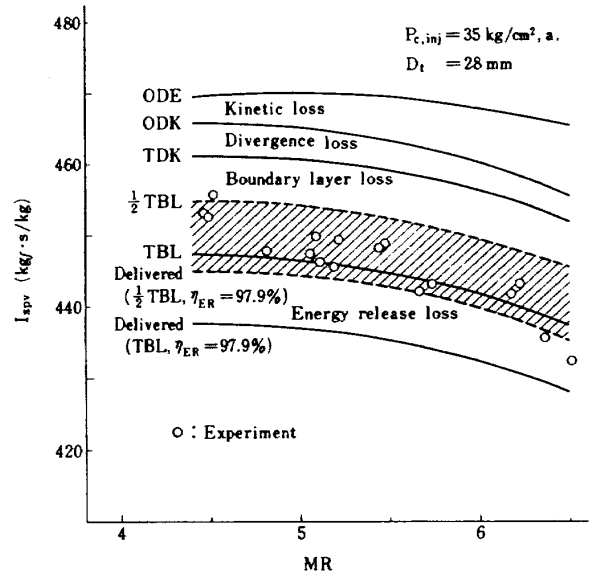


図 20 各種損失の大きさ (スロート径 28mm)

い。3.1節(1)~(3)式より、 f_{dis} の値は I_{SPV} の測定値には影響はないが、 C^* と C_{FV} の実験値が変る。 C_{FV} の値は(2)式より、 $1 / (0.997 / 0.99) = 1 / 1.007$ となり、逆に C^* の値は、1.007倍となる。図19の C_{FV} の実験値は前節までの値の $1 / 1.007$ として示した。後述のように、計算では境界層による推力損失がきわめて大きく、図19の実線で示すように、計算値は実験値より約10秒 I_{SPV} が低くなる。図19の破線は、境界層損失を計算値の半分と見積

たものである。 I_{SPV} は $MR \sim 4.5$ の3点を除くと、傾向的には計算値と一致しているようにみえるが、 C_{FV} は傾向的にも計算値との一致が良好とはいえない。

図20は、各種の損失の大きさの程度とその混合比依存性を示したものである。動力学損失(Kinetic loss)は混合比 MR の増加と共に増える傾向にある。実験で得られた I_{SPV} の混合比依存性の一部分は動力学損失に帰することができる。形状損失(Diver-

gence loss)はこのノズルでは一次元平衡流の0.8~1%程度であり、MR依存性は弱い。TDKで示される線とTBLで示される線の垂直方向の差が境界層損失となる。実験した大きさのノズルにおいては、境界層損失がきわめて大きく、MR依存性は弱い計算となることがわかる。実効比推力(Delivered specific impulse)は近似的に次式によって求める。

$$I_{SPV, delivered} = \eta_{ER} (I_{SPV} (ODE) - KL - DL - BLL) \quad (7)$$

ここでKLは動力学損失、DLは形状損失、BLLは境界層損失である。 η_{ER} はエネルギー発生効率であるが、ここでは近似的に C^* 効率 η_c^* を、前述のように、 $f_{dis} = 0.997$ によって補正して、 $(0.972)(1.007) = 0.979$ として用いた。TBL線からDelivered (TBL)までの差がエネルギー発生損失となる。実験値は予測値よりもかなり高い値となっている。根拠はないが、境界層損失を計算値の半分で見積れば、実効比推力は、実験誤差(1.1%)の範囲にほぼはいてくる。ただし、MR~4.5付近の実験点は傾向的にも計算値から外れた高い値を示しているように思われる。さらに、 I_{SPV} のMR依存性は、計算値よりも実験値の方が大きいこと、すなわち、高混合比部での I_{SPV} の低下が計算値よりも実験値の方が大きいことがわかる。このことをより明確に示したのが図19の C_{FV} の計算値と実験値の比較である。

以上のように、計算と実験との一致は現段階では良好とはいえないので、引き続き実験精度を向上させること、ならびに計算法の検討が必要である。特に、最も大きな損失となる境界層損失の検討、さらに、混合比依存性を示すのは動力学損失であることから、化学反応速度定数等の再検討をおこなわなければならない。

なお、ノズル流出係数の選択によって、 C^* 、 C_{FV} およびそれらの効率の値が若干異なるが、 I_{SPV} には影響はない。4.1.3節で用いた f_{dis} の値と4.1.2節まで用いた値とはわずかに異なり、一貫性を欠く事になったが、本報の実験の精度等を考慮すれば、論旨に直接影響をおよぼさないので、実験データの再整理はおこなわないことにした。

現段階において実機サイズの燃焼室の性能を予測するには、前述の計算法にたよる以外にはない。以下にその結果を簡単に述べる。

図21に実験をおこなったノズルの5倍の寸法のノズルについての性能予測を示す。ノズルが大きいため、化学反応動力学損失はスロート径28mmの場合の約半分となっていることがわかる。また、境界層損失も1/5スケールのノズルに比べると約1%小さくなっていることがわかる(表6参照)。1/5スケールの実験値との比較によって境界層損失を半分に見積って、安全側の値をあたえたので、暫定的ではあるが、フルスケールの場合も境界層損失を計算値の1/2と見積る。燃焼室におけるエネルギー発生効率を η_c^* で代用し、現在までの測定値¹⁵⁾97%(但し $f_{dis} = 1$)を用いると実効比推力は図21の最下方の破線となる。MR4~5付近で、 $D_t = 28mm$ の場合と同程度の実効比推力となっているのは、 η_{ER} の相異なるものである。数トン以上の推力の場合には、ノズルの損失は比較的小さいので、エネルギー発生損失が大きな比重となることがわかる。

エンジンの比推力を求めるためには、ターボポンプ駆動用のタービンガスの実効比推力 I_{TE} およびノズルエクステンション部冷却(ダンプクーリング)用水素の実効比推力 I_{DC} を考慮しなければならない。エンジン真空比推力は、

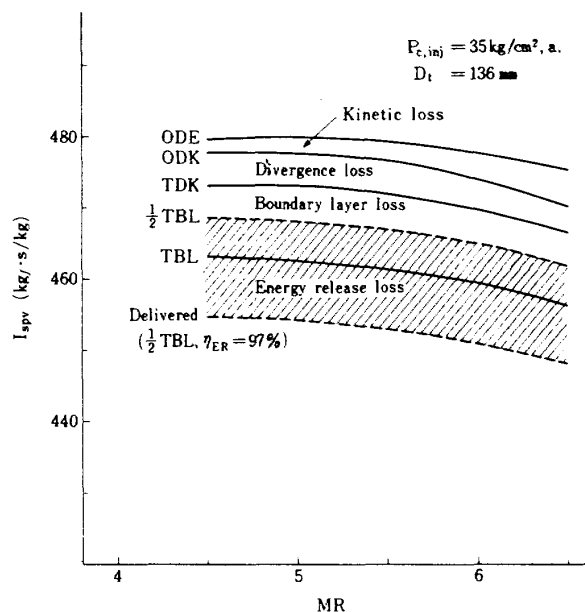


図21 各種損失の大きさ(スロート径136mm)

表6 実効比推力およびノズル損失 (75%ベルノズル)

MR	$\Delta\eta_{KL}$ (%)	$\Delta\eta_{DL}$ (%)	$\Delta\eta_{BLL}$ (%)	$I_{SPV,del}$ (kgf·s/kg)
$D_t = 28\text{mm}$				
4.5	0.79	0.98	2.90	457.1
5.5	1.29	0.90	2.94	454.7
6.0	1.61	0.84	2.95	451.9
6.5	2.08	0.78	3.05	447.2
$D_t = 136\text{mm}$				
4.5	0.38	1.00	2.04	463.1
5.5	0.65	0.90	2.30	460.9
6.0	0.80	0.88	2.11	459.6
6.5	1.07	0.78	2.15	456.3
$P_{c,inj} = 35 \text{ kg/cm}^2, a, \eta_{ER} = 100 \%$ $\Delta\eta = \Delta I_{SPV} / I_{SPV}(ODE)$ $\Delta I_{SPV,KL} = I_{SPV}(ODE) - I_{SPV}(ODK)$ $\Delta I_{SPV,DL} = I_{SPV}(ODK) - I_{SPV}(TDK)$ $\Delta I_{SPV,BLL} = I_{SPV}(TDK-TBL) - I_{SPV}(TDK)$				

$$I_{SPV,E} = \frac{I_{SPV,MC} \dot{m}_{MC} + I_{TE} \dot{m}_{TE} + I_{DC} \dot{m}_{DC}}{\dot{m}_{MC} + \dot{m}_{DC} + \dot{m}_{TE}}$$

であらわされる。ここで添字 MC は主燃焼室, TE はタービン排気, DC はダンプクーリングを示す。各部の質量流量として設計値¹⁵⁾を用いると主燃焼室の混合比は 6.1 となる。 $I_{SPV,MC}$ は図 21 より 450.5 であり, I_{TE} および I_{DC} には安全側の値としてそれぞれ 300 および 400 kgf·s/kg を用いると, エンジンの予想比推力は,

$$I_{SPV,E} = \frac{(450.5)(22.05) + (400)(.140)}{22.68} + \frac{(300)(0.49)}{22.68} = 446.9 \text{ kgf} \cdot \text{s/kg}$$

となり, 目標値 442 kgf·s/kg は十分達成し得るものと考えられる。

4.2 ノズル計測

前節まで述べた高空性能試験をおこなったときに, ノズルエクステンション部において若干の計測をおこなったので, その結果とノズル性能計算プログラ

ムによる計算値との比較をおこなう。供試ノズルの形状を図 22 に示す。ノズルは 75%ベルノズルであり, その形状座標を表 7 に示す。15°コニカルノズルについても数点の実験をおこなった。

4.2.1 静圧分布

ノズルエクステンション部の壁面の静圧分布は内径 1mm の静圧孔からテフロン導管により, スキャニバルブに導いて測定した。圧力変換器はフルスケール 15 psia であった。図 23 に実測値と計算値(実線および破線)との比較をおこなった。ただし, 計算値は表 7 の幾何学形状に対しておこなった二次元平衡流に対するものである。15°コニカルノズルについての実験値および計算値は準一次元平衡流の値にもきわめて近い。静圧を測定したノズル開口比の範囲では平衡流と凍結流の静圧の差はきわめてわずかであり(図 24 参照), 静圧の測定から化学非平衡を論ずるためには, 測定精度を少なくともひとけた上げることが必要である。しかしながら, 図 23 から, 我々が開発した計算プログラムは, 現実のロケットノズル壁面の静圧分布を, 二次元性を含めて適切に記述するものとみなすことができる。

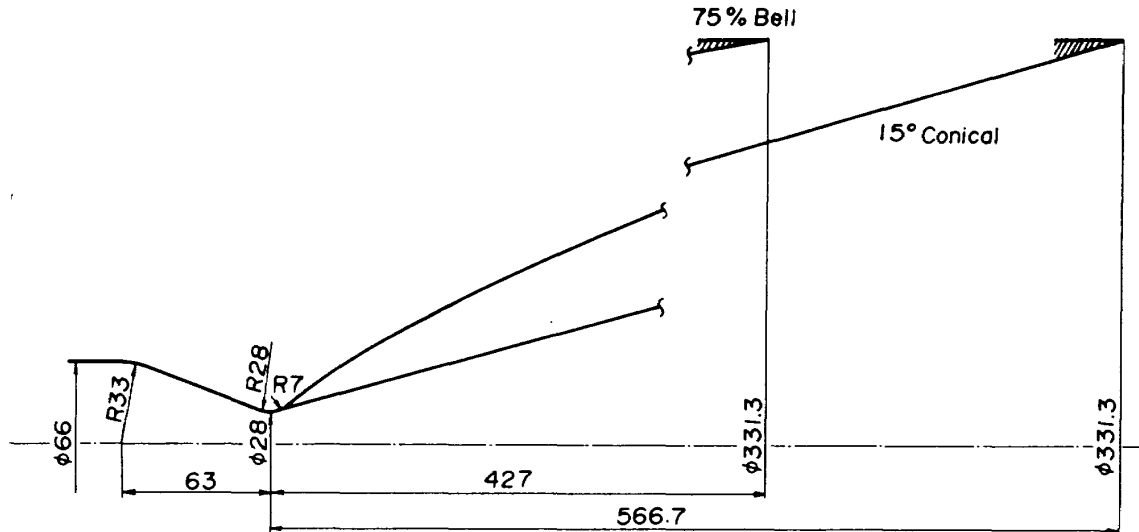


図 22 供試ノズル形状

表 7 ノズル形状座標

x (mm)	r (mm)	x (mm)	r (mm)
0.0 (1)	14.0	193.55	107.54
3.55 (2)	14.97	200.55	109.83
5.40	16.10	210.55	113.03
7.03	17.13	220.55	116.14
10.05	19.11	230.55	119.17
11.77	20.27	240.55	122.12
13.55	21.47	250.55	124.99
17.66	24.27	260.55	127.79
23.55	28.28	270.55	130.52
33.55	34.91	280.55	133.18
43.55	41.19	290.55	135.77
53.55	47.13	300.55	138.31
63.55	52.75	310.55	140.78
70.00	56.23	320.55	143.19
73.55	58.10	330.55	145.54
83.55	63.21	340.55	147.83
93.55	68.08	350.55	150.07
103.55	72.75	360.55	152.25
113.55	77.21	370.55	154.39
123.55	81.50	380.55	156.48
133.55	85.63	390.55	158.54
143.55	89.60	400.55	160.52
153.55	93.43	410.55	162.48
163.55	97.13	420.55	164.42
173.55	100.71	424.55	165.22
183.55	104.17	427.00 (3)	165.65

注) (1)=スロート, (2)=7Rの終端,
(3)=ノズル出口 ($\epsilon = 140$)

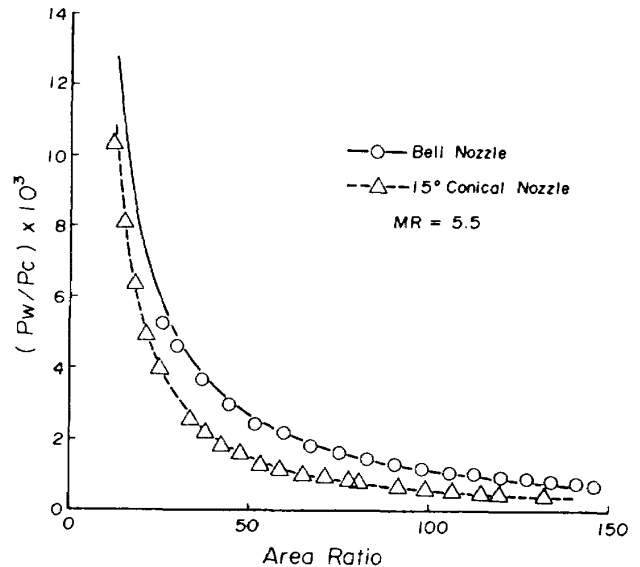


図 23 ノズルエクステンション部壁面静圧分布

4.2.2 熱流束分布

すでに述べたように、高膨脹ノズルにおいては、ノズル体積が大きく、エンジン全体に占めるノズル重量も高い比率となってくる。従って、燃焼ガスからノズル壁面への熱伝達を正確に知ることが、ノズル設計上重要となる。本節では、ノズル壁面の熱流束の測定を試みた結果について述べる。

熱流束計は熱吸収式ノズルエクステンション部に、内壁面に面一となるように装着する。使用した熱流束計の構造を図 25 に示す。図 25 (a) に示すスラグ型熱流束計は、銅片部の温度の時間的変化から熱流束を求めるものであり、(b) の薄膜型熱流束計はコンスタントの膜の中心部の温度とヒートシンクの温度

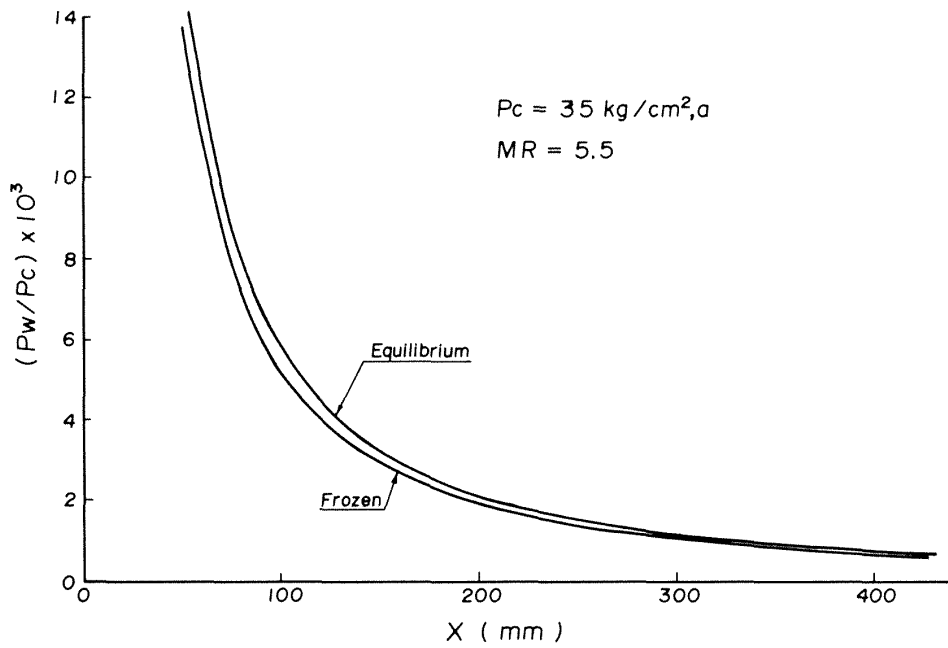
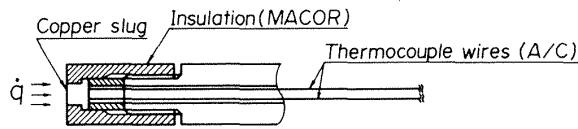
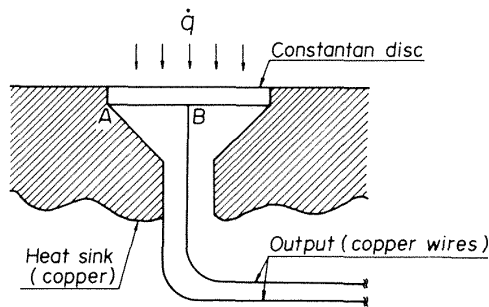


図 24 平衡流と凍結流との静圧分布の差 (ベルノズル)



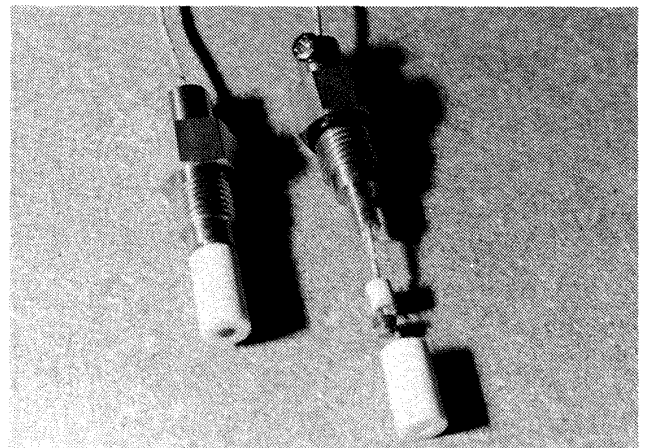
(a)スラグ型



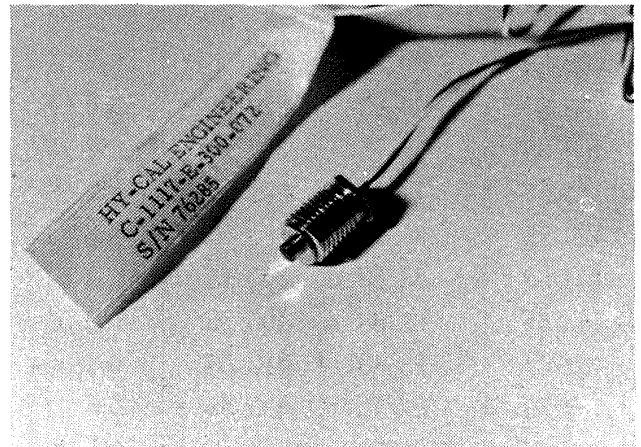
(b)薄膜型 (Hy-Cal 社製)

図 25 熱流束計構造図

差から熱流束を求めるものである。薄膜型熱流束計は米国のHy-Cal Engineering社の製品を用いた。受熱面のヒートシンク部を含めた径は3.6mmであった。スラグ型熱流束計はノズル熱測定のために試作したもので、断熱材として機械加工が可能なガラスセラミック(米国Corning社MACOR)材を用いており、断熱材を含めた受熱面の径は8.5mmであった。熱流束計の写真を図26に示す。表8にベルノズル内の装着位置等を示す。



(a) スラグ型 (右図は分解時)



(b) 薄膜型

図 26 熱流束計

表8 熱流束計諸元

(a) スラグ型熱流計

Probe No.	C [cal/cm ² °K]	ノズル内取付位置	
		スロートからの距離 (cm)	開口比
1	0.383	12.61	35.1
2	0.373	16.63	49.5
3	0.374	20.58	63.3
4	0.368	24.67	78.4
5	0.368	28.70	92.3
6	0.376	32.64	106.5
7	0.381	36.70	118.3
8	0.382	40.65	133.1

(b) ハイカル製熱流束計

Probe No.	Model C-1117-	ノズル内取付位置	
		スロートからの距離 (cm)	開口比
1	E-300	16.04	47.3
2	E-100	24.03	76.2
3	E-100	32.00	103.6
4	E-100	39.97	131.3

ハイカル製熱流束計規格

Model C-1117-	標準使用域	最大熱負荷	本体許容最大温度
E-300	81.4 cal/cm ²	84000 cal 又は 856 cal/cm ²	204 °C
E-100	27.1 cal/cm ²	84000 cal 又は 856 cal/cm ²	204 °C

スラグ型の熱流束計による熱流束の算出には次の式を用いる。

$$\dot{q} = C \frac{dT}{dt} + K(T - T_0) \quad (8)$$

ここで、 \dot{q} は熱流束であり、 T は銅片温度、 T_0 はその初期温度、 t は時間、 C および K は熱流束計の固有定数である。 C および K は校正によって求めるべきものであるが、ここでは、 m を銅片の質量、 C_p をその比熱、 A を受熱面積として次式で求めた。

$$C = \frac{mC_p}{A}$$

また、測定熱流束を一定とすれば、熱損失定数 K は

$$K = -C \frac{d^2T/dt^2}{dT/dt} \quad (9)$$

によって求められる。

薄膜型熱流束計による測定はスラグ型に比べると簡単であり、次式によって求められる。

$$\dot{q} = C_1' 4T_{(A-B)} = C_1 E \quad (10)$$

ここで $\Delta T_{(A-B)}$ は図 24 (b) の A 点と B 点の温度差を示しており、 E は電位差であり、 C_1 は校正された定数である。 C_1 はメーカーの校正値を用いた。校正精度は $\pm 3\%$ 、応答時間は 120ms 程度である。

図 27 に銅片の温度および温度上昇率 dT/dt の時間的変化の一例を示す。図に示されるように、銅片からの熱損失は予想以上に大きく、燃焼時間が増えるに従って、(8)式右辺の第 2 項が大きくなっていく。

スラグ型の熱流束値は、着火時の燃焼の非定常性を含む期間と、燃焼末期の熱損失が過大となる期間を除いた部分で、 dT/dt を一次回帰して平滑化することによって求めたものである (図 27 参照)。

図 28 に熱流束の測定値を示す。スラグ型熱流束計による測定値はバラツキが大きいばかりではなく、軸方向に対する変化の傾向も妥当でないように見える。この原因として、測定開始時に燃焼がステップ

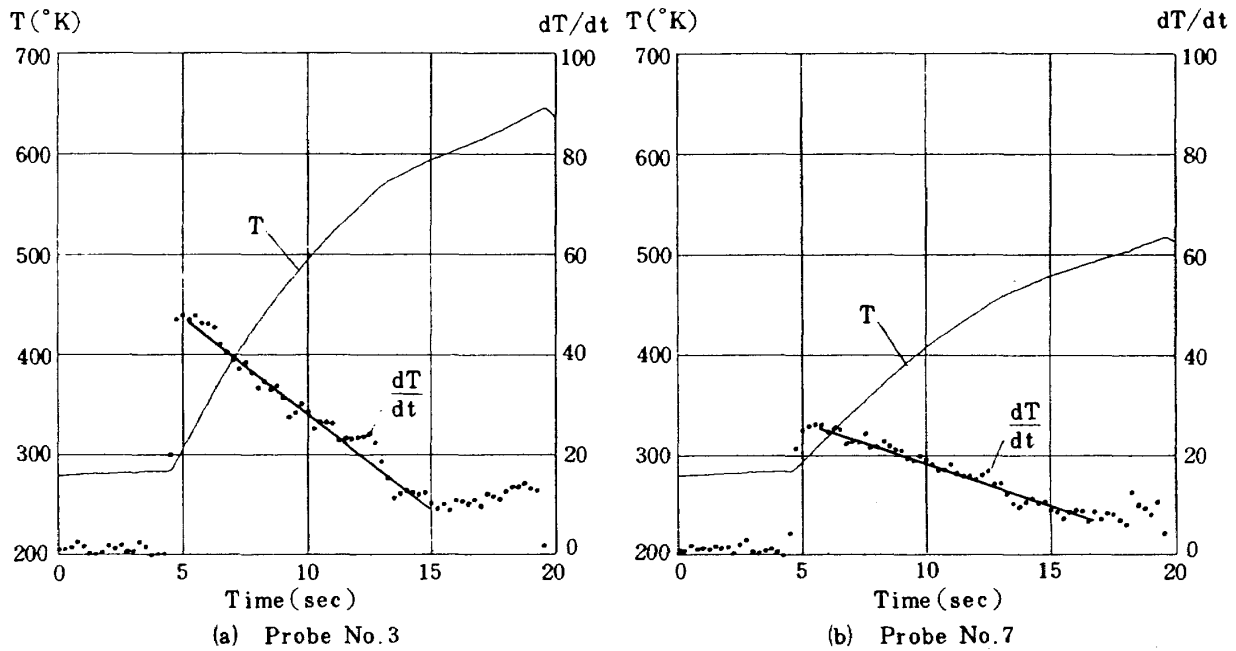


図 27 スラグ型熱流束計の温度および温度勾配変化

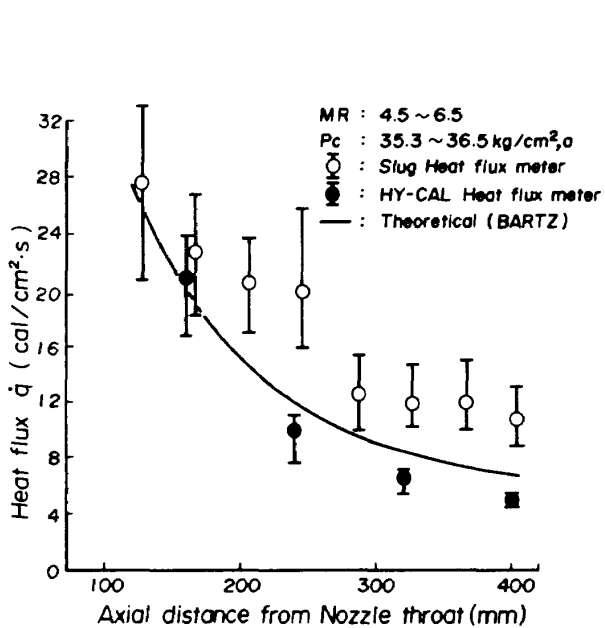


図 28 ノズル熱流束分布

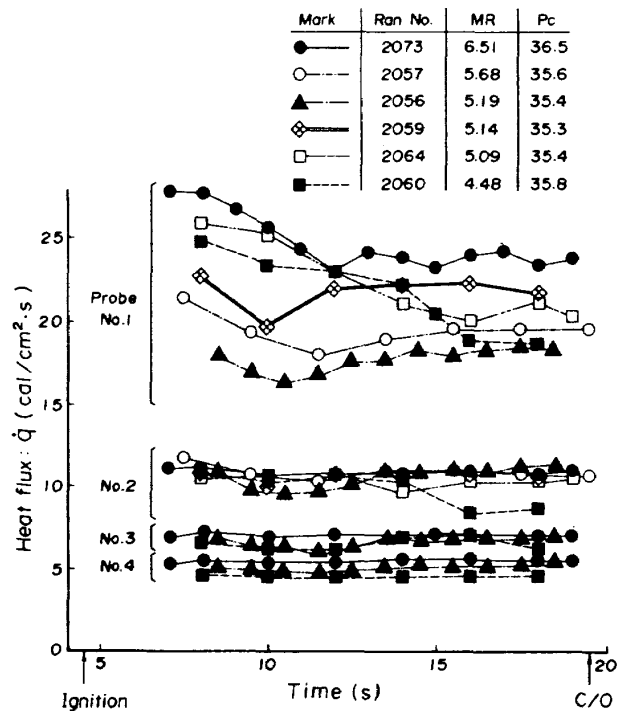


図 29 燃焼時間による熱流束計出力の変化

状に定常とならないため、初期 dT/dt を正しく求められないので前述のように長時間の温度測定から熱流束を求めたこと、あるいは、プローブの受熱面をノズル曲率と合せていないため表面の段差によって受熱面近傍の流れが変化することなどが考えられる。薄膜型 (HY-CAL) 熱流束計は、最上流点のバラツキがやや大きい、ほぼ妥当な測定値を示す。

スラグ型熱流束計の測定値が薄膜型のそれに比べて大きいのは、断熱剤として用いたガラスセラミック部からの熱の流入が無視できないためであると考えられる。スラグ型の熱流束計による測定値が妥当とはいえないので、以下では薄膜型による測定値について述べる。

図 29 に燃焼時間による熱流束 \dot{q} の変化を示す。

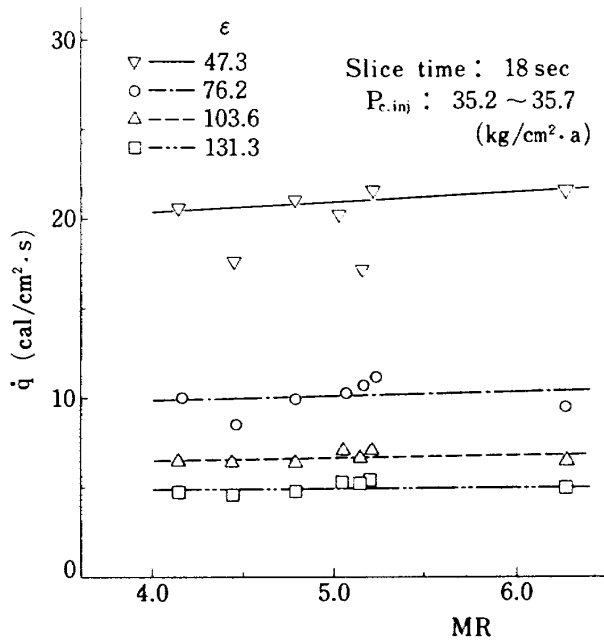


図 30 熱流束の混合比依存性

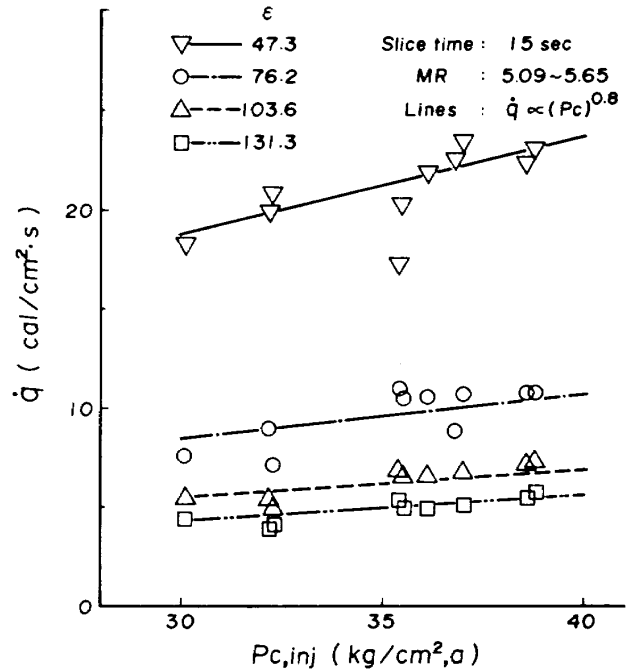


図 31 熱流束の燃焼圧依存性

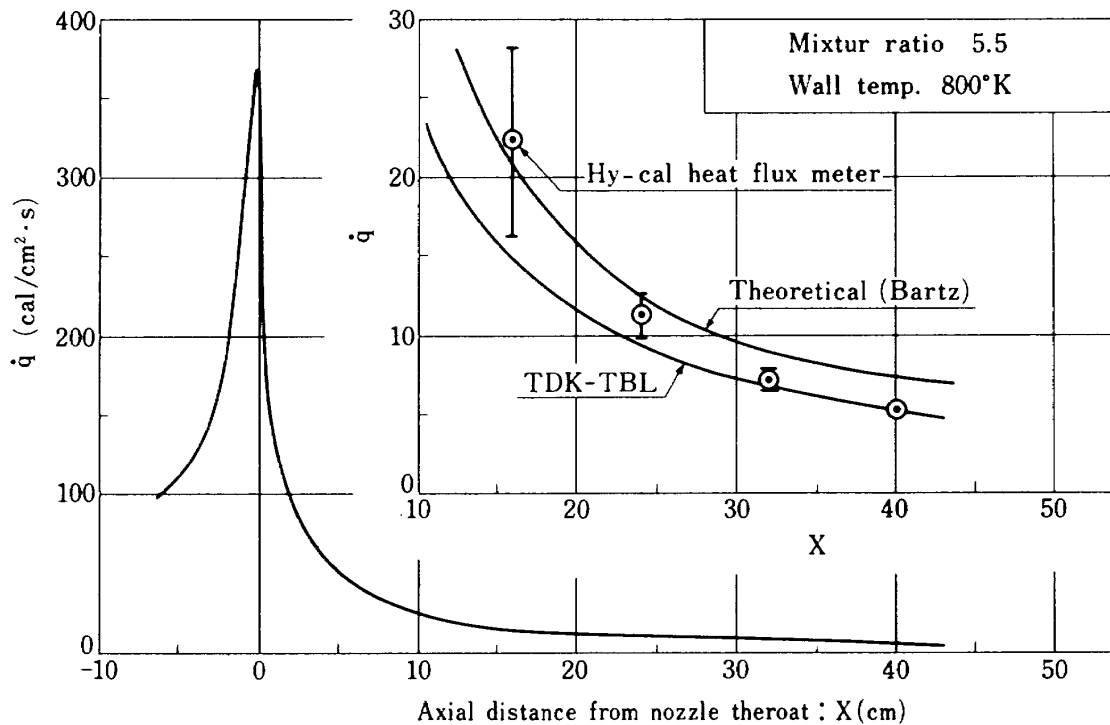


図 32 熱流束分布の実験値と計算値の比較

最上流点 (Probe No. 1) においては、時間的な変化の中も大きく、実験毎の変動も大きい、その他の測定位置における時間的な変動は少ない。図 30 に \dot{q} の混合比依存性を示す。混合比の増加に伴ってわずかではあるが熱流束が大きくなっている。図 31 には \dot{q} の燃焼圧力依存性を示す。 $\dot{q} \propto (P_c)^{0.8}$ の関係がほぼなり立っているとみなすことができる。図 32 に測定値と計算値との比較をおこなった。Bartz の近似式⁴⁾の計算値は式の係数を低膨脹燃焼器試験データに合わせたものである。TDK-TBL は 4.1.3 節で述べた方法による計算値である。測定値と計算値は傾向的な一致をしている。なお、本供試体においては、ノズル開口面積比 75 以上における熱流束は 11 ~ 6 cal / (cm² · s) であり、この部分ではコロンビウム合金を用いたフク射冷却式のノズルエクステンションが可能と考えられる。

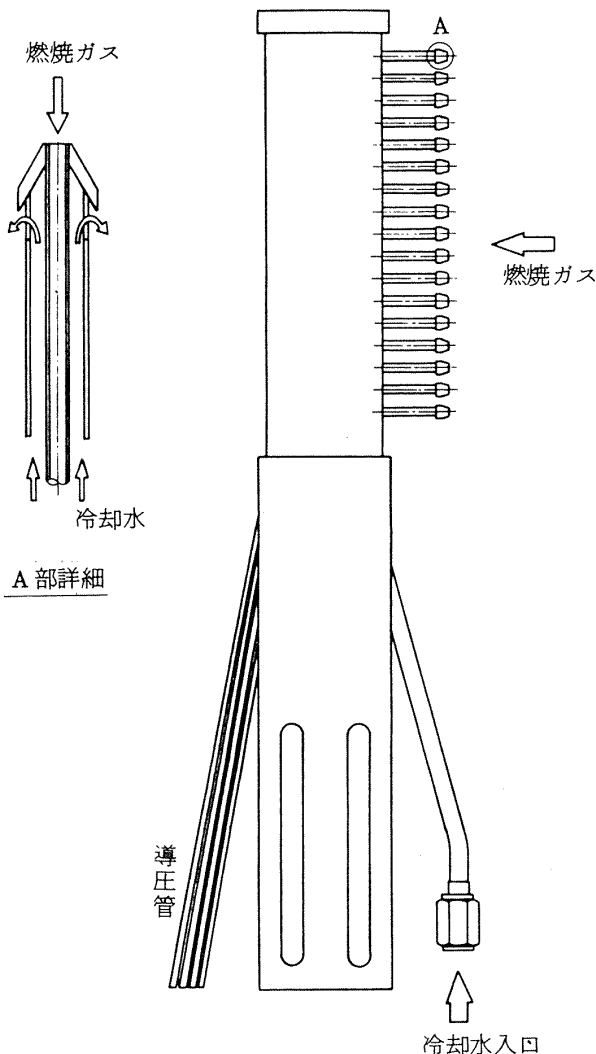


図 33 ピトー圧レーク構造図

4.2.3 ノズル出口面のピトー圧測定

ノズル出口面のマッハ数分布を測定する目的で水冷式のピトー圧レーク(図 33)を製作した。ピトー圧レークの装着状況を図 34 に示す。

図 35 に測定したピトー圧の一例を示す。壁面近傍でピトー圧が減少するのは境界層によるよどみ圧の損失の結果と考えられる。このことから、用いた無冷却ノズルにおける速度境界層の厚さは、ベル型ノズルでは 10 ~ 15mm 程度、図には示していないがコニカルノズルではその 1.2 倍程度と推定される。

測定ピトー圧から局所マッハ数を求めるためには、ノズル流の各流管にそって化学反応が起こることによるエントロピー増加があり、従って、よどみ圧の損失があるため、静圧の測定値も必要である。また、

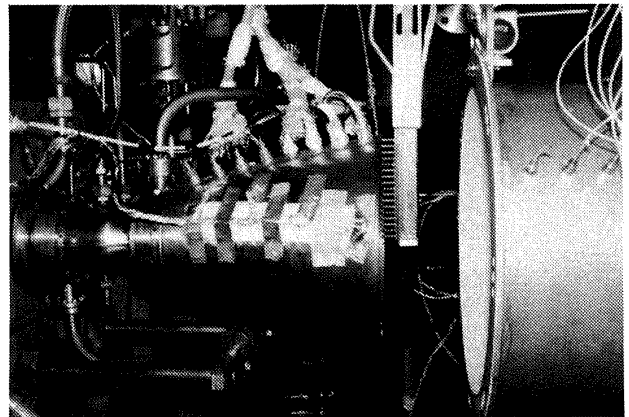


図 34 ピトー圧レーク取付状況

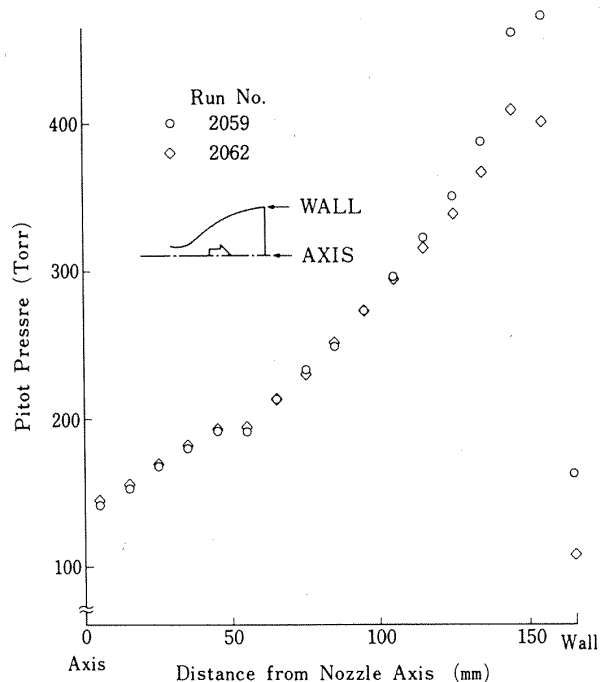


図 35 ノズル出口面に於けるピトー圧分布

ピトー管前面の垂直衝撃波を通しての化学反応の効果も考慮すべきであるが、ここでは簡単に以下の関係式で計算する。即ち、ノズル出口面におけるよどみ圧 P_{01} が燃焼室圧 $P_{c,ns}$ と等しいものとし、この P_{01} とピトー圧 P_{02} の関係を、熱的、熱量的に完全な気体に対する式で与えられるものとする。出口面におけるマッハ数を M_1 とすれば、

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_1^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} \cdot \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{\frac{\gamma+1}{2} M_1^2} \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (11)$$

ただし、比熱比 γ の値はノズル出口面の各点における TDK 計算値 (γ_1) と、その組成を凍結したときの垂直衝撃波背後の値 (γ_2) との平均値を用いた。

図 36 にピトー圧から換算したノズル出口面におけるマッハ数分布を TDK プログラムによる計算値と比較して示す。図にはベル型ノズルとともに 15° コニカルノズルの結果も示す。ベル型ノズルではノズル中心部でマッハ数が最も大きく、壁に近づくに従って減少している。これに対して、円錐ノズルではほぼ一様な分布をしている。理論値と実験値は定性的な一致をしている。実験値が理論値よりも高い値を示すのは、 P_{01} をノズルよどみ圧に等しいとされていること、あるいは(11)式による簡単な取扱いをおこなったことによるものと考えられる。

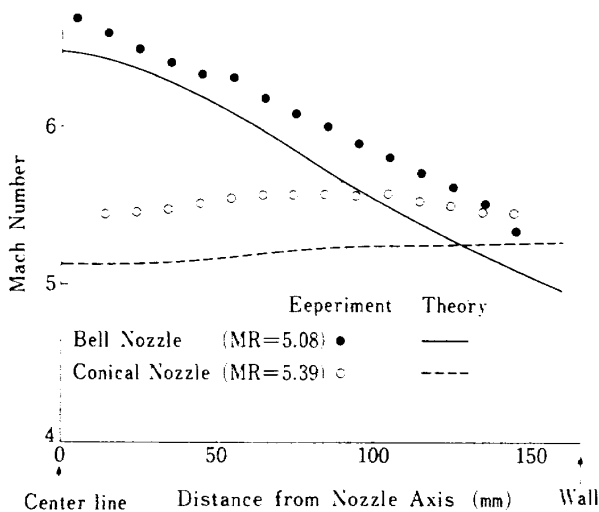


図 36 ノズル出口面のマッハ数分布

5. むすび

真空推力約 400 kgf、燃焼室圧力 35.5 kg/cm²、
a、ノズル開口面積比 148 の液体酸素液体水素燃焼器について環境圧力 8~13 torr の範囲で実験をおこない、次のことがわかった。

- (1) 燃焼室圧力 30~39 kg/cm²、a、燃焼室への水素の入口温度 125~140 K の範囲では、燃焼器の性能は混合比のみに依存するとみなすことができる。
- (2) 混合比 5.5 において、 $I_{SPV} \sim 450$ kgf · s/kg、 $C_{FV} \sim 1.94$ 、 $C^* \sim 2270$ m/s 程度の値が得られた。ただし、 I_{SPV} 、 C^* には 1.1%、 C_{FV} には 0.4% の誤差を許容しなければならない。
- (3) 混合比 4.5~6.5 の範囲で C^* および I_{SPV} は混合比の増加とともに減少し、 C_{FV} はゆるやかに上昇しほぼ一定となる。この範囲で C^* 効率ほぼ一定で 97% であるが、 C_{FV} 効率が混合と共に減少するため、 I_{SPV} 一次元平衡流の理論値よりも混合比依存性が強くなる。
- (4) ノズル性能計算プログラムによる計算と実験値との比較により、上記の I_{SPV} が一次元平衡流の値よりも混合比依存性が強くなる原因の一部分は有限化学反応速度による損失 (Kinetic loss) と考えられる。
- (5) ノズルエクステンション部の壁面の静圧分布は二次元計算と定量的な一致を示し、ノズル出口面におけるピトー圧の測定によって得たマッハ数分布は二次元計算値と定性的な一致をする。このことから、筆者らが開発した計算プログラムはノズルの非粘性流の二次元性を適切に取り扱い得るものとみなすことができる。

- (6) ノズルエクステンション部壁面への熱流束は、開口面積比 75~140 の範囲では、 $11 \sim 6$ cal/(cm² · s) 程度であり、乱流境界層積分法あるいは簡単な Barz 式による計算の傾向と一致する。

ノズル性能計算プログラムによる I_{SPV} の予測値と、実測された値の一致は、現段階では必ずしも良好とはいえないので、ひき続き実験精度の向上ならびに計算法、特に最も比重の大きな境界層損失について検討をつづけなければならない。

本研究は昭和 54 年度に宇宙開発事業団との共同研究として実施されたものであり、エンジン開発グ

ループならびに角田ロケット開発室(現角田ロケット開発センタ)の担当者の方々の助力を得た。熱流束の測定に関し、航技研空気力学第一部の野村茂昭室長より有益な資料をいただいた。ここに厚くお礼を申し上げる次第である。

航技研の大塚貞吉前角田支所長には本研究の計画および遂行の全般にわたる指導および激励をいただいたことを付記する。

引用文献

- 1) W. B. Powell; Current Status of the ICRPG Liquid Propellant Thrust Chamber Performance Evaluation Methodology, AIAA Paper 69-468 (1969)
- 2) 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).
- 3) 大塚貞吉, 他; 液体水素ロケット燃焼器高空性能試験設備, NAL TM-387 (1979).
- 4) H. J. Sternfeld; Energieverlust in hochenergetischen Raketentriebwerken bei Schubvariation, DLR-FB 77-41 (1977).
- 5) L. H. Back and R. F. Cuffel; Flow Coefficients for Supersonic Nozzles with Comparatively Small Radius of Curvature Throats, J. Spacecraft, Vol. 8 (1971) pp. 196 ~ 198.
- 6) R. C. Hendric, et al.; GASP-A Computer Code for Calculating the Thermodynamic and Transport Properties for Ten Fluids; Parahydrogen, Helium, Neon, Methane, Nitrogen, Carbon monoxide, Oxygen, Fluorine, Argon and Carbon dioxide, NASA TN D-7805 (1975).
- 7) 中橋和博, 他; ロケットノズル性能計算プログラムの開発, 第24回宇宙科学技術連合講演会講演集, (1980), pp. 204-205.
- 8) S. Gordon and B. J. McBride; Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouget Detonations, NASA SP-273 (1971).
- 9) D. A. Bittker and V. J. Scullin; General Chemical Kinetics Computer Program for Static and Flow Reactions, with Application to Combustion and Shock Tube Kinetics, NASA TN D-6586 (1972).
- 10) J. R. Kliegel and J. N. Levine; Transonic Flow in Small Throat Radius of Curvature Nozzles, AIAA Journal Vol. 7 pp. 1375 ~ 1378 (1969).
- 11) G. R. Nickerson, D. E. Coats and J. L. Bartz; The Two-Dimensional Kinetic (TDK) Reference Computer Program: Engineering and Program Manual, N77-79637 (NASA CR-152999), Dec. 1973.
- 12) 中橋和博, 毛呂明夫, 宮島 博; 高膨脹ロケットノズル内の流れの計算について, NAL TR-634 (1980).
- 13) S. Omori, K. W. Gross and A. Krebsbach; Wall Temperature Distribution Calculation for a Rocket Nozzle Contour, NASA TND-6825 (1972).
- 14) D. R. Bartz; A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients, Jet Propulsion, Vol. 27 (1957) pp. 49 ~ 51.
- 15) 宇宙開発事業団, 未発表データおよび資料

付録1 燃焼試験データ表

表A-1 燃焼実験データ表(1/6)

実験番号	2055		2056		2057		2058		2059		2060	
	55.2.22	55.2.26	55.2.27	55.2.28	55.2.27	55.2.28	55.2.28	55.2.28	55.3.4	55.3.4	55.3.4	55.3.4
燃焼時間(S)	6	15	15	15	15	15	15	15	15	15	15	15
計測時刻(S)	9	10	18	22	18	22	15	19	15	17	15	19
P_v	13.3	12.1	8.7	7.6	10.0	8.3	8.8	7.6	11.9	11.1	12.1	10.5
$P_{c,inj}$	34.5	34.5	35.4	35.4	35.5	35.6	35.4	35.1	35.4	35.5	35.2	35.4
$P_{c,ns}$	34.2	34.2	35.1	35.1	35.3	35.4	35.1	34.8	35.2	35.3	35.0	35.2
MR	4.45	4.46	5.12	5.19	5.87	5.73	4.68	5.09	5.12	5.07	4.45	5.05
\dot{m}_T	823.8	826.6	867.1	866.1	889.1	883.8	843.0	850.5	864.7	858.6	841.1	860.3
\dot{m}_{OX}	672.7	675.2	725.3	726.1	759.7	752.5	694.6	710.7	723.3	717.1	686.7	718.2
\dot{m}_F	151.8	151.4	141.8	140.0	129.4	131.3	148.4	139.8	141.4	141.5	154.5	142.2
\dot{m}_{LH}	80.8	81.3	70.7	68.4	60.9	62.6	69.5	66.1	68.0	68.7	73.2	68.3
\dot{m}_{GH}	65.6	65.4	66.5	67.0	64.0	64.3	74.0	69.0	68.6	68.1	76.1	69.1
T_{OL}	92.7	92.5	89.5	89.5	88.7	89.2	89.6	89.1	90.2	90.1	89.5	90.0
T_{FL}	26.4	26.2	29.3	28.5	31.5	30.3	27.7	27.0	26.1	25.5	26.4	25.3
T_{OI}	104.7	105.4	88.3	87.7	—	—	108.4	107.7	104.9	104.3	104.8	104.0
T_{FC}	138.9	135.1	132.3	130.6	139.5	133.8	138.7	135.7	133.0	130.7	136.6	131.4
F	367.1	368.6	384.4	385.9	388.4	390.7	382.7	382.2	378.9	380.8	374.5	380.7
F_v	382.7	382.8	394.6	394.8	400.1	400.4	393.0	391.0	392.9	393.8	388.7	393.4
C^*	2356	2349	2298	2299	2241	2258	2353	2312	2300	2326	2360	2314
η_{C^*}	0.971	0.968	0.965	0.967	0.965	0.968	0.975	0.970	0.966	0.975	0.972	0.970
C_{Fv}	1.9337	1.9335	1.9427	1.9437	1.9691	1.9676	1.9433	1.9505	1.9372	1.9342	1.9256	1.9381
η_{CFv}	0.998	0.998	0.983	0.981	0.974	0.978	0.996	0.987	0.980	0.980	0.944	0.982
I_{SPV}	464.6	463.1	455.1	455.4	450.0	453.1	466.2	459.8	454.3	458.7	462.1	457.3
$\eta_{I_{SPV}}$	0.969	0.966	0.948	0.949	0.940	0.946	0.971	0.956	0.946	0.956	0.966	0.952

表 A-1 (2/6)

実験番号 試験日 燃焼時間 (S) 計測秒時 (S)	2062			2063			2064			2065			2069		
	55. 3. 5			55. 3. 11			55. 3. 12			55. 3. 13			55. 3. 18		
	16	20	15	15	19	13	15	19	15	17	19	15	17	19	
P_v <i>torr</i>	13.3	12.4	9.3	7.9	10.3	9.3	7.9	8.7	7.9	7.3	8.7	7.9	7.3	8.1	
$P_{c,inj}$ $\text{kg}/\text{cm}^2 \cdot \text{a}$	35.9	35.8	35.7	35.8	35.2	35.4	35.5	35.1	35.1	35.1	35.1	35.1	35.1	36.1	
$P_{c,ps}$ "	35.6	35.6	35.5	35.5	34.9	35.1	35.2	34.9	34.9	34.9	34.9	34.9	34.9	35.8	
MR —	5.31	5.21	5.48	5.47	5.44	5.14	5.09	4.49	4.49	4.49	5.67	4.49	4.49	5.66	
\dot{m}_T g/s	869.6	875.2	873.9	869.8	858.8	866.5	873.5	837.7	842.2	837.1	890.8	842.2	837.1	893.3	
\dot{m}_{OX} "	731.7	734.4	739.0	735.4	725.4	725.3	730.1	685.2	688.7	684.5	757.2	688.7	684.5	759.1	
\dot{m}_F "	137.9	140.9	134.9	134.4	133.5	141.2	143.4	152.6	153.5	152.6	133.5	153.5	152.6	134.1	
\dot{m}_{LH} "	67.2	69.7	64.3	63.4	67.7	76.4	79.2	73.2	74.4	73.6	70.0	74.4	73.6	71.3	
\dot{m}_{GH} "	66.0	66.5	66.0	66.5	61.4	60.4	59.9	74.2	74.0	73.9	59.3	74.0	73.9	58.7	
T_{OL} $^{\circ}\text{K}$	88.3	88.4	90.6	90.5	88.9	89.4	89.5	90.7	90.6	90.4	94.4	90.6	90.4	93.9	
T_{FL} "	25.7	25.4	28.6	28.1	29.1	28.4	27.7	30.2	29.7	29.4	29.4	29.7	29.4	28.5	
T_{OI} "	104.2	104.0	107.4	106.9	94.7	93.5	92.8	97.1	96.4	96.0	99.9	96.4	96.0	98.5	
T_{FC} "	129.6	128.5	128.0	127.9	123.5	119.3	116.1	133.8	132.2	131.0	120.1	132.2	131.0	117.4	
F kgf	386.4	387.5	387.1	389.9	380.9	383.8	386.3	376.8	377.7	378.6	390.2	377.7	378.6	394.1	
F_v "	402.0	402.0	397.9	399.1	392.9	394.6	395.5	386.9	387.0	387.2	401.4	387.0	387.2	403.5	
C^* m/s	2318	2300	2295	2311	2302	2292	2280	2355	2343	2358	2265	2343	2358	2270	
η_{C^*} —	0.979	0.969	0.975	0.981	0.977	0.963	0.957	0.972	0.967	0.973	0.969	0.967	0.973	0.970	
C_{Fv} —	1.9556	1.9585	1.9456	1.9475	1.9494	1.9484	1.9476	1.9238	1.9233	1.9238	1.9505	1.9233	1.9238	1.9522	
$\eta_{C_{Fv}}$ —	0.984	0.988	0.974	0.975	0.977	0.985	0.986	0.992	0.992	0.992	0.971	0.992	0.992	0.972	
I_{SPV} $\text{kgf} \cdot \text{s}/\text{kg}$	462.3	459.4	455.4	458.8	457.5	455.4	452.8	461.9	459.5	462.5	450.6	459.5	462.5	451.8	
$\eta_{I_{SPV}}$ —	0.963	0.957	0.950	0.957	0.954	0.949	0.944	0.964	0.959	0.965	0.941	0.959	0.965	0.943	

表A-1 (3/6)

実験番号 試験 燃焼時間 (S) 計測秒時 (S)	2070 55. 3. 18 15			2072 55. 3. 22 15			2073 55. 3. 25 15			2074 55. 3. 25 15		
	15	17	19	15	17	19	15	17	19	15	17	19
	P_v <i>t_{orr}</i>	9.6	8.8	8.1	9.5	8.7	8.1	9.4	8.6	8.0	9.1	8.3
$P_{c,inj}$ $kg/cm^2 \cdot a$	36.0	36.0	36.1	35.9	36.0	36.1	36.4	36.5	36.5	35.6	35.9	35.9
$P_{c,ns}$ "	35.8	35.8	35.9	35.7	35.8	35.9	36.2	36.2	36.2	35.3	35.6	35.6
MR —	6.22	6.27	6.19	6.47	6.35	6.37	6.38	6.41	6.51	5.06	5.14	5.10
\dot{m}_T g/s	902.0	901.0	898.2	908.2	911.1	911.1	923.7	920.1	922.6	871.7	872.7	872.4
\dot{m}_{OX} "	777.0	777.1	773.2	786.6	787.1	787.6	798.6	796.0	799.8	730.0	730.6	729.5
\dot{m}_F "	125.0	123.9	125.0	121.6	124.0	123.6	125.1	124.2	122.8	143.8	142.1	143.0
\dot{m}_{LH} "	62.2	60.8	62.3	57.4	60.5	59.9	61.6	60.9	59.2	70.8	68.7	69.6
\dot{m}_{GH} "	58.6	59.0	58.6	59.9	59.2	59.4	59.2	59.0	59.4	68.2	68.6	68.6
T_{OL} $^{\circ}K$	91.3	91.3	91.1	93.2	92.6	92.1	89.7	89.5	89.4	89.9	89.9	89.6
T_{FL} "	29.0	28.8	28.5	29.8	29.2	28.9	29.2	28.7	28.6	29.5	29.2	29.0
T_{OI} "	94.7	93.9	93.8	96.3	96.3	95.9	92.9	92.5	92.4	92.9	93.0	92.7
T_{FC} "	121.3	120.9	120.2	130.1	127.5	126.6	128.6	126.2	126.0	128.2	127.7	127.5
F kgf	393.4	394.6	396.2	392.9	394.7	396.4	396.2	397.7	398.5	387.3	388.0	399.0
F_v "	404.6	404.8	405.7	404.0	404.9	405.8	407.2	407.8	407.9	398.0	398.0	398.0
C^* m/s	2244	2246	2259	2222	2221	2226	2208	2221	2215	2303	2302	2303
η_C^* —	0.980	0.983	0.985	0.980	0.975	0.978	0.970	0.977	0.979	0.965	0.976	0.966
C_{Fv} —	1.9605	1.9618	1.9605	1.9632	1.9619	1.9622	1.9585	1.9570	1.9578	1.9574	1.9430	1.9428
$\eta_{C_{Fv}}$ —	0.961	0.960	0.962	0.956	0.958	0.958	0.956	0.954	0.952	0.992	0.982	0.983
I_{SPV} $kgf \cdot s/kg$	448.5	449.3	451.7	444.9	444.4	445.4	440.9	443.2	442.1	456.5	456.1	456.2
$\eta_{I_{SPV}}$ —	0.942	0.949	0.948	0.937	0.934	0.937	0.930	0.932	0.932	0.958	0.959	0.950

表 A-1 (4/6)

実験番号 試験 燃焼 計測	単位 時間 (S) 秒 (S)	2075			2076			2077			2078		
		55. 3. 26			55. 3. 26			55. 3. 27			55. 3. 27		
		14	15	16	15	17	19	15	17	19	15	17	19
P_V	torr	9.2	8.4	7.8	9.3	8.5	7.9	8.6	7.9	7.3	9.6	8.6	8.0
$P_{c, inj}$	kg/cm ² · a	35.1	35.1	35.1	35.4	35.5	35.4	32.1	32.1	32.2	36.9	37.2	37.0
$P_{c, ns}$	"	34.8	34.8	34.8	35.2	35.2	35.2	31.9	31.9	32.0	36.7	36.8	36.7
MR	—	4.74	4.79	4.81	6.19	6.08	6.22	5.27	5.33	5.35	5.38	5.41	5.38
\dot{m}_T	g/s	831.2	837.6	842.7	876.7	880.5	877.9	767.9	771.9	780.1	912.8	908.6	913.1
\dot{m}_{OX}	"	686.4	693.0	697.8	754.7	756.1	756.3	645.5	650.0	657.3	769.6	766.8	770.0
\dot{m}_F	"	144.8	144.6	145.1	122.0	124.4	121.6	122.4	121.9	122.8	143.2	141.8	143.1
\dot{m}_{LH}	"	71.6	71.4	72.1	60.5	62.6	59.4	79.3	57.9	57.2	71.8	71.4	71.9
\dot{m}_{GH}	"	68.4	68.4	68.2	57.2	57.6	57.9	58.9	59.7	59.5	66.6	65.9	66.5
T_{OL}	°K	91.0	90.6	90.0	87.4	88.0	88.2	90.0	90.0	89.7	88.6	88.7	88.6
T_{FL}	"	28.7	28.2	27.9	28.9	28.6	28.5	29.7	29.5	29.1	30.1	29.8	29.5
T_{OI}	"	93.5	93.5	93.2	89.7	90.2	90.6	92.3	92.4	92.7	93.3	93.1	93.1
T_{FC}	"	129.8	128.5	128.0	121.0	120.8	120.7	128.8	128.3	127.1	126.3	123.7	123.7
F	kgf	374.6	375.8	376.8	386.8	388.0	388.5	346.2	347.2	348.4	401.0	402.1	403.0
F_V	"	385.4	385.6	385.9	397.1	397.9	397.7	356.3	356.4	356.9	412.1	412.2	412.0
C^*	m/s	2359	2340	2327	2260	2251	2256	2316	2301	2283	2262	2278	2265
η_{C^*}	—	0.980	0.974	0.968	0.986	0.977	0.985	0.978	0.973	0.967	0.957	0.965	0.959
C_{FV}	—	1.9278	1.9289	1.9298	1.9650	1.9687	1.9692	1.9648	1.9671	1.9653	1.9568	1.9533	1.9534
η_{CFV}	—	0.986	0.985	0.985	0.964	0.969	0.965	0.989	0.988	0.987	0.982	0.980	0.981
I_{SPV}	kgf · s/kg	463.7	460.4	457.9	452.9	452.0	453.0	464.0	461.7	457.5	451.4	453.7	451.2
$\eta_{I_{SPV}}$	—	0.966	0.957	0.954	0.950	0.947	0.951	0.967	0.961	0.954	0.941	0.946	0.941

表A-1 (5/6)

実験番号 試験 燃焼時間(S) 計測秒時(S)	2079			2081			2082			2083		
	55. 4. 1			55. 4. 2			55. 4. 2			55. 4. 3		
	15	17	19	14	16	18	19	22	24	15	17	19
P_V torr	9.7	9.0	8.4	9.8	9.0	8.4	7.2	7.6	6.9	9.6	8.9	8.3
$P_{c, inj}$ kg/cm ² . a	38.8	38.8	38.8	36.8	36.8	36.8	32.33	32.35	32.29	38.5	38.5	38.6
$P_{c, ns}$ "	38.5	38.5	38.5	36.5	36.5	36.5	32.10	32.10	32.10	38.2	38.3	38.3
MR —	5.61	5.56	5.60	5.40	5.45	5.43	5.53	5.53	5.50	5.54	5.36	5.45
\dot{m}_T g/s	947.2	947.0	945.5	900.8	901.9	903.6	792.5	796.9	797.5	938.7	943.5	939.2
\dot{m}_{OX} "	803.8	202.7	802.3	760.0	762.0	763.2	671.2	674.9	674.9	795.2	795.2	793.5
\dot{m}_F "	143.4	144.3	143.2	140.8	139.9	140.5	121.3	122.0	122.6	143.5	148.3	145.7
\dot{m}_{LH} "	66.7	67.6	66.4	69.1	69.0	68.4	63.5	63.8	64.2	67.8	72.3	70.3
\dot{m}_{GH} "	71.6	71.7	71.8	67.0	66.1	67.3	54.0	54.2	54.6	70.6	71.0	70.4
T_{OL} °K	90.6	90.4	90.2	94.3	93.0	92.1	89.2	88.9	88.8	92.8	92.1	91.6
T_{FL} "	29.4	28.9	28.8	29.0	28.4	28.1	27.5	27.3	27.4	30.0	29.5	29.2
T_{OI} "	94.2	93.5	93.1	96.5	96.2	95.4	94.2	93.9	93.5	92.7	92.0	91.7
T_{FC} "	130.3	129.0	129.6	128.8	126.0	126.1	115.9	115.7	116.3	130.3	129.7	127.5
F kgf	420.6	421.1	421.6	397.0	398.3	398.8	351.3	352.4	352.6	416.6	417.7	419.3
F_V "	431.9	431.6	431.5	408.5	408.8	408.6	360.2	360.8	360.7	427.9	428.1	429.1
C^* m/s	2289	2289	2292	2281	2283	2276	2281	2270	2264	2294	2285	2300
η_{C^*} —	0.976	0.974	0.977	0.966	0.969	0.965	0.972	0.968	0.965	0.976	0.967	0.976
C_{FV} —	1.9531	1.9528	1.9527	1.9492	1.9467	1.9484	1.9541	1.9557	1.9589	1.9483	1.9479	1.9476
η_{CFV} —	0.974	0.976	0.974	0.978	0.975	0.977	0.976	0.977	0.978	0.974	0.979	0.976
I_{SPV} kgf·s/kg	456.0	455.8	456.3	453.5	453.3	452.2	454.5	452.7	452.3	455.8	453.8	456.8
$\eta_{I_{SPV}}$ —	0.951	0.950	0.952	0.945	0.945	0.943	0.947	0.945	0.944	0.950	0.946	0.952

表 A-1 (6/6)

実験番号	日	2084		
		55. 4. 3	20	24
燃焼時間 (S)	計測時 (S)	19	22	24
P_V	t_{orr}	7.0	6.5	6.2
$P_{c, inj}$	kg/cm ² , a	30.1	30.2	30.2
$P_{c, ns}$	"	29.9	30.0	30.0
MR	—	5.65	5.63	5.59
\dot{m}_T	g/s	744.9	737.6	737.8
\dot{m}_{OX}	"	632.5	626.2	625.8
\dot{m}_F	"	111.9	111.3	112.0
\dot{m}_{LH}	"	57.8	57.6	58.1
\dot{m}_{GH}	"	50.5	50.0	50.4
T_{OL}	°K	89.6	89.3	89.1
T_{FL}	"	27.8	27.4	27.3
T_{OI}	"	96.0	96.0	96.0
T_{FC}	"	119.7	117.2	117.3
F	kgf	328.6	329.7	330.0
F_V	"	336.8	337.3	337.3
C^*	m/s	2263	2297	2291
η_C^*	—	0.968	0.980	0.978
C_{FV}	—	1.9607	1.9573	1.9567
η_{CFV}	—	0.975	0.974	0.975
I_{SPV}	kgf · s/kg	452.5	457.3	457.1
$\eta_{I_{SPV}}$	—	0.940	0.955	0.954

付録2 性能値の精度

計測精度は既報²⁾の方法を用いて求めた。その結果を表A-2に示す。END-TO-ENDの較正が

来なかった項目のうち、流量計については電気系の精度(計測システム精度と呼ぶ)のみを示し、測温抵抗体についてはセンサーの精度としてメーカーの検定値を用い、計測システム精度と合せて求めたも

表A-2 精度一覧表

計測項目	記号	メーカー	型式	総合精度%KN	備考
推力	F	SHINKO BLH	TSPI-S	0.13	
燃焼圧	PC	"	DHF-50	0.21	
LH ₂ ランタンク圧	PTF	"	" -100	0.29	
混合用GH ₂ ライン圧	PGL	"	" "	0.29	
LH ₂ 供給ライン圧	PFL	"	" "	0.25	
混合器出口圧	PMO	"	" "	0.28	
H ₂ インターフェース圧	PIF	"	" "	0.23	
トーチGH ₂ 供給ライン圧	PFG	"	" "	0.26	
LOXランタンク圧	PTO	"	" "	0.21	
LOX供給ライン圧	POL	"	" "	0.23	
LOXインターフェース圧	PIO	"	" "	0.22	
トーチGO ₂ 供給ライン圧	POG	"	" "	0.20	
E/G冷却水入口圧	PEWI	"	" "	0.23	
" " 出口圧	PEWO	KYOWA	PG70KVASA	0.21	
" " タンク圧	PTW	SHINKO BLH	DHF-100	0.22	
トーチ燃焼圧	PTPC	B & H	326-0001	0.24	
トーチGH ₂ ライン差圧	DPOG	新興	DP 0011	0.43	
" GO ₂ " "	DPOG	"	"	1.46	
新デフューザ入口圧	PDI	B & H	353-0001	0.41	
旧 " 入口圧	PDB 1	SHINKO BLH	DHF-1	0.27	
" " 出口圧	PDB 2	"	"	0.20	
低圧室圧	PV	B & H	353-0001	1.95	
ノズル出口圧	PNE	"	"	0.88	
圧力分布	PSPR	STATHAM	PA856-15	0.10	
LH ₂ 流量	FLH	COX	FCRL 3/4 (1-1/2)	0.18	計測システム精度
GH ₂ 流量	FGH	COX	FGL(1-1/4)	0.14	"
LOX流量	FLO	DODWELL	F/3/4/30	0.19	"
E/G冷却水流量	FECW	トキコ	500シリーズ 型式11	0.44	"

表A-2 つづき

計測項目	記号	メーカ	型式	総合精度	備考
LH ₂ ランタンク温度	TFT	ローズマウント	134 PM	± 0.20 °C	
LH ₂ ライン温度	TFL	"	"	± 0.20 °C	
混合用GH ₂ ライン温度	TGFL	千野	RDN 2	± 0.75 °C	
H ₂ インターフェース温度	TFI	"	CC熱電対	± 0.39 °C	計測システム精度
混合器出口温度	TMO	ローズマウント	134 PM	± 0.30 °C	
LOXランタンク温度	TOT	"	"	± 0.07 °C	
LOXライン "	TOL	千野	RDN 2	± 1.65 °C	
LOXインターフェース温度	TOI	"	CC熱電対	± 0.39 °C	計測システム精度
トーチGO ₂ ライン "	TTOL	"	CA "	± 0.16 °C	"
トーチGH ₂ ライン "	TTFL	"	" "	± 0.16 °C	"
E/G冷却水入口温度	TECI	"	" "	± 0.27 °C	"
" " 出口 "	TECO	"	" "	± 0.27 °C	"
LH ₂ 予冷温度	TFC	ローズマウント	134 PM	± 0.44 °C	
LOX " "	TOC	千野	RDN 2	± 0.34 °C	
ヒートフラックス	THT 1~8	"	CA熱電対	± 1.28 °C	計測システム精度
Hy CAL	THC 1~4	Hy-CAL ENGI NEERING	C-1117-E- 300-072	0.11 %	"

注 END-TO-ENDの校正をおこなわない場合

$$\text{総合精度} = \sqrt{(\text{計測システム精度})^2 + (\text{単体精度})^2}$$

備考に計測システム精度とあるものはセンサの精度を含まない。すなわち、

$$\text{計測システム精度} = \sqrt{(\text{分解能})^2 + (\text{校正抵抗値の精度})^2}$$

のである。

計測値 (x, y, z, \dots) の関数 $f(x, y, z, \dots)$ への分散の伝播は、 x, y, z, \dots が互いに独立であるとすれば、次式であらわされる。

$$\begin{aligned} \sigma_{(f)}^2 &= \left(\frac{\partial f}{\partial x}\right)^2 \sigma_{(x)}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial y}\right)^2 \sigma_{(y)}^2 \\ &+ \left(\frac{\partial f}{\partial z}\right)^2 \sigma_{(z)}^2 + \dots \end{aligned} \quad (A-1)$$

上の式を用いて性能値の精度を推定する。

i) 真空推力

真空推力 F_V は測定された推力 F 、低圧室圧力 P_V およびノズル出口面積 A_e から、

$$F_V = F + A_e P_V$$

F_V の分散におよぼすそれぞれの測定値の効果は (A-1) 式より、

$$\sigma_{(F_V)}^2 = \sigma_{(F)}^2 + (A_e \sigma_{(P_V)})^2 + (P_V \sigma_{(A_e)})^2 \quad (A-2)$$

ここで測定値に対する偏差を精度 P_r と定義し、

$$P_{r(F_V)} = \frac{\sigma_{F_V}}{F_V}, \quad P_{r(F)} = \frac{\sigma(F)}{F}, \quad \text{etc.}$$

を用いて (A-2) 式を書きかえると,

$$P_r^2(F_V) = \left(\frac{F}{F_V} P_r(F)\right)^2 + \left(\frac{R_V A_e}{F_V} P_r(P_V)\right)^2 + \left(\frac{R_V A_e}{F_V} P_r(A_e)\right)^2 \quad (A-3)$$

となる。MR = 5.5, $F_V = 400 \text{ kgf}$, $A_e = 861.5 \text{ cm}^2$, $P_V = 8 \text{ torr}$ を代表点とすれば (A-3) 式は,

$$P_r^2(F_V) = .9882 P_r^2(F) + .00055 (P_r^2(P_V) + P_r^2(A_e)) \quad (A-4)$$

となり, P_V および A_e の測定精度は F_V の精度にはほとんどきいてこない。推力の測定精度は表 A-2 の精度を再現性とみなして, テストスタンドでは無視できないヒステリシス 0.34 % を考慮して,

$$P_r(F) = \sqrt{(.13)^2 + (.34)^2} = 0.36 \%$$

低圧室圧の精度を 1.95 %, ノズル出口径の測定誤差を $\pm 0.02 \text{ mm}$ 程度に見積ると

$$P_r(F_V) = 0.36 \%$$

ii) 推進薬質量流量および混合比

推進薬流量はタービン流量計で体積流量を測定し, 流量計部の温度と圧力の測定値から密度を求め質量流量を算出する方法を取っている。熱力学的データによる密度の算出の誤差は 0.1 % 以下なので, ここでは無視する。推進薬の全流量は LOX, LH₂ および GH₂ の質量流量の和である。質量流量は上記のいずれの推進薬についても, ρ を密度とし \dot{Q} を体積流量とすれば,

$$\dot{m} = \rho \dot{Q} = \rho(P, T) \dot{Q}$$

(A-1) 式を用いて

$$P_r^2(\dot{m}) = P_r^2(\dot{Q}) + \left(\frac{T}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial T}\right)^2 P_r^2(T) + \left(\frac{P}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial P}\right)^2 P_r^2(P) \quad (A-5)$$

LOX 流量について代表点を, $T = 91^\circ \text{ K}$, $P = 55.1 \text{ kg/cm}^2$, a , $\rho = 1.1486 \text{ kg/l}$ とすれば

$$P_r^2(\dot{m}_{OX}) = P_r^2(\dot{Q}) + 0.1446 P_r^2(T) + 0.000092 P_r^2(P) \quad (A-6)$$

となり, 圧力測定の精度は \dot{m}_{OX} の精度には影響をおよぼさない。体積流量の END-TO-END の較正はおこなっていないので, 表 A-2 の計測システム精度と, 低温におけるメーカーの保証値, 読みに対する 1 % を用いると, 体積流量のノミナル精度は

$$P_r(\dot{Q}) = \sqrt{1^2 + 0.19^2} = 1.02 \%$$

また, 表 A-2 より LOX ライン温度の測定精度を $\pm 1.65^\circ \text{ K}$ として

$$P_r(T) = (1.65/91) \times 100 = 1.81 \%$$

とすれば, (A-6) 式より

$$P_r(\dot{m}_{OX}) = \sqrt{(1.02)^2 + 0.48} = 1.23 \%$$

同様に, LH₂ の質量流量について $P = 49 \text{ kg/cm}^2$, a , $T = 28^\circ \text{ K}$, $\rho = 6.852 \times 10^{-2} \text{ kg/l}$ とすれば,

$$P_r^2(\dot{m}_{LH}) = P_r^2(\dot{Q}) + 0.2021 P_r^2(T) + .03728 P_r^2(P) \quad (A-7)$$

表 A-2 より LH₂ ライン温度の精度は $\pm 0.2^\circ \text{ K}$ となるが, 熱伝導による誤差その他の不確定要素を考慮すれば, すくなくとも $\pm 1^\circ \text{ K}$ の誤差を認めなければならないものと考えられる。従って (A-7) 式より

$$P_r(\dot{m}_{LH}) = \sqrt{1.125 + 2.578 + 0.0023} = 1.92 \%$$

同様に GH₂ の質量流量については, ここでは簡単のために理想気体を仮定して,

$$P_r(\dot{m}_{GH}) = \sqrt{(0.5)^2 + (0.27)^2 + (0.29)^2} = 0.64 \%$$

全質量流量は

$$\dot{m}_T = \dot{m}_{OX} + \dot{m}_{LH} + \dot{m}_{GH}$$

であるから,

$$P_r^2(\dot{m}_T) = \left[\left(\frac{\dot{m}_{OX}}{\dot{m}_T}\right) P_r(\dot{m}_{OX})\right]^2 + \left[\left(\frac{\dot{m}_{LH}}{\dot{m}_T}\right) P_r(\dot{m}_{LH})\right]^2 + \left[\left(\frac{\dot{m}_{GH}}{\dot{m}_T}\right) P_r(\dot{m}_{GH})\right]^2 \quad (A-8)$$

本シリーズでは $\dot{m}_{LH}/\dot{m}_{GH} \sim 1$ である。代表値として混合比 $MR = 5.5$ と取れば、

$$P_r^2(\dot{m}_T) = 0.716 P_r^2(\dot{m}_{OX}) + 0.0059 (P_r^2(\dot{m}_{LH}) + P_r^2(\dot{m}_{GH}))$$

$$P_r(\dot{m}_T) = 1.052$$

全流量の精度には LOX 流量の精度が LH_2 , GH_2 のそれに比べてはるかに重要となる。

次に混合比 MR は

$$MR = \frac{\dot{m}_{OX}}{\dot{m}_{LH} + \dot{m}_{GH}} = \frac{\dot{m}_{OX}}{\dot{m}_F}$$

と定義されるので

$$P_r^2(MR) = P_r^2(\dot{m}_{OX}) + \left[\frac{\dot{m}_{LH}}{\dot{m}_F} P_r(\dot{m}_{LH}) \right]^2 + \left[\frac{\dot{m}_{GH}}{\dot{m}_F} P_r(\dot{m}_{GH}) \right]^2 \quad (A-9)$$

$\dot{m}_{LH}/\dot{m}_F = \dot{m}_{GH}/\dot{m}_F = 0.5$ とすれば

$$P_r(MR) = 1.58 \%$$

iii) 性能値の精度

本文(2)式より定数項を省略して

$$C_{FV} = F_V / (P_c A_t)$$

であるから (A-1) 式を用いて、

$$P_r(C_{FV}) = \left[P_r^2(F_V) + P_r^2(P_c) + P_r^2(A_t) \right]^{1/2} \quad (A-10)$$

公称精度 5/1000mm の三点マイクロメータを用いたノズルスロート径の計測値の標準偏差は 0.01mm 以内であったが、誤差をやや大きく見積って 0.02mm 程度とすれば、本実験のスロート平均値 27.2mm に対する精度は

$$P_r(A_t) = 2 \left(\frac{.02}{27.2} \times 100 \right) = 0.147 \%$$

となり、

$$P_r(C_{FV}) = \left[(.361)^2 + (.21)^2 + (.147)^2 \right]^{1/2} = .44 \%$$

となる。

C^* の精度は

$$P_r^2(C^*) = P_r^2(P_c) + P_r^2(\dot{m}_T) + P_r^2(A_t) \quad (A-11)$$

より、

$$P_r(C^*) = \left[(.21)^2 + (1.05)^2 + (0.147)^2 \right]^{1/2} = 1.08 \%$$

I_{SPV} については

$$P_r^2(I_{SPV}) = P_r^2(F_V) + P_r^2(\dot{m}_T) \quad (A-12)$$

より、

$$P_r(I_{SPV}) = \left[(0.36)^2 + (1.05)^2 \right]^{1/2} = 1.11 \%$$

航空宇宙技術研究所報告662号

昭和56年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(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
