

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-642

液体ロケットエンジン用液酸・ケロシン  
ガス発生器の実験

橋本亮平・渡辺義明・長谷川敏

1980年12月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. まえがき .....	1
2. 記号 .....	2
3. 供試ガス発生器 .....	2
3.1 噴射器 .....	2
3.2 燃焼室, ノズル, 曲管部および邪魔板 .....	6
3.3 温度分布測定部 .....	6
4. 実験装置および実験方法 .....	8
4.1 実験装置 .....	8
4.2 実験方法 .....	9
5. 実験結果および考察 .....	11
5.1 各噴射器の実験結果概要 .....	11
5.2 ガス発生器の性能 .....	11
5.3 温度分布の一様化 .....	16
5.4 低周波振動燃焼 .....	18
5.5 ガス発生器の噴射要素形式に関する考察 .....	21
6. むすび .....	22
参考文献 .....	23

# 液体ロケットエンジン用液酸・ケロシン ガス発生器の実験\*

橋 本 亮 平\*\* 渡 辺 義 明\*\* 長 谷 川 敏\*\*

## An Experimental Investigation of Lox/Kerosene Gas Generators for Liquid Propellant Rockets

Ryohei HASHIMOTO, Yoshiaki WATANABE and Satoshi HASEGAWA

### ABSTRACT

A liquid propellant rocket engine is usually supplied with a propellant at high pressure by the use of high speed pumps. These pumps are generally driven by a hot-gas turbine, and the hot gas is usually obtained from bipropellant gas generators.

The gas generator has its own problems, like hot streaking and combustion instability at an exceedingly low mixture ratio, which are different from those of the thrust chamber of a liquid rocket engine.

In the present study, several kinds of Lox/Kerosene gas generators have been investigated to clearly define their performance.

The major results of the present study were summarized as follows:

- (1) Characteristic exhaust velocity  $C^*$  is little influenced by any temperature distribution of hot gas at the exit of gas generators. This shows that  $C^*$  of gas generators is not so significant as that of thrust chambers.
- (2) Improvement in the temperature efficiency of gas generators must be considered in relation to their size and weight.
- (3) Bends better contribute to temperature uniformity at the exit of gas generators than turbulence rings or a splash ring.
- (4) The ratio of the pressure difference in propellant injection to the combustion chamber pressure is also an important factor in the low-frequency combustion instability of gas generators.

### 1. ま え が き

総推力が大きな液体ロケットエンジンでは、推進剤を推力室へ供給する方法としてターボポンプを用いるのが一般的である。ターボポンプは推進剤を昇圧して推力室に供給するポンプと、これを駆動するタービンから構成される。このタービンは多くの場合高温ガスによって駆動する。高温ガスの供給方式としては、推力室から抽気（ブリード）する方法とガス発生器を用いる方法が考えられる。本報はそのうちで最も一般的である2液式ガス発生器に関するものである。

2液式ガス発生器は、ふつう推力室と同じ推進剤を燃料過濃の状態で燃焼させてガスを発生する、一種の燃焼器である。発生したガスの温度は推力室の場合に比べて低いが、タービンを駆動する役割を有している。そのためガス発生器については、推力室と同様、着火、不安定燃焼、噴射器や燃焼室の焼損などの問題があり、さらに発生ガスの温度およびその分布の調整が必要となる。特に燃焼ガスの温度分布の一様化あるいは局所高温流(hot streak)の除去は、タービンなどを損傷させないためにガス発生器にとって非常に重要な課題である。また推力室と類似の問題の中にも、着火・停止時において過度な温度上昇を生じないようにすることなど、タービンを駆動する上での独自の問題もある。液酸・ケロシニングガス発

\* 昭和55年9月20日受付

\*\* 角田支所

生器については研究報告も少なく、またその性能を明確に表わす適当な値あるいは定義式もないため、一般的な性能評価を行い難い。ここではガス発生器の設計資料を得ることなどを目的として数種の液酸・ケロシンガス発生器を試作し、各種の実験を行った。特にタービンを駆動する上で重要な点について詳しく調べた。

## 2. 記 号

$A_t$	: ノズルスロート面積 ( $\text{cm}^2$ )
$C_p$	: 定圧比熱 ( $\text{kcal/kg} \cdot \text{K}$ )
$C^*$	: 特性排気速度 ( $\text{m/s}$ )
$C_0$	: タービン理論噴出速度 ( $\text{m/s}$ )
$g$	: 重力加速度 ( $\text{m/s}^2$ )
$\Delta H$	: 理論エンタルピ落差 ( $\text{kcal/kg}$ )
$J$	: 熱の仕事当量 ( $\text{kg} \cdot \text{m/kcal}$ )
$L$	: 燃焼室長さ (噴射器からノズルスロートまでの距離) ( $\text{cm}$ )
$L'$	: 噴射器から温度測定点までの距離 ( $\text{cm}$ )
$L_T$	: タービン出力 (PS)
$m$	: 質量流量 ( $\text{kg/s}$ )
$O/F$	: 混合比 (O: 酸化剤, F: 燃料)
$P_c$	: 燃焼圧力 (ata または atg)
$P_1$	: タービン入口圧力 (ata)
$P_2$	: タービン出口圧力 (ata)
$\Delta P$	: 噴射差圧 (at)
$Q_g$	: ガス体積流量 ( $\text{m}^3/\text{s}$ )
$R$	: ガス定数 ( $\text{kg} \cdot \text{m/kg} \cdot \text{K}$ )
$T_c$	: 燃焼ガス温度 (K)
$t_s$	: gas stay time (s)
$U$	: タービン周速 ( $\text{m/s}$ )
$V_c$	: 燃焼室容積 ( $\text{m}^3$ )
$v$	: 噴射速度 ( $\text{m/s}$ )
$\dot{w}$	: ガス重量流量 ( $\text{kgf/s}$ )
$\eta_{C^*}$	: $C^*$ 効率
$\eta_T$	: タービン効率
$\eta_{Tc}$	: 温度効率
$\kappa$	: 比熱比
添字	
exp	: 実験値
f	: 燃料
o	: 酸化剤
th	: 理論値

## 3. 供試ガス発生器

### 3.1 噴射器

ここに記述する噴射器は、推進薬供給系統試験設備の設備試験用に製作した推力 10 トン級のターボポンプに対して設計仕様を合わせた直径 70mm のもの 4 種と、その噴射器による燃焼実験の結果を採り入れて噴射要素形式などを決定した、推力 10 トン級高速タービン駆動用の直径 50mm のもの 3 種である。直径 70mm のものは設計順に A, B, C, D 型噴射器、また直径 50mm のものは E, F, G 型と名付けた。表 3.1 に上記 2 種類のタービン主要諸元を示す。タービン入口温度より文献<sup>1)</sup>を参考にして求めたガス発生器の混合比は 0.443 および 0.403 であり、これを基に噴射器の設計を行った。表 3.2 に 7 種の噴射器の主要諸元を示す。燃焼室の壁面冷却用燃料は全ての噴射器において燃料流量のおよそ 1/3 を、噴射器面外周近くより燃焼室壁面に沿って、噴射器の中心軸と平行に (軸平行と呼ぶ) 噴射している。

以下に各噴射器の特長などを述べる。

a) A 型噴射器を図 3.1 に示す。この噴射器は内側に酸化剤の同種衝突、外側に燃料の同種衝突を配置し、さらに燃料の 22 % は噴射器面からおよそ 54mm の燃焼室中心軸上で同種衝突するように噴射される。このような配置としたのはこの噴射器の設計において、製作が簡単な内部構造を採用したためである。

b) B 型噴射器を図 3.2 に示す。この噴射器は燃料の同種衝突の衝突点と酸化剤の軸平行の噴孔を、同一円周上に交互に 24 個配置した。このため内部構造は A 型に比べて複雑になっている。燃料の衝突点と噴射される酸

表 3.1 タービン主要諸元

	T/P 用タービン*	高速タービン
タービン形式	1 段 2 列速度複式衝動タービン	
入口圧力 (ata)	20	50
入口温度 (K)	1089	1023
圧力比 $P_2/P_1$	1/10.8	1/25
ガス流量 (kg/s)	1.51	1.15
回転数 (rpm)	20,000	40,000
速度比 $U/C_0$	0.178	0.196
動翼平均直径 (m)	0.189	0.120
出力 (PS)	630	680
タービン効率	50	52.7

\* T/P: ターボポンプ

表 3.2 噴射器主要諸元

型名		A	B	C	D	E	F	G
噴射面直径 (mm)		70	←	←	←	50	←	←
噴射形式	F	同種衝突 中心部集中	同種衝突	異種衝突	F-O-F	同種衝突	F-O-F	同種衝突
	O	同種衝突	軸平行		3点衝突	軸平行	3点衝突	軸平行
孔径×孔数	F	$\phi 0.8 \times 32$ $\phi 0.8 \times 16$	$\phi 0.8 \times 48$	$\phi 1.0 \times 32$	$\phi 1.0 \times 48$	$\phi 0.8 \times 36$	$\phi 1.0 \times 36$	$\phi 0.7 \times 36$
	O	$\phi 0.7 \times 32$	$\phi 0.9 \times 24$	$\phi 0.8 \times 32$	$\phi 0.7 \times 24$	$\phi 0.9 \times 18$	$\phi 0.7 \times 18$	$\phi 0.8 \times 18$
衝突点距離 (mm)	F	4.3 54	4.5	10	7.1	5	5.8	4
	O	4.3	—			—		—
衝突角度	F	60° 60°	90°	60°	35° - 35°	90°	20° - 20°	90°
	O	60°	—			—		—
冷却用燃料		軸平行	←	←	←	←	←	←
孔径×孔数		$\phi 0.7 \times 32$	$\phi 0.8 \times 24$	$\phi 0.7 \times 32$	$\phi 1.0 \times 24$	$\phi 0.8 \times 18$	$\phi 1.0 \times 18$	$\phi 0.7 \times 18$

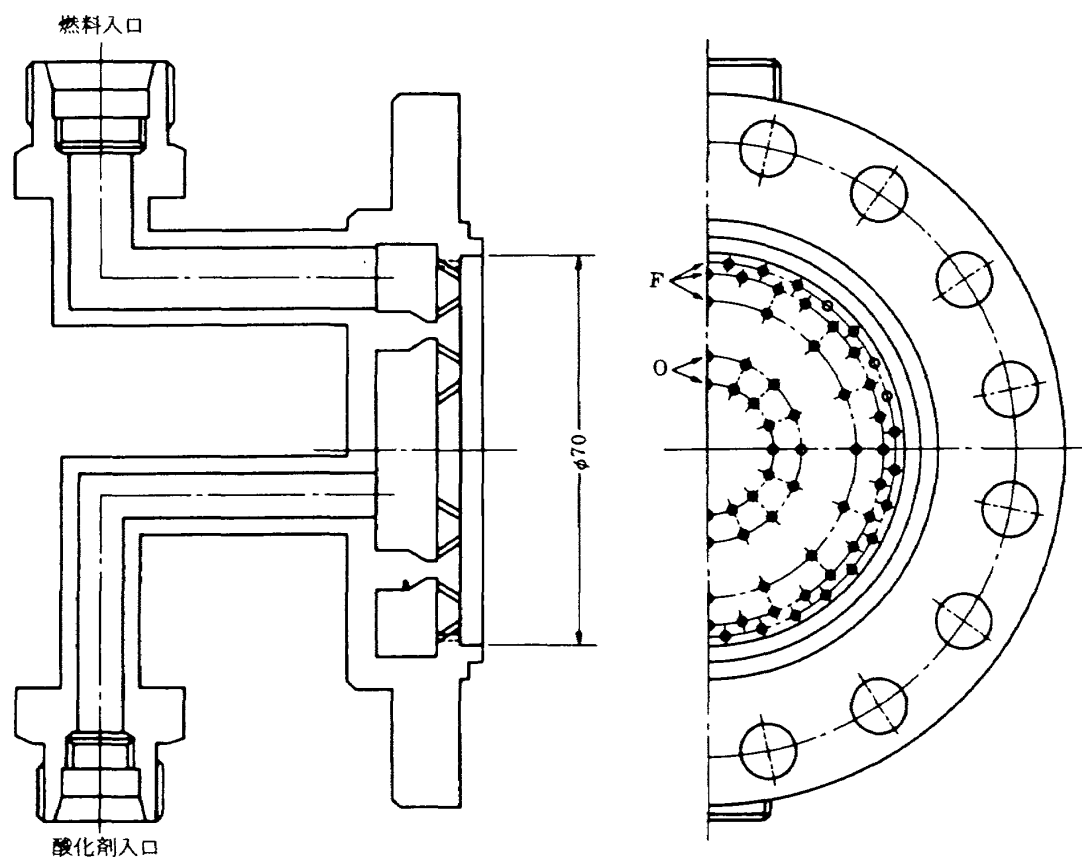


図 3.1 A型噴射器

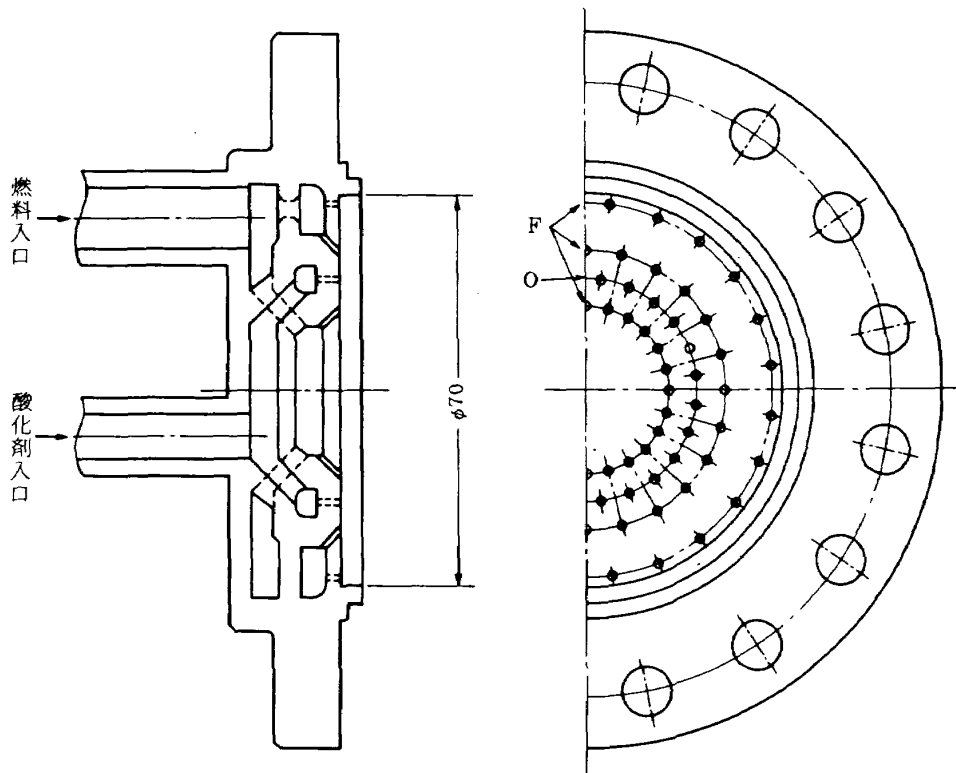


図 3.2 B型噴射器

化剤とは、中心間で 2.6mm 離れているが、燃料は衝突により衝突方向に対して直角に扇状に広がる。この扇状に広がる部分をファンと呼ぶが、燃料のファン同志は酸化剤の中心から 0.17mm のところで衝突する。このため燃料のファンは図 3.3 に示すように噴射された酸化剤と直接接触することになる。

c) C型噴射器は内部構造をA型噴射器と同じとし、A型噴射器で発生した低周波振動燃焼の要因と考えられる燃焼遅れ時間を短くするために、酸化剤と燃料の異種衝突を二重の同心円上に配置した。燃焼室壁面の過熱・焼損を防ぐ目的で燃料の噴射圧を高く設計した。酸化剤は内側から外向きに、また燃料は外側から内向きに噴射される。

d) D型噴射器は実機に多く使用されている<sup>2)</sup> F-O-Fの3点衝突を採用した。この噴射器の構造はB型噴射器とほとんど同じである。F-O-Fの衝突形式をガス発生器の噴射器に採用した場合、混合比が設計値とほぼ同じであれば特に問題は生じない。しかし混合比が下がると噴射器近傍に過熱された痕跡が見られた。また混合比が上がると当然燃焼ガス温度が高くなる。このため使用する混合比範囲はあまり広く取ることは出来ない。この噴射器は他の噴射器と比べて酸化剤噴射面積を小さくすることにより噴射速度を上げ、また燃料噴射面積は

大きくしている。

e) E型噴射器を図 3.4 に示す。噴射要素形式としてはB型と同じ燃料は同種衝突、酸化剤は軸平行を採用した。高速タービン駆動用のガス発生器噴射器としてガス流量がおよそ 3/4 に減少したので、噴孔の数もB型の 3/4 に減らした。また噴射面の直径を 70mm から 50mm に変更した。E型噴射器がB型と最も異なる点は、噴射器単位面積当りのガス流量がおよそ 1.5 倍になったことである。また噴射される酸化剤の中心から 0.23mm のところで燃料のファン同志が衝突する。

f) F型とG型の噴射器はE型噴射器が定格燃焼圧力で低周波振動燃焼を発生したので、これを改善するために製作したものである。F型噴射器は低周波振動燃焼の対策として、燃焼遅れ時間が短いと考えられる F-O-Fの3点衝突を採用した。同じ3点衝突形式であるD型噴射器の実験結果等を考慮し、酸化剤と燃料の衝突角度をD型の 35° から 20° に変更した。この角度は小さい方が噴射器面の焼損を防ぐのにより有効であると考えられる。噴射器面と衝突点の距離は小さすぎれば面の焼損、大きすぎれば燃焼遅れ時間の増加に伴う低周波振動燃焼の発生が考えられる。本噴射器ではD型の 7.1mm に対し 5.5mm とした。

g) G型噴射器の噴射要素形式および噴孔数はE型噴

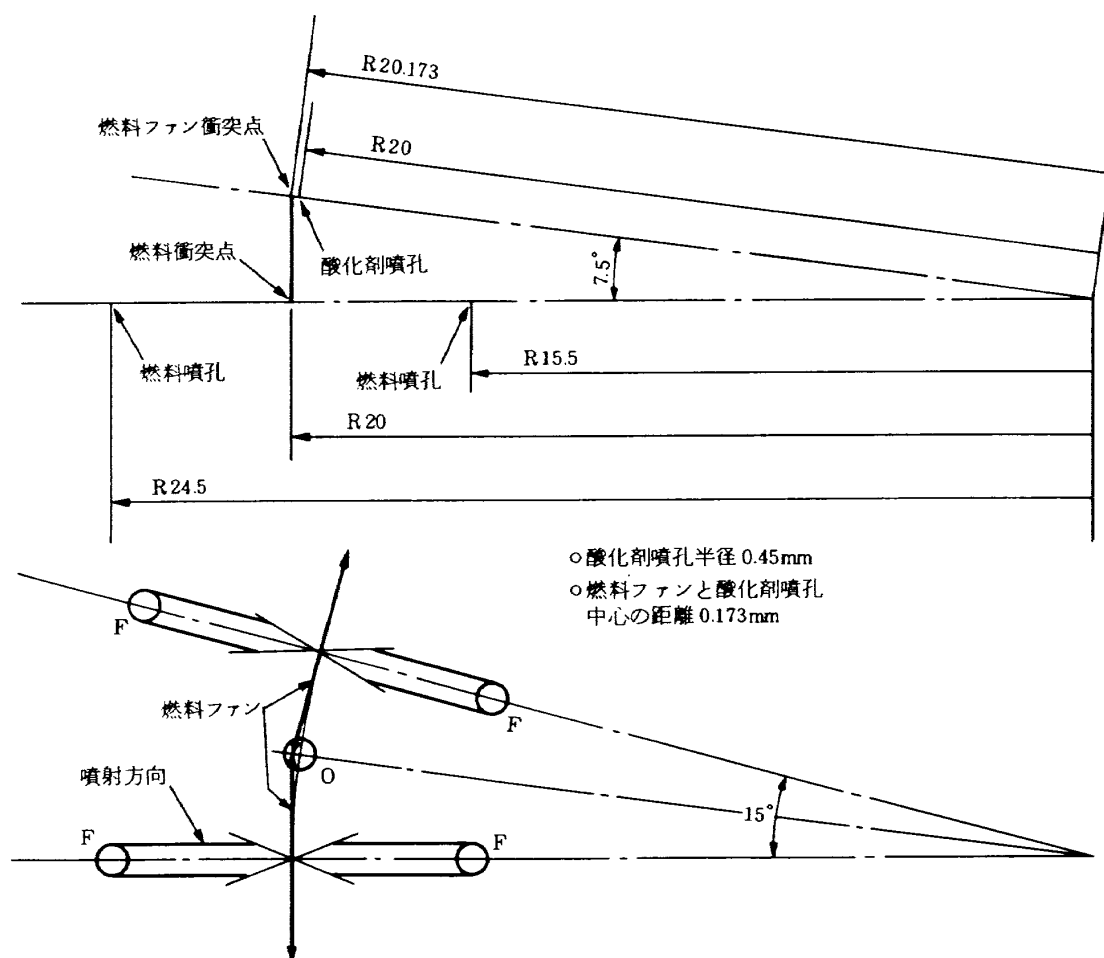


図 3.3 B型噴射器の噴射の様子

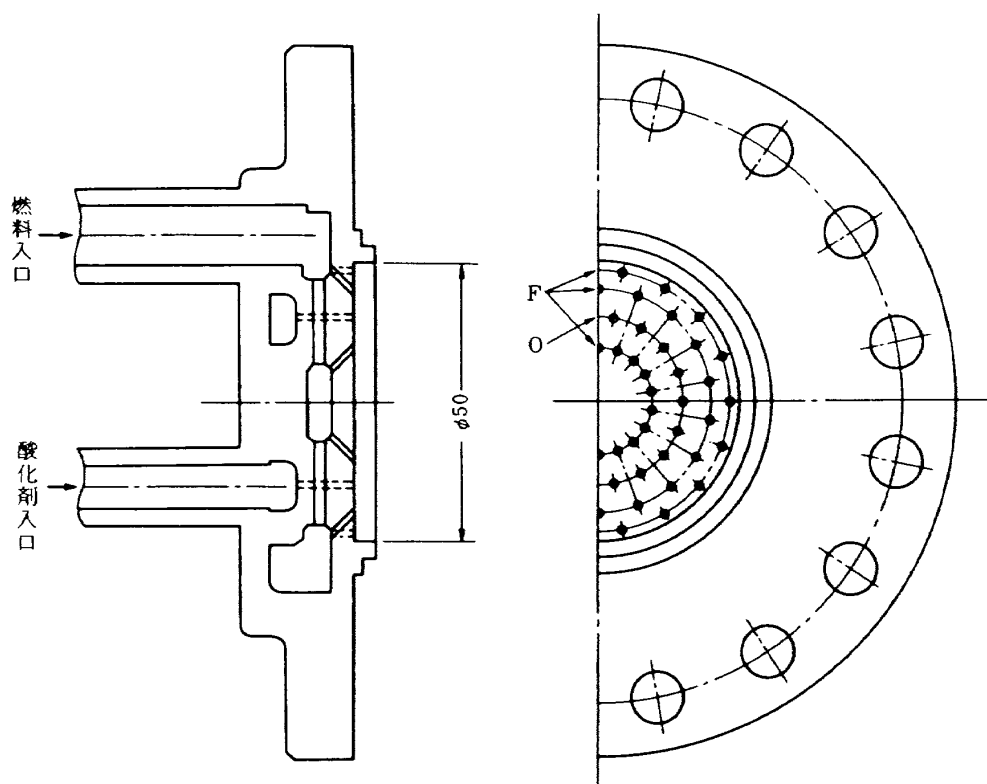


図 3.4 E型噴射器

射器と同じであり、低周波振動燃焼対策として燃料噴孔径をE型の0.8mmから0.7mmへ、酸化剤噴孔径を0.9mmから0.8mmへ、燃料の衝突点距離を5mmから4mmへ変更した。

### 3.2 燃焼室、ノズル、曲管部および邪魔板

直径70mmの噴射器がつく燃焼室の基本型、および直径50mmの噴射器がつく場合のそれを図3.5に示す。図3.5に示すように前者は燃焼室の途中で一旦直径70mmから直径50mmに細くなり、直径50mmの部分にノズルがつく構造となっている。このため燃焼室の長さを変える方法は、直径70mmの部分で長くする場合と直径50mmの場合とがある。後者は噴射器取付用燃焼室を新たに製作したほかは、前者の直径50mm部品が全てそのまま使用可能である。ガス発生器の点火は、市販のネジ部がM10の点火プラグを噴射器から30mm離れた燃焼室壁に1個取り付けている。図3.6に試験台に取り付けた

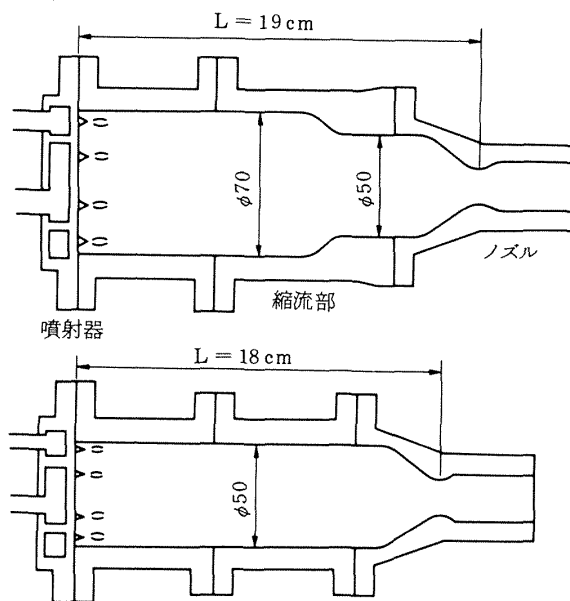


図3.5 基本燃焼室

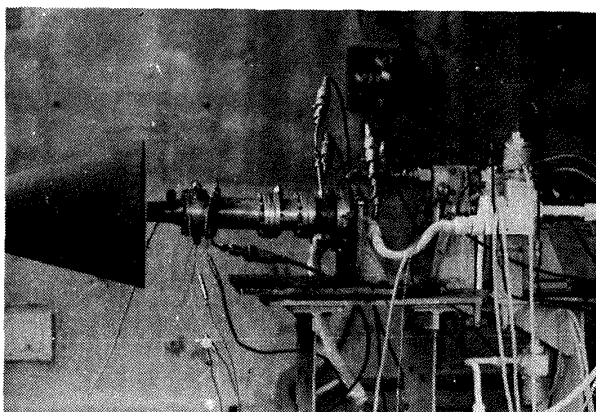


図3.6 試験台上のガス発生器

表3.3 ノズルのスロート径と燃焼圧力

	ノズルⅠ	ノズルⅡ	ノズルⅢ	備 考
スロート径(mm)	24.0	18.7	15.9	
70mm噴射器のときの $P_c$ (atg)	30.0	50.0	70.0	$\dot{w}=1.51\text{kg/s}$ $T_c=1089\text{K}$
50mm噴射器のときの $P_c$ (atg)	21.1	35.4	49.6	$\dot{w}=1.15\text{kg/s}$ $T_c=1023\text{K}$

燃焼室の1例を示す。

ノズルはガス流量を変えずに燃焼圧力を変え得るように3種類製作した。表3.3にノズルのスロート径と、設計ガス流量を流したときの燃焼圧力を示す。

ガス発生器燃焼ガスの温度分布の一樣化に与える効果を比較するために、図3.7に示す曲管部2種類、直径70mm用タービュレンスリング2種類、直径50mm用のタービュレンスリング1種類ならびにスプラッシュリング1種類を製作した。以下タービュレンスリングとスプラッシュリングを合わせて邪魔板と呼ぶ。曲管部は内径50mmであり、直径70mm噴射器および直径50mm噴射器により温度分布一樣化の実験を行った。図3.8に90°曲管部を組み込んだ外観を示す。タービュレンスリングは直径70mmでは1穴と7穴の2種類を製作したが、温度分布の一樣化についてはほとんど差が出なかったため、直径50mmでは1穴のみとした。タービュレンスリングにあけた穴の面積は直径70mmでは1穴、7穴とも燃焼室断面積の37%，直径50mmでは41%である。

### 3.3 温度分布測定部

ガス発生器において燃焼ガスの温度分布を一樣化するためには3.2節で述べたような方法が用いられる。これらの方法の温度分布を一樣化する効果を比較したり、ガス発生器出口における温度分布がガス発生器をタービンに接続し得る状態であることを確認するために、燃焼室断面における温度分布を計測する必要がある。しかしガス発生器燃焼室内の温度は推力室に比較すれば低いとは言え、それでも場所によっては1200K以上まで上ることもあり、また燃焼圧力もかなり高いため、温度分布の測定には相当の困難がともなう。

直径70mm噴射器の実験時に使用した温度分布測定部を図3.9に示す。直径1.6mmのシース熱電対を燃焼室壁から直接出すと、ガスの流れにより下流側に曲ってしまうため、中心部の温度を測定するには燃焼室の内側に外径4mm、内径2mmの補強のパイプを出し、その中に直径1.6mmの熱電対を通し、シースの先端部が約5mm燃焼ガス中に出るようにした。しかし実験を重ねるに従

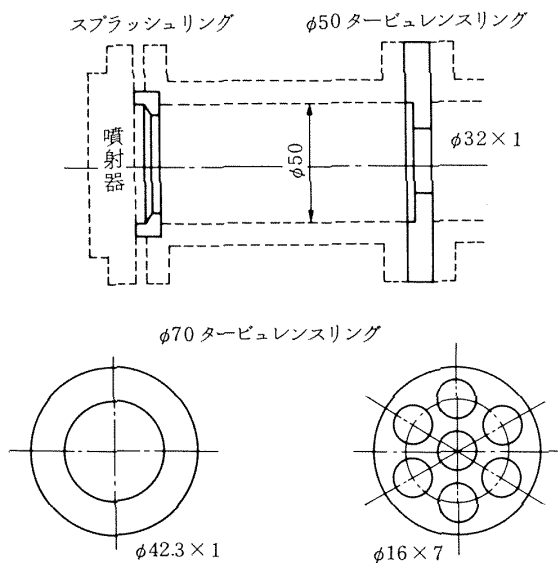
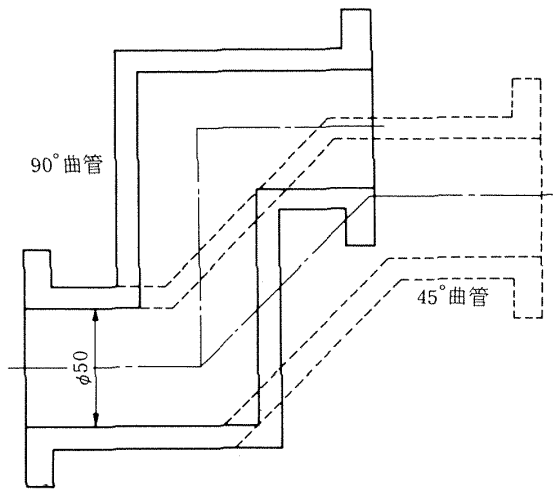


図 3.7 (a) 曲管部邪魔板

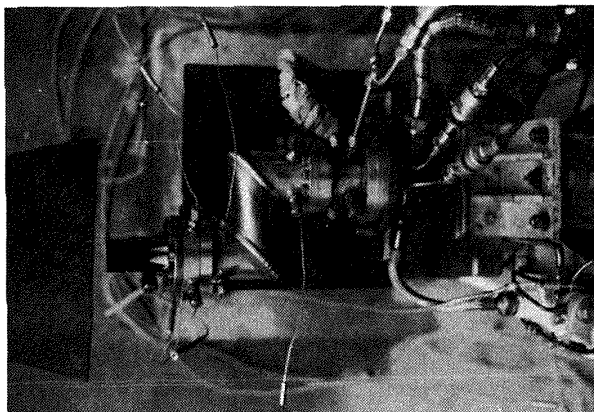


図 3.8 90°曲管部使用

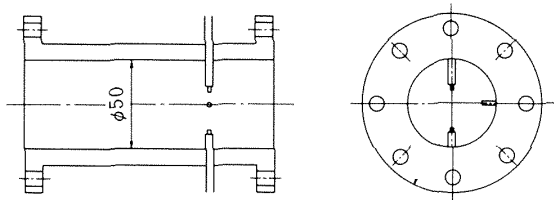


図 3.9 温度分布測定部 I

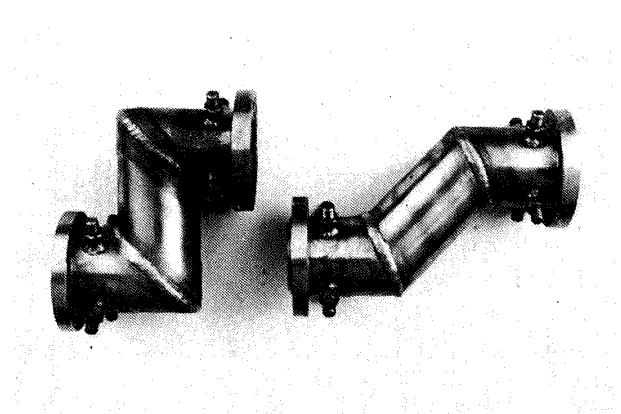


図 3.7 (b) 曲管部の外観

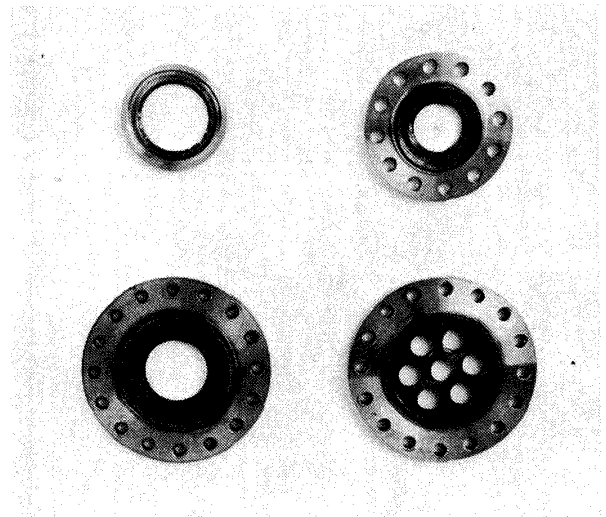


図 3.7 (c) 邪魔板

いシース先端部は勿論、補強用のパイプ自体が曲ってしまった。

直径 70mm 噴射器の実験において直径 50mm の温度分布測定部を使用した。燃焼室の途中にある直径 70mm から直径 50mm への収縮部が温度分布にも影響を及ぼすと考えられるので、この温度分布測定部で測定した結果は直径 70mm 燃焼室内の温度分布を正確には示していない。しかし大略はガス発生器内の温度を推定する上で有効なものと考えられる。

直径 50mm 噴射器の実験時における温度分布の測定には、直径 70mm 噴射器における温度分布測定部の結果を考慮して、図 3.10 に示すような梁を十字に渡し、シース熱電対を梁の上に乗せる構造の温度分布測定部を製作した。この構造によりシース熱電対が曲って測定位置がずれるという問題は解決された。しかし梁に沿う燃焼ガスの流れを生じ、梁が無い場合のその位置の温度とは異なる測定結果の出ることが予想される。この温度分布測定部による測定結果を直径 70mm 噴射器の実験時に使用

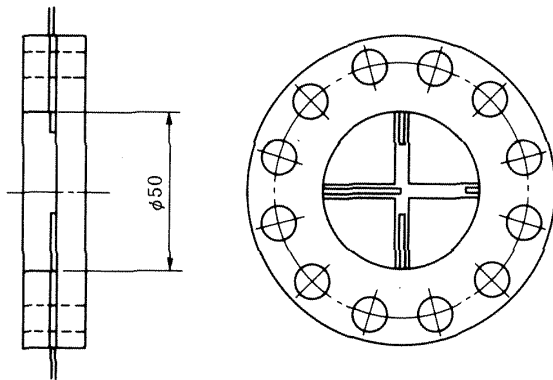


図 3.10 (a) 温度分布測定部Ⅱ

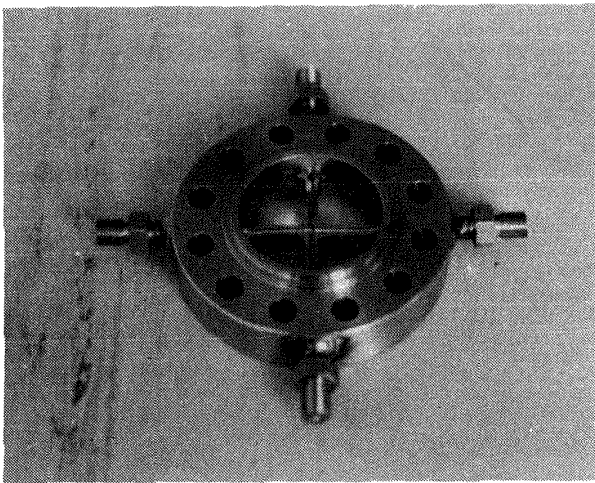


図 3.10 (b) 温度分布測定部Ⅱ

した温度分布測定部による結果と比較してみると、特に壁面近傍で高い温度を示している。これは噴射器等による差異と言うより測定部の形状の影響が大きいと考えられる。しかしこの温度分布測定部でも、燃焼ガスに温度の不均一が有る場合にその温度差の大小を比較するには充分に使用可能であった。

#### 4. 実験装置および実験方法

##### 4.1 実験装置

ガス発生器の実験は航空宇宙技術研究所角田支所・推進薬供給系統試験設備の一部であるガス発生器試験装置を用いて行った。試験装置の概略系統図を図 4.1 に示す。また装置の主要諸元を表 4.1 に示す。この装置では推力 10 トン級の液酸・ケロシンロケットエンジンに使用されるガス発生器で、連続 180 秒以上の試験が可能である。

液酸タンクは断熱されていない一重のタンクで、窒素ガスにより最高 100 atg まで加圧できる。液体酸素の配管は止弁を出た後から着火弁・始動弁に入る前まで一部を除いて二重になっており、外側ジャケット部に液体窒素を流すことにより冷却している。さらに実験直前には液酸タンクから止弁、着火弁・始動弁、予冷放出弁を通して液体酸素を流すことによりその他の部分の冷却を行っている。

燃料タンクは液酸タンクのおよそ 2.5 倍の容量があり、液酸タンクと同様、窒素ガスにより最高 100 atg まで加圧できる。タンク加圧用窒素ガスの調圧は計測室の操作盤

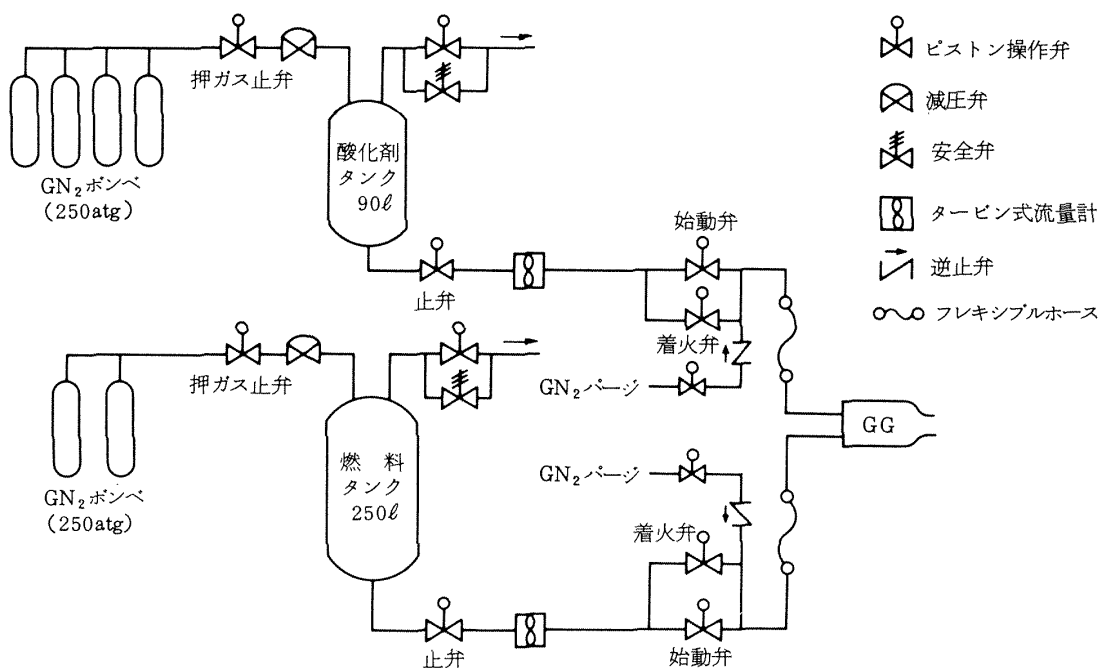


図 4.1 試験装置系統図

から遠隔操作により設定出来る。ガス発生器試験操作盤を図 4.2 に示す。

ガス発生器の燃焼ガスは可燃性のガスであるが、直接大気中に放出すると多くの場合は大気中で二次燃焼をしなかった。このため排ガス処理用に排気ダクトを製作して排ガスを大気中で燃焼させた。燃焼実験の様子を図 4.3 に示す。この排気ダクトはガス発生器との接続部と排気ダクト先端のエルボ部で空気を吸込む構造のため、排ガスに点火するための点火源を必要としなかったが、大気中での燃焼時に発生する燃焼音はかなり大きなものであった。

計測項目を表 4.2 に示す。圧力は全て歪ゲージ型のセンサにより測定した。圧力センサは実験毎に実負荷校正を行った。温度の測定は高温用にクロメル・アルメル、常温と低温用に銅・コンスタンタンの熱電対を用いた。流量はタービン式流量計により測定した。

図 4.4 に本実験で使用した計測装置の系統図を示す。電磁オシログラフによるアナログ記録ならびに定常値を見るためのデジタル記録を用いた。

## 4.2 実験方法

液酸タンクは断熱されていないため、液体酸素は実験の直前に充填する。燃料のケロシンは入手が容易な JP-4 を使用した。液体窒素ジャケットおよび液体酸素を流しての液酸配管の予冷が完了した後、液酸タンクと燃料タンクを設定した圧力まで加圧する。これ以後は自動シ

表 4.1 試験装置主要諸元

項 目	主 要 諸 元
燃 焼 圧 力	最高 70 atg 以上
試 験 秒 時	推力 10 トン級で連続 180 秒以上
タ ン ク 容 量	酸化剤： 90 ℓ 燃 料： 250 ℓ
タンク常用圧力	酸化剤： 100 atg 燃 料： 100 atg
流量（最大）	酸化剤： 0.6 ℓ/s 燃 料： 1.8 ℓ/s

表 4.2 計測項目

計測項目	計測数	検 出 器
タンク圧力	酸化剤： 1 燃 料： 1	歪ゲージ型圧力計
噴 射 圧 力	酸化剤： 1 燃 料： 1	歪ゲージ型圧力計
燃 焼 圧 力	2 ～ 3	歪ゲージ型圧力計
噴 射 温 度	酸化剤： 1 燃 料： 1	C - C 熱電対
燃 焼 温 度	3 ～ 4	C - A 熱電対
流 量	酸化剤： 1 燃 料： 1	タービン式流量計

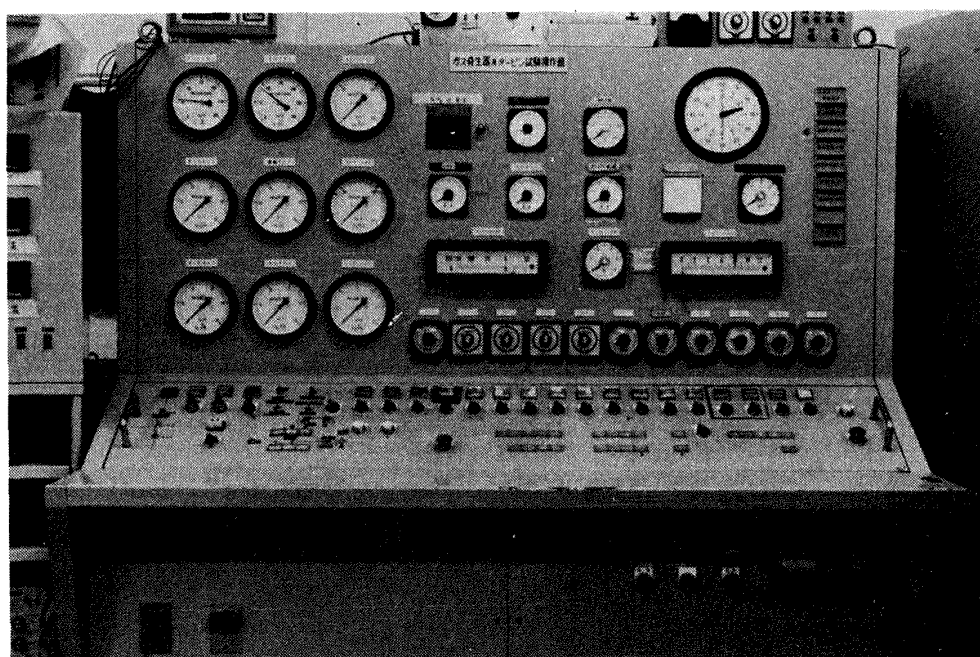


図 4.2 ガス発生器試験操作盤

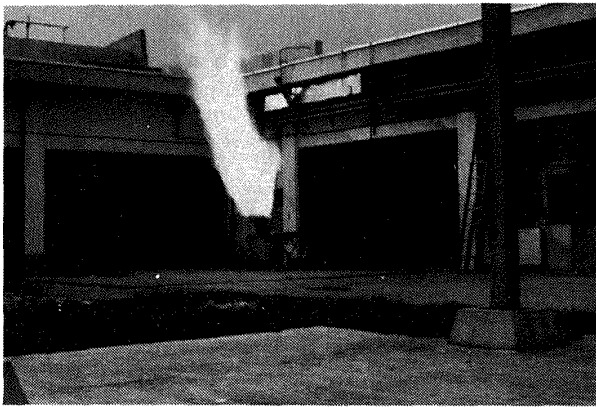


図 4.3(a) 燃焼実験 (排気ダクト使用)

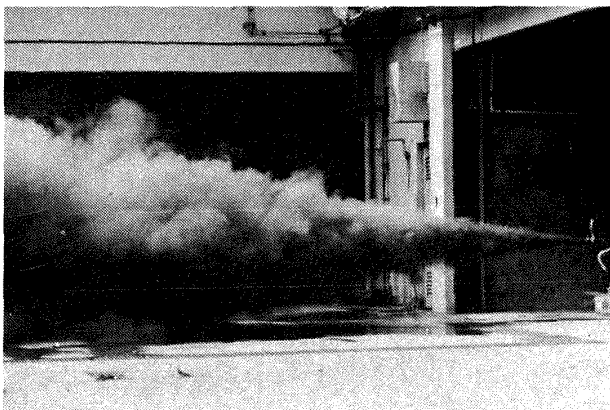


図 4.3(b) 燃焼実験 (排ガス直接放出)

ークネスで行う。点火シーケンスの1例を図4.5に示す。酸化剤着火弁が開になるのとほぼ同時に、ガス化した酸素が噴射器から燃焼室に噴射される。これより0.1秒遅れて燃料着火弁が開になる。燃料は常温で液体であり、着火弁・始動弁、フレキシブルホースおよび噴射器マニホールドを燃料で満たした後燃焼室に噴射されるため、およそ0.3秒ほど遅れる。両方の着火弁が開のときの混合比は噴射器などによっても異なるが定常状態のおよそ3倍であり、また燃焼ガス流量は定常状態のほぼ1/2である。この状態は0.1秒程度で、燃料始動弁が開になる。このときは噴射器マニホールドなどはすでに燃料で満たされているので、増加した燃料流量はただちに噴射器から噴射される。さらに0.15秒遅れて酸化剤始動弁が開となり、設定した燃焼圧力、混合比、ガス流量の定常燃焼状態となる。

停止シーケンスの1例を図4.6に示す。設定した燃焼時間のタイマにより燃料着火弁と酸化剤の始動弁、止弁および押ガス止弁が閉となり、同時に酸化剤清掃弁が開となって酸化剤始動弁から噴射器マニホールドの間に残っている液体酸素をパージする。これより0.6秒遅れて燃料の始動弁、止弁および押ガス止弁が閉となり、同時に燃料清掃弁が開となって燃料始動弁から噴射器マニホ

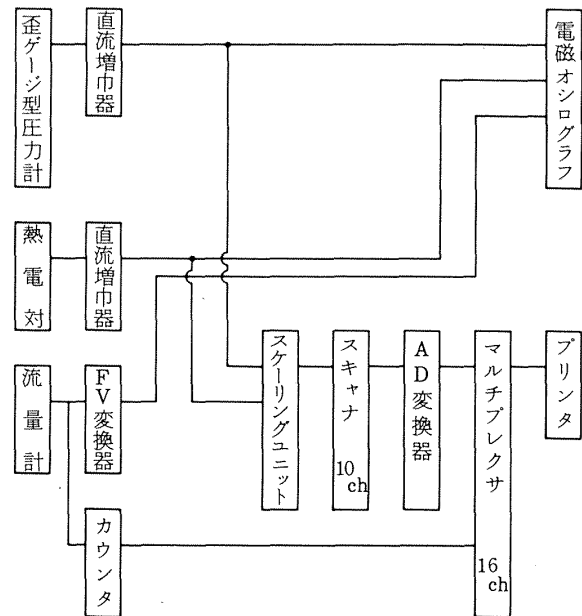


図 4.4 計測装置系統図

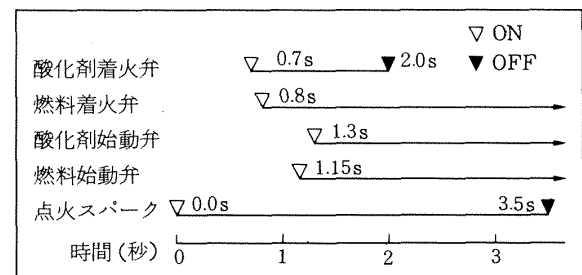


図 4.5 点火シーケンスの1例

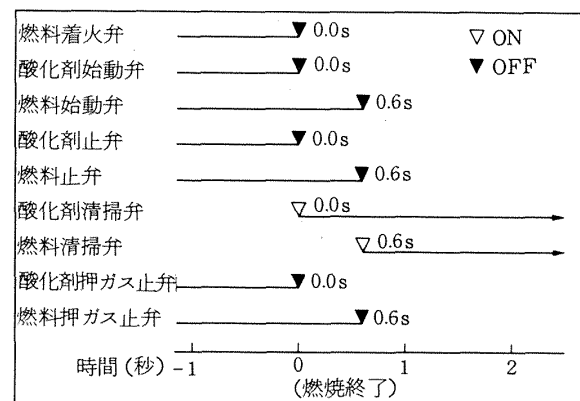


図 4.6 停止シーケンスの1例

ールドの間に残る燃料をパージする。ここで酸化剤と燃料の始動弁閉、清掃弁開のタイミングをずらしているのは以下の理由による。酸化剤と燃料を同時に止めてパージすると、始動弁から噴射器マニホールドの間に残る酸化剤と燃料がパージガス圧によって噴射器から噴射する時間に差があり、酸化剤の流れる時間の方が長い。このため燃料が出終わった後に一時的に酸化剤の濃度が上がり、燃焼温度が過度に高くなる。これを防ぐためにタイミングをずらしている。

## 5. 実験結果および考察

### 5.1 各噴射器の実験結果概要

最初に各噴射器の実験結果における特長などについて概説する。

**A型噴射器** 本噴射器を用いた全ての実験において低周波振動燃焼が発生した。振動周波数はおよそ70～110 Hzであった。噴射器面、燃焼室壁等において焼損または過熱の傾向は全く見られなかった。

**B型噴射器** 本噴射器による燃焼実験は燃焼圧力70 atgの2回を含み総数で500回以上になる。混合比も広く変化させ、燃焼室長さ・形状なども数多く組み合わせで実験を行った。これらの実験の後でも噴射器面、燃焼室に過熱、焼損の徴候はほとんど見られなかった。低周波振動燃焼は燃焼圧力70 atgの実験において僅かにその徴候が見られる程度であった。本章で示す直径70mm噴射器の実験結果は、全てこの噴射器によって得られたものである。

**C型噴射器** この噴射器による燃焼実験は1回だけである。燃焼圧力30.5 atg、混合比0.371、燃焼秒時3.5秒で噴射器面と噴射器近傍の燃焼室内壁が焼損した。低周波振動燃焼は発生しなかった。この噴射器が焼損した理由は次のように考えられる。燃焼室中心部に全体の混合比に比べてはるかに高い混合比の高温ガスが集中し、かつ噴射器の中心部には噴孔がないため高温ガスがその付近に滞留して焼損を生じた。これを中心部に高温ガスが滞留しないようにするなどの改良を施すには、噴射器の構造を複雑にしなければならない。構造が複雑なものであれば設計がより容易な噴射形式を採用することが可能なので、以後異種衝突の噴射器の製作は行わなかった。

**D型噴射器** この噴射器は設計混合比付近でも噴射器

面の一部にやや過熱の傾向があった。また実験データのバラツキもかなり大きかった。燃焼圧力30 atg程度の実験において振巾は小さいが、燃焼圧力、燃料噴射圧、酸化剤噴射圧に低い周波数の振動が見られた。

**E型噴射器** この噴射器ではスロート径24.0mmのノズルを使用して燃焼圧力を下げた場合、低周波振動燃焼が発生した。スロート径のより小さなノズルでは、設計流量においても低周波振動燃焼が発生した。したがってスロート面積がスロート径で15.9mmのノズルに相当する高速タービンの駆動用としては使用することが出来なかった。このためこの噴射器による実験は、主としてスロート径24.0mmのノズルによる一般性能試験と低周波振動燃焼に関して行った。本章に示す直径50mmの噴射器の実験結果はこの噴射器によって得られたものである。

**F型噴射器** 本噴射器による実験の結果をG型と比較すると、低周波振動燃焼の面で特に優れてはいなかった。また混合比を下げると噴射器面が焼ける傾向を示した。このため高速タービン熱走試験にはこの噴射器は使用しなかった。

**G型噴射器** 本噴射器による燃焼実験では、スロート径15.9mmのノズルによる燃焼圧力50 atg程度では振動燃焼が発生せず、流量を減少させて燃焼圧力がおよそ35 atg以下になると低周波振動燃焼が発生した。高速タービン熱走試験にはこの噴射器を使用した。

以上述べた結果を表5.1にまとめ、各噴射器の比較を行っている。

### 5.2 ガス発生器の性能

#### C\*およびC\*効率の検討

液酸・ケロシンガス発生器の性能を表わす値として何を採用すべきかは定まっていないように思われる。本報

表 5.1 各噴射器の実験結果

型名	低周波振動燃焼	過 熱 , 焼 損	そ の 他
A	全ての実験で発生した。	全くなし。	燃料は同種衝突と中心部集中, 酸化剤は同種衝突。
B	発生せず。	ほとんどなし。	燃料は同種衝突, 酸化剤は軸平行。
C	発生せず。	1回で焼損した。	異種衝突。
D	ほとんど発生せず。	噴射器面に過熱の傾向あり。	F-O-F三点衝突。
E	実験条件により発生した。	ほとんどなし。	B型を小型化した。
F	E型よりはよいが条件により発生。	混合比が下がると傾向あり。	D型を小型化し, 衝突角などを変更した。
G	F型と同程度。	ほとんどなし。	E型の噴射差圧を上げ, 振動燃焼を改善した。

ではまず、同じ燃焼器である推力室の燃焼性能を表わす値としてよく使われる特性排気速度  $C^*$  および  $C^*$  効率 ( $\eta_{C^*}$ ) について検討を行う。

$C^*$  は実験データから次式で求められる。

$$C^* = \frac{P_c \cdot A_t \cdot g}{\dot{w}} \quad (\text{m/s}) \quad (1)$$

また燃焼ガスの温度、比熱比、ガス定数がわかっているときには、次式によっても表わされる。

$$C^* = \sqrt{\frac{g \cdot R \cdot T_c}{\kappa} \left( \frac{2}{\kappa + 1} \right)^{(1+\kappa)/(1-\kappa)}} \quad (\text{m/s}) \quad (2)$$

$C^*$  効率は次式で定義される。

$$\eta_{C^*} = \frac{C_{\text{exp}}^*}{C_{\text{th}}^*} \times 100 \quad (\%) \quad (3)$$

図 5.1 に直径 70mm の B 型噴射器による混合比と  $C^*$  の関係を示す。実験混合比範囲はおよそ 0.3 から 0.54 であり、燃焼室長さ (噴射器端面からノズルスロートまでの距離:  $L$ ) は 19 cm である。燃焼圧力  $P_c$  による  $C^*$  への影響は、理論計算によると  $P_c = 30 \text{ atg}$  の  $C^*$  が  $P_c = 70 \text{ atg}$  のそれより 1 % ほど小さくなるが、実験値ではデータのばらつきの方が大きくその差は認められなかった。

図 5.2 に直径 50mm の E 型噴射器による混合比と  $C^*$  の関係を示す。 $C^*$  の値そのものは B 型噴射器によるデータとほとんど同じであるが、実験を行った混合比の範

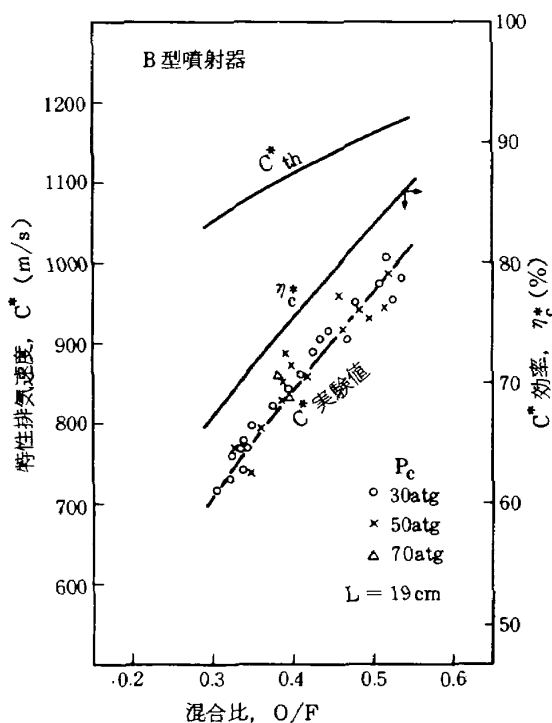


図 5.1 混合比と  $C^*$  (B 型)

囲はおよそ 0.2 から 0.6 近くまで広くとり、また燃焼室長さは燃焼室長さと  $C^*$  の関係 (図 5.4) において  $C^*$  がほぼ一定値となる  $L = 39 \text{ cm}$  である。図 5.2 には比較のために、文献<sup>1)</sup>の燃焼ガスの物性値から計算した  $C^*$  の値も示した。それは実験データとかなり良く一致しており、液酸・ケロシンガス発生器の一般的な  $C^*$  の値が得られたものと思う。また図 5.2 に示す  $C^*$  効率が混合比 0.6 のときのおよそ 90 % から混合比 0.2 のときのおよそ 58 % まではほぼ直線的に急激に減少しているのは、燃焼室内の温度レベルの低下と燃焼ガス組成がその原因と考えられる。これについてはこの節の最後で記述する。

つぎに図 5.3 に B 型噴射器による燃焼室長さと  $C^*$  の

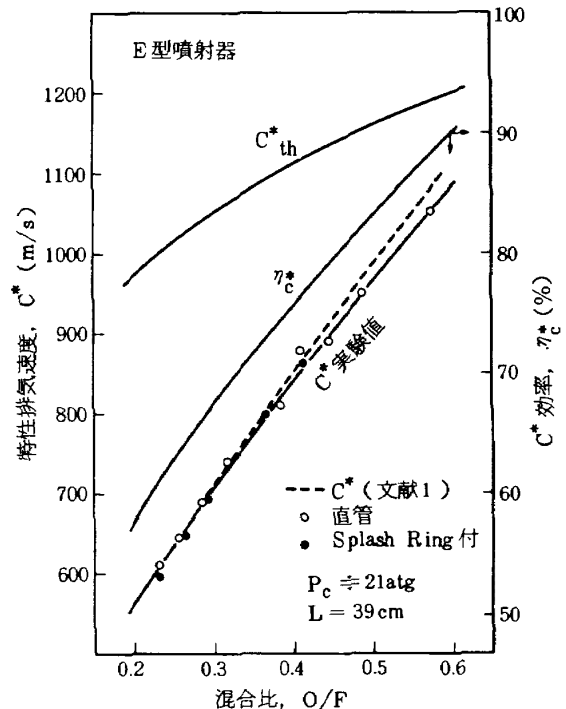


図 5.2 混合比と  $C^*$  (E 型)

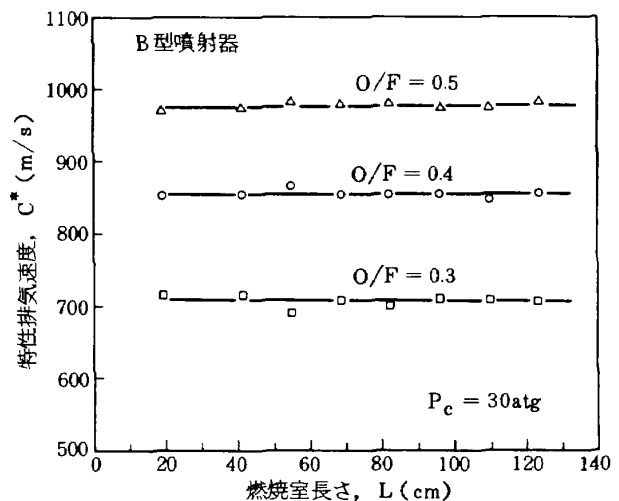


図 5.3 燃焼室長さと  $C^*$  (B 型)

関係を示す。ただしこの場合の燃焼室は噴射器からおよそ 12 cm の距離までは直径 70 mm であるが、それ以後は直径 50 mm に径が縮小している。図からわかるように、実験を行った最も短い燃焼室長さ  $L = 19$  cm から  $C^*$  はほぼ一定値となっている。

図 5.4 に E 型噴射器による燃焼室長さと  $C^*$  の関係を示す。燃焼室は噴射器からノズル入口まで直径は一定である。B 型噴射器の場合と異なり、 $L$  が短い場合には  $C^*$  は低い値を示し、 $C^*$  がほぼ一定値に達するのは  $L = 39$  cm 以上になってからである。これは E 型噴射器の噴射器単位面積当りの推進剤流量が多くまた酸化剤と燃料の混合が若干悪いため、 $L$  が短いところでは未反応の酸化剤が少量存在するためと考えられる。ガスステイタイム  $t_s$  を次式で定義する。

$$t_s = \frac{V_c}{Q_g} \times 1000 \quad (\text{ms}) \quad (4)$$

混合比 0.4 のとき、図 5.3 の  $L = 19$  cm では  $t_s = 3.7$  ms、図 5.4 の  $L = 39$  cm では  $t_s = 4.7$  ms である。一定値に達した後の  $C^*$  の値は B 型も E 型もほぼ同じである。

図 5.5 に B 型噴射器による噴射器からの距離と燃焼室内の温度分布の関係を、また図 5.6 に E 型噴射器による同様の結果を示す。噴射器からの距離が長くなるに従い中心部と外周部の温度差は小さくなる。図 5.5 と図 5.6 を比較すると、図 5.6 の外周部温度が全般的に高い値を示している。これは使用した温度測定部が若干異なっており、この相違がデータに現れているためと考えられる。同じ噴射器の場合は、混合比が大きくなるほど燃焼室内の温度差は大きくなっている。

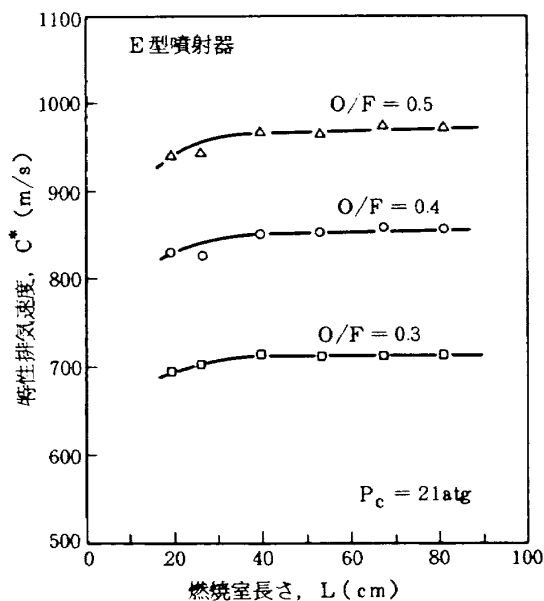


図 5.4 燃焼室長さと  $C^*$  (E 型)

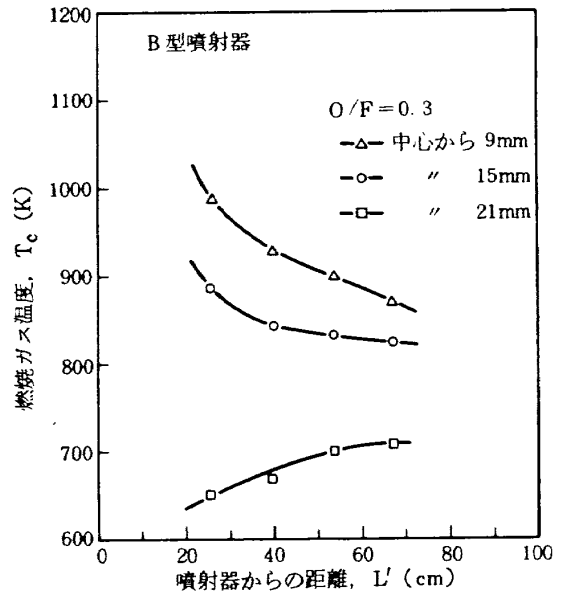


図 5.5(a)  $L'$  と燃焼室内ガス温度

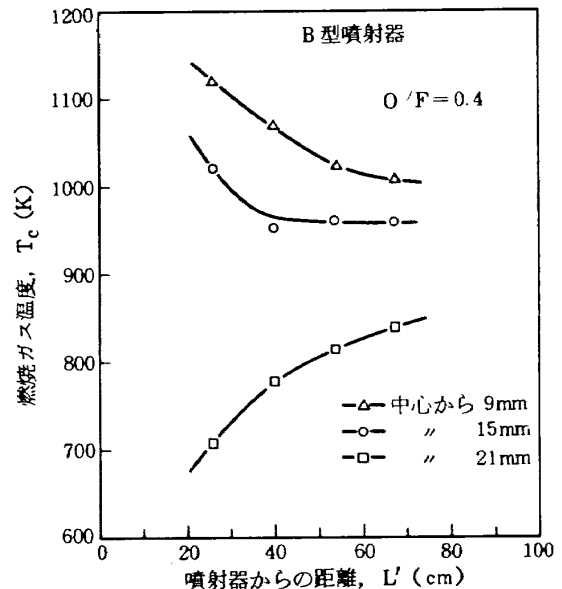


図 5.5(b)  $L'$  と燃焼室内ガス温度

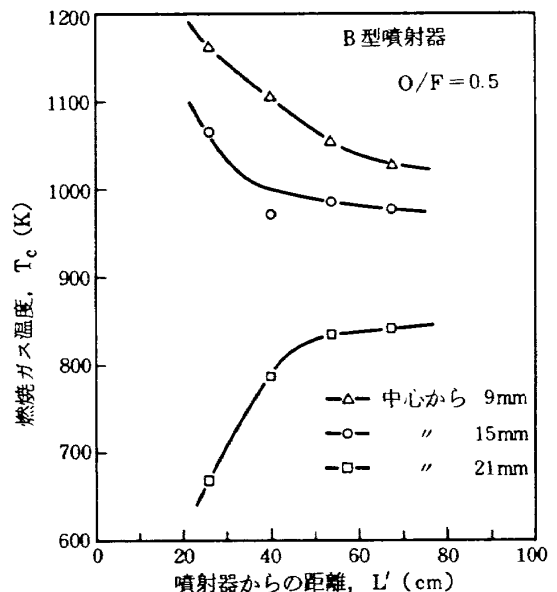


図 5.5(c)  $L'$  と燃焼室内ガス温度

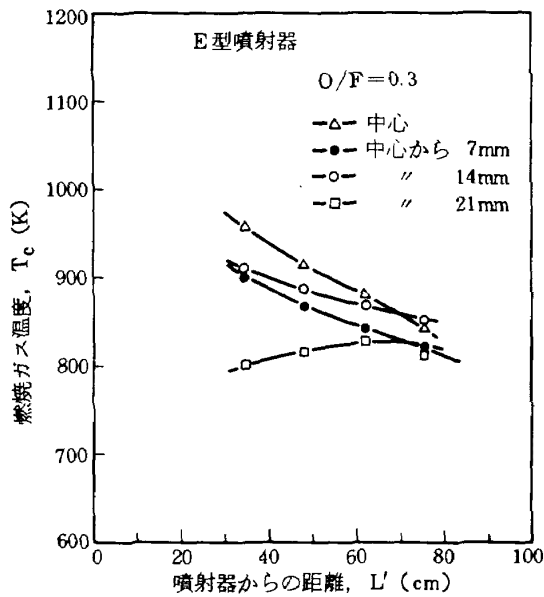
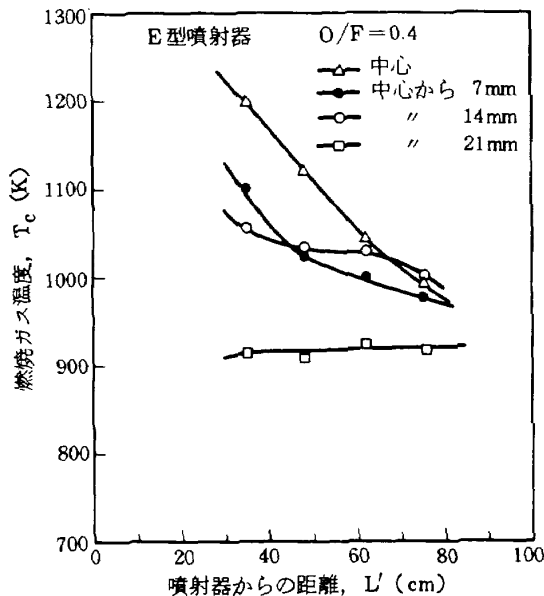
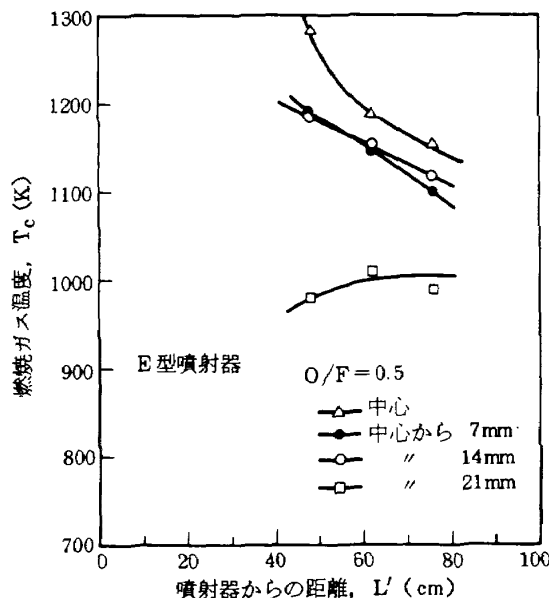
図 5.6 (a)  $L'$  と燃焼室内ガス温度図 5.6 (b)  $L'$  と燃焼室内ガス温度図 5.6 (c)  $L'$  と燃焼室内ガス温度

図 5.3 と図 5.5 を、また図 5.4 と図 5.6 を比較することにより、燃焼室内の温度分布がかなり不均一であっても  $C^*$  はほぼ一定の値を示すことがわかる。そこで温度分布が不均一な場合の  $C^*$  を、いくつかの例について考察してみる。必要とする計算には図 5.2 の混合比と  $C^*$  の関係を曲線で近似して用いた。

全体の混合比が 0.4 で、このうちガス流量の 50 % が混合比 0.5、残りが混合比 0.313 であるときの  $C^*$  は、混合比が 0.4 で一様である場合よりも 0.5 % 大きい。同様にガス流量の 50 % が混合比 0.6、残りが混合比 0.244 のときは 1.9 % 大きくなる。また全体の混合比が 0.4 で、燃料の 20 % が液体のままノズルから排出されかつ燃焼圧力に影響を与えず、残りが混合比 0.5 で一様な燃焼ガスと仮定したとき  $C^*$  は 1.2 % 減少する。同様に燃料の 33 % が液体で排出され、ガスは混合比 0.6 で一様であるとき  $C^*$  は 1.4 % 減少する。しかし液体の状態で排出される燃料も燃焼圧力に影響を与えと考えられるので、 $C^*$  の減少はこれより少ないと思われる。タービン駆動用ガス発生器に要求される最も重要な条件の一つは、燃焼ガス温度の不均一がある範囲に納まっていなければならないことである。 $C^*$  が燃焼ガスの温度分布にほとんど関係しないことはすでに示した。したがって  $C^*$  および  $C^*$  と理論  $C^* (=C_{th}^*)$  との比である  $C^*$  効率 ( $=\eta_{C^*}$ ) のみでガス発生器の性能の良否を判定することはできないという重要な点を指摘しておきたい。

#### 燃焼ガス温度および温度効率の検討

次にガス発生器によって駆動されるタービンにとって重要な、燃焼ガス温度  $T_c$  およびガス発生器の温度効率  $\eta_{Tc}$  について検討を行う。

温度効率は燃焼ガス温度を絶対温度で表わして、次式で定義する。

$$\eta_{Tc} = \frac{T_{c \text{ exp}}}{T_{c \text{ th}}} \times 100 \quad (\%) \quad (5)$$

いうまでもなく  $T_c$  は全体の混合比に対する燃焼ガスの平均温度である。ガス発生器によって駆動されるタービンの理論エンタルピ落差  $\Delta H$  は

$$\Delta H = C_p \cdot T_c \sqrt{1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{(\kappa-1)/\kappa}} \quad (\text{kcal/kg}) \quad (6)$$

これよりタービン出力  $L_T$  は

$$L_T = \frac{\Delta H \cdot J \cdot \dot{w} \cdot \eta_T}{75} \quad (\text{PS}) \quad (7)$$

よってタービン出力は $T_c$ に比例する。

図 5.7 に B 型および E 型噴射器の混合比と  $T_c$  の関係を示す。どちらも  $90^\circ$  曲管を使用し、充分に混合した後のガス温度である。B 型は E 型に対し、混合比が大きい領域を除いて若干ガス温度は高い。しかしその温度差はそれほど大きくなく、温度測定精度、温度測定部の違いや実験条件の相違を考慮するとほぼ同様の温度を示していると考えて良い。図 5.7 には参考として文献<sup>1)</sup>の混合比と  $T_c$  の関係も示した。これを今回の実験データと比較すると全般的に文献<sup>1)</sup>の方が高い温度を示し、特に混合比が大きい領域でその差が大きい。今回の実験データが全般的に低い温度を示した理由の一つとして、燃焼室長さが短いこと、またはガスステイタイムが小さいことが考えられる。燃焼室長さが長い場合の例として、F-1 エンジンではガス発生器の燃焼室長さを最長で 24.7m として実験を行ったところ、本来のガス発生器の燃焼ガス温度よりも高い温度が計測されている。<sup>2)</sup> これより図 5.7 の  $T_c$  も燃焼室長さをより長くして実験を行えば、文献<sup>1)</sup>の値により近づくことが考えられる。噴射器から温度測定点までの距離を  $L'$  とすると、図 5.7 に示す結果は B 型噴射器の場合で  $L' \div 51$  cm、ガスステイタイムで  $t_s \div 8$  ms、E 型噴射器の場合で  $L' \div 33$  cm、 $t_s \div 4$  ms である。多くの液酸・ケロシンガス発生器のガスステイタイムは 5～10ms である。<sup>2)</sup> よって図 5.7 の実験データは実機に使用される場合に近い温度を示していると考えられる。また図 5.7 には  $T_c$  の理論値と、E 型噴射器の実験データから求めた  $\eta_{Tc}$  も示した。 $\eta_{Tc}$  は混合比

0.5 で約 90%，混合比 0.25 で約 70% である。

ここで  $T_c$  と  $\eta_{Tc}$  について考察する。タービン出力が  $T_c$  に比例することは前述した。しかし  $T_c$  はタービンの材質、構造等によって制限され、またガス発生器でより高い  $T_c$  が必要なときには混合比を高くすれば良く、ガス発生器としては混合比と  $T_c$  の関係の再現性の方がより重要である。また  $\eta_{Tc}$  が高いということはガス発生器単体としての性能が高いといえる。しかしそのためにガス発生器の形状・寸法が大きくなったり重量が増加するのであれば、ロケット全体の性能が向上するとはいえない。したがって  $\eta_{Tc}$  はガス発生器の重量などに関連づけて考える必要がある。

#### 理論計算の結果による検討

ガス発生器の作動混合比範囲におけるガス組成、特性排気速度  $C^*$ 、燃焼ガス温度  $T_c$  などが、推力室の作動混合比範囲におけるそれらとどのような関係にあるかを理論計算の結果によって検討してみる。

図 5.8 に理論計算による混合比 0.2 から 3.0 までの燃焼ガスのガス組成および分子量を示す。また図 5.9 に  $T_c$ 、 $C^*$ 、比熱比  $\kappa$  を示す。

図 5.8 のガス組成を混合比の大きい方から見ていく。混合比 3.0 から 1.15 付近まで CO および  $H_2$  は一様に増加する。また  $CO_2$ 、OH、 $O_2$ 、O は混合比とともに一様に減少する。 $H_2O$  と H は途中でやや増加するが、その後は減少する。混合比 1.15 においては CO および  $H_2$  で

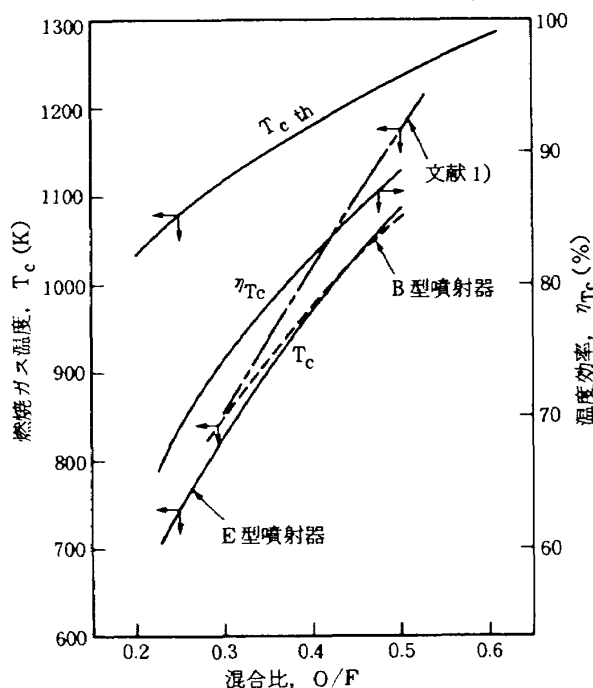


図 5.7 混合比と  $T_c$

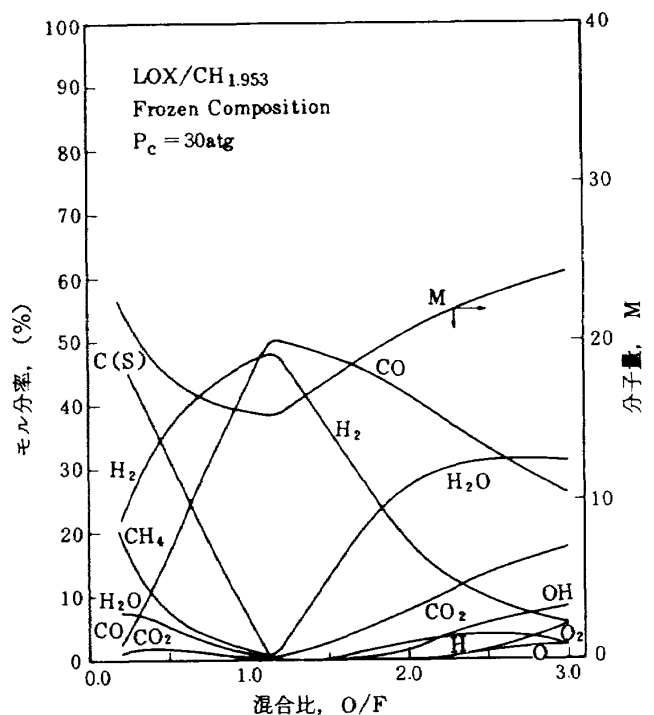
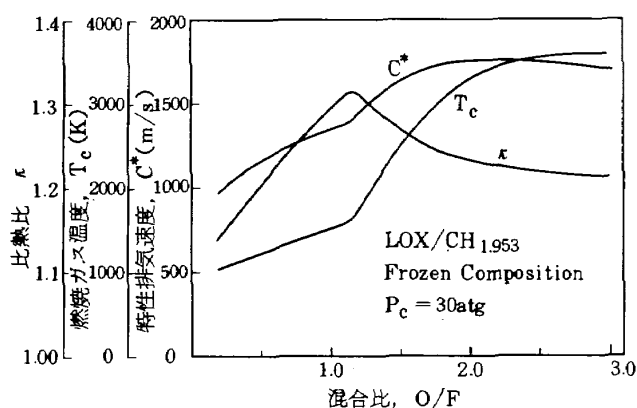


図 5.8 燃焼ガスのガス組成と分子量

図 5.9 混合比と  $C^*$ ,  $T_c$ ,  $\kappa$ 

ガス組成の 98 % 以上をしめ、残りは  $H_2O$ ,  $CH_4$ ,  $CO_2$ , 固体炭素  $C(S)$  などである。

混合比 1.15 付近を境としてガス組成の傾向は変化し、混合比の減少にともなって  $CO$  および  $H_2$  は一様に減少し、 $H_2O$  および  $CO_2$  は増加する。また  $CH_4$  は混合比で 1.20 付近、 $C(S)$  は混合比で 1.15 付近から図に現われ、混合比が小さくなるに従い急激に増加する。

ガス組成のこのような変化により、ガスの分子量も混合比 1.15 付近に極小値を持つ。すなわち混合比 3.0 から 1.15 付近までは混合比とともに一様に減少する。混合比 1.15 付近で分子量がおよそ 15.4 まで減少し、さらに混合比が小さくなると今度は逆に分子量は大きくなっていく。

ガス組成の変化はまた  $T_c$ ,  $C^*$ ,  $\kappa$  にも大きな影響を与える。図 5.9 に示されるように  $T_c$ ,  $C^*$  は減少の割合が変化し、 $\kappa$  は混合比 1.15 付近で極大値を持つ。

以上の結果は推力室における混合比範囲 ( $\div 2.0 \sim 2.5$ ) を多少下に広げて実験を行っても、その実験データからガス発生器の特性について議論するのは無理であることを示している。

図 5.2 や図 5.7 に示される  $\eta_{C^*}$  と  $\eta_{T_c}$  が、ガス発生器の混合比範囲の中でも混合比がより低いときに大きく低下している。これは温度レベルの低下と  $C(S)$  と  $CH_4$  の増加によって、理論計算で示されるガス組成にまで燃焼ガスが分解するのにかなり長い時間を必要とすることが原因と考えられる。

### 5.3 温度分布の一樣化

まず噴射器や燃焼室に焼損を生じず、また低周波振動燃焼などの不安定燃焼を生じないガス発生器でなければならないが、次に重要な問題は燃焼ガスの温度分布の一樣化、あるいは局所高温流 (hot streak) の除去である。全体の混合比が適当な値であっても局所高温流が生じる

と、タービンなどに焼損を与える原因となる。温度分布の一樣化を表わす尺度として、全体の平均温度と測定された最も高い温度の温度差を使用するのが一般的である。

ガス発生器で燃焼ガスの温度分布を一樣化する一般的な方法は、噴射器そのものによる方法と各種の邪魔板や曲管の使用に大別される。

ガス発生器では多数の小さな噴射要素を噴射器面に均一に分散させ、最初から全体の混合比に近い状態で燃焼させて温度分布の一樣化を図る均一混合比噴射器が使用される例が多い。これに対し燃焼室の中心部に高温の燃焼領域を作り、発生した高温ガスに過剰の燃料を混合し、蒸発・分解することにより所定の温度の燃焼ガスを発生するものをホットコア噴射器と呼ぶ。両者を比較した場合、温度分布の一樣化の点からは均一混合比噴射器が優れている。しかし今回用いたガス発生器のような少流量の場合には、ある程度の噴射差圧を得るために、噴射要素の数を少なくしなければならない場合もある。

邪魔板等の使用とは、3.2 節で述べたような各種の邪魔板や曲管などを使用し、これにより下流の乱れを増して燃焼ガスの混合を促進し、温度分布の一樣化を図るものである。これらの方法は単独で 사용되는場合もあるが、均一混合比噴射器にタービュレンスリングを組み合せ、その後で燃焼室を曲げたガス発生器<sup>3)</sup> のように、より確実な温度分布の一樣化のために組み合わせて使用する例もある。

今回実験に使用した噴射器は、ホットコア型の噴射器である。これは主としてガス流量が少流量であることによる。また本節では直径 50mm 噴射器による結果を示す。これは直径 70mm 噴射器の実験で使用した温度分布測定部では中心の温度が測定出来ていないこと、および直径 70mm から直径 50mm への縮流部の温度分布一樣化の影響を除外するためである。ここでは温度分布一樣化の比較基準として直管型燃焼室の温度分布をとり、これに対して曲管、邪魔板を使用した場合の温度分布を比較した。

図 5.10 に直管型燃焼室の混合比と燃焼室内ガス温度の関係を示す。噴射器は E 型である。噴射器から温度測定点までの距離  $L'$  が同一の場合、混合比が小さいと燃焼室内の温度差も小さく、混合比が大きくなるのに従い温度差も大きくなる傾向を持つ。また同じ混合比の温度差を比較すると、 $L'$  が大きいほど温度差は小さい。このように直管型燃焼室によっても  $L'$  が大きくなるとガス温度の不均一さは小さくなる。しかし直管型燃焼室で温度分布を一樣化するためには非常に大きな  $L'$  が必要になるので、ガスの混合を促進するための他の方法を使用しなければならない。

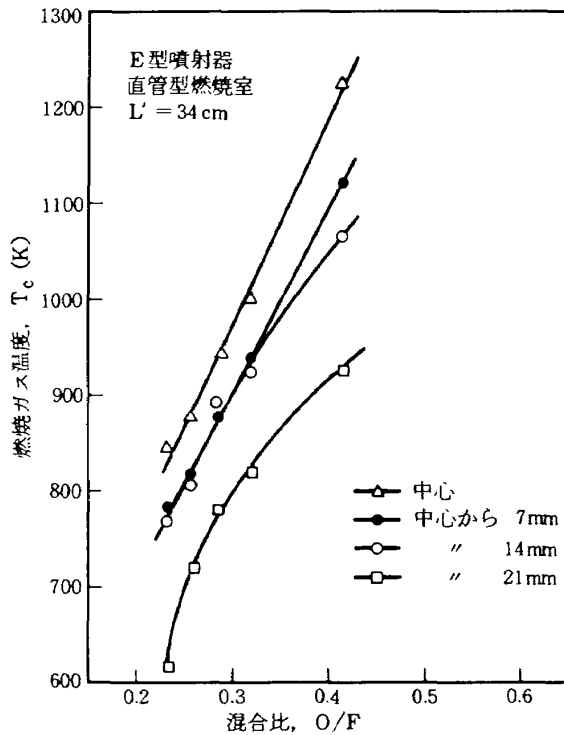


図 5.10(a) 混合比と燃焼室内ガス温度

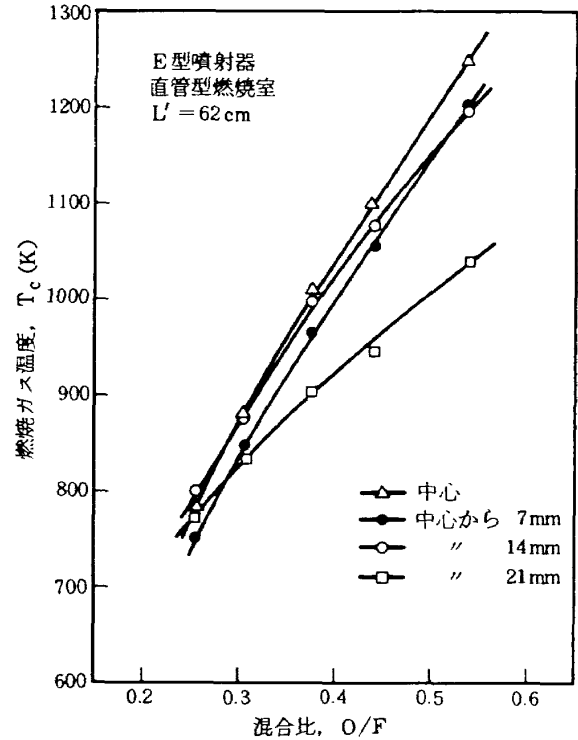


図 5.10(c) 混合比と燃焼室内ガス温度

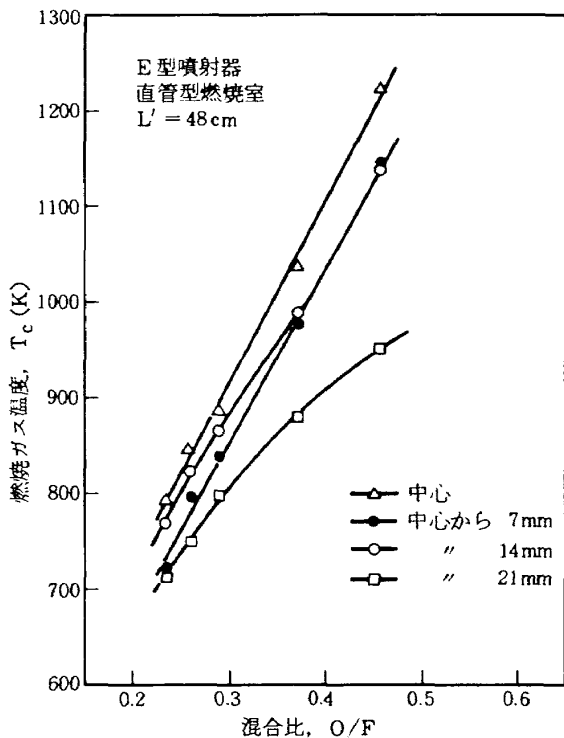


図 5.10(b) 混合比と燃焼室内ガス温度

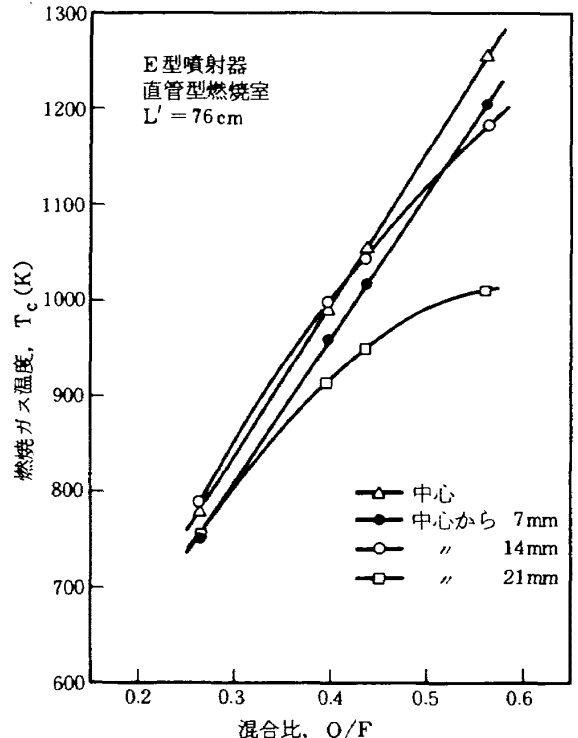


図 5.10(d) 混合比と燃焼室内ガス温度

図 5.11 に直管型燃焼室にスブラッシュリングを付けたときの混合比と燃焼室内ガス温度の関係を示す。図 5.10 との比較から、スブラッシュリングを付けた効果はあまり現われていないことがわかる。

図 5.12 に直管型燃焼室にタービュレンスリングを付けたときの混合比と燃焼室内ガス温度の関係を示す。(a)、

(b)とも  $L' = 48 \text{ cm}$  であるが、(a)はタービュレンスリングから温度測定点まで 14 cm であり、(b)は 28 cm である。図 5.12 (a)と直管型燃焼室のみで同一の  $L'$  である図 5.10 (b)を比較すると、混合比が大きいたときには明らかに図 5.12 (a)の方が温度差は小さい。しかしタービュレンスリングから温度測定点までの距離が短いため、まだ混合は

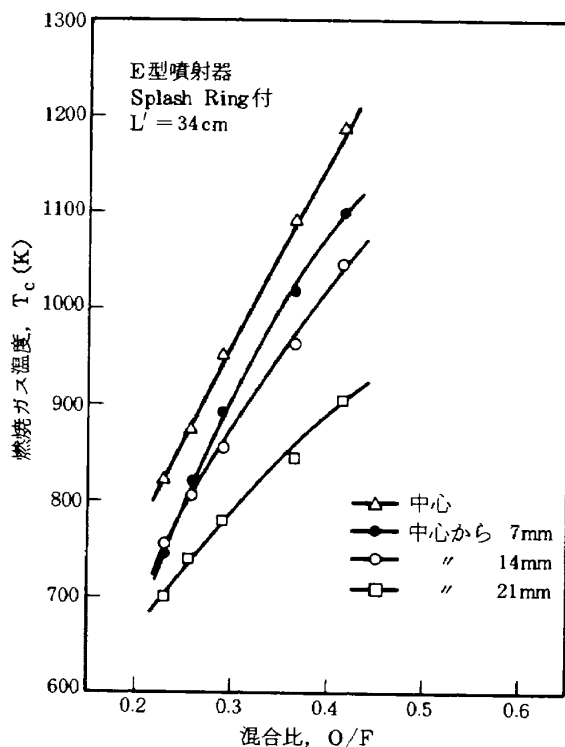


図 5.11 (a) 混合比と燃焼室内ガス温度

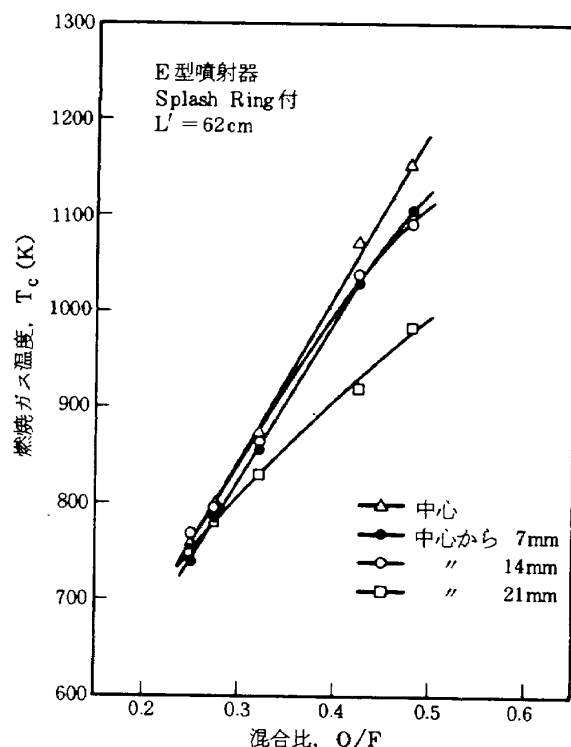


図 5.11 (c) 混合比と燃焼室内ガス温度

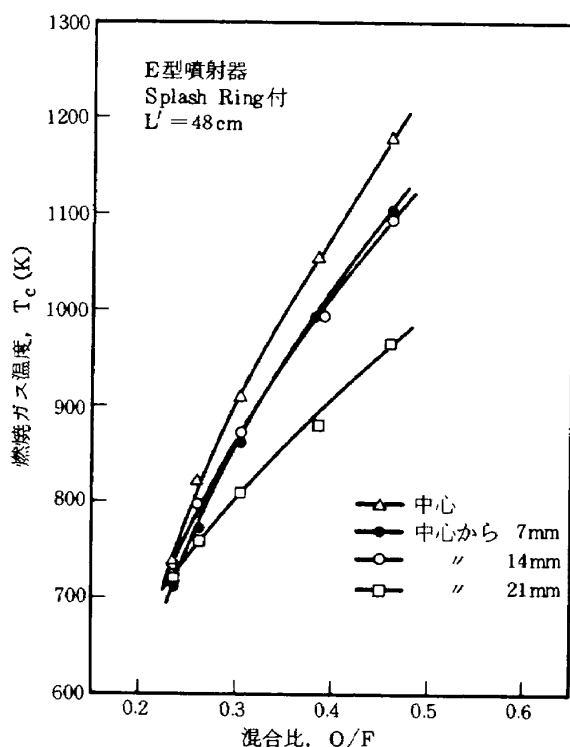


図 5.11 (b) 混合比と燃焼室内ガス温度

不十分である。図 5.12 (b) はタービュレンスリングから温度測定点までの距離が長いので、混合がかなり良く進むことを示している。タービュレンスリングを使用するときには、タービュレンスリングが焼損しない程度に出来るだけ噴射器に近づけ、その後の混合に必要な距離を充分に取ることが有効である。

図 5.13 に曲管を付けた場合の混合比と燃焼室内ガス温度の関係を示す。(a) は  $45^\circ$  曲管、(b) は  $90^\circ$  曲管である。曲管の温度分布は曲管出口直後で測定したものである。曲管直後の流れはかなり片寄った流れ方をしていると思われるので、この結果だけで温度分布が一様化されたとは結論出来ないが、曲管が温度分布の一様化にかなり効果のあることがわかる。

図 5.14 は以上の結果を混合比 0.40 のところで比較したものである。直管型燃焼室と比較してスプラッシュリングの効果はわずかである。タービュレンスリングの(a) が全体的に高温を示しているのは、タービュレンスリングの後の混合がまだ充分に行われていないためと思われる。

タービュレンスリングと曲管が実機に使用される場合、その形状・寸法は多種多様である。しかし両者を比較した場合、一般的にいて温度分布一様化の効果は曲管の方が大きく、また圧力損失に関しても曲管の方が小さい。圧力損失はこれらの方法のどれを採用し、あるいはどのように組み合わせるかの判定基準の一つとして意味を持つ。

#### 5.4 低周波振動燃焼

今回実験に使用したガス発生器では高周波振動燃焼は発生しなかった。これは燃焼室が小型であったためと思われる。使用した 7 種類の噴射器のうち、A, E, F,

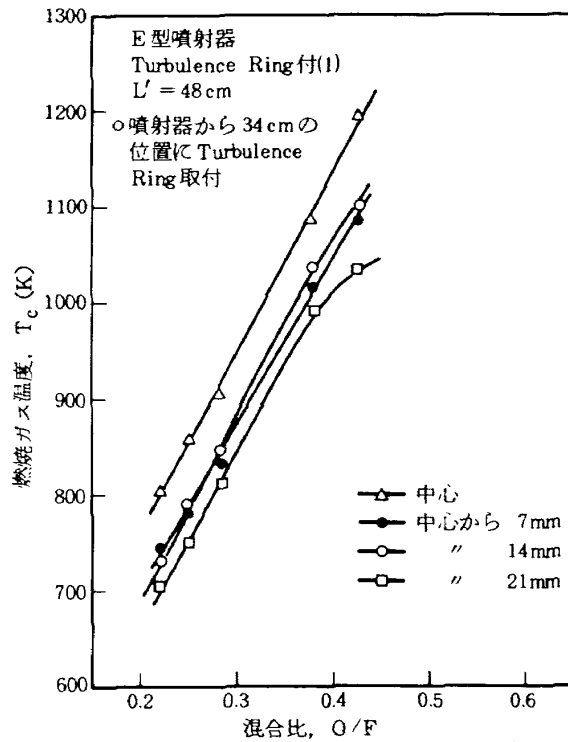


図 5.12(a) 混合比と燃焼室内ガス温度

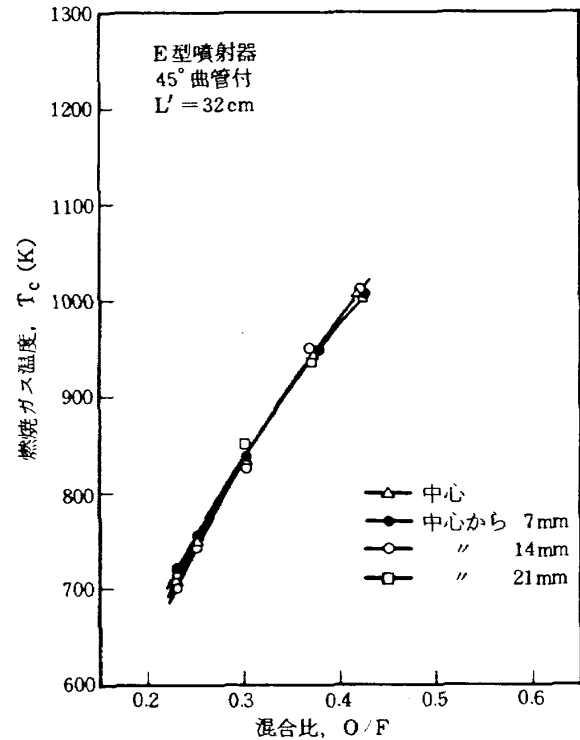


図 5.13(a) 混合比と燃焼室内ガス温度

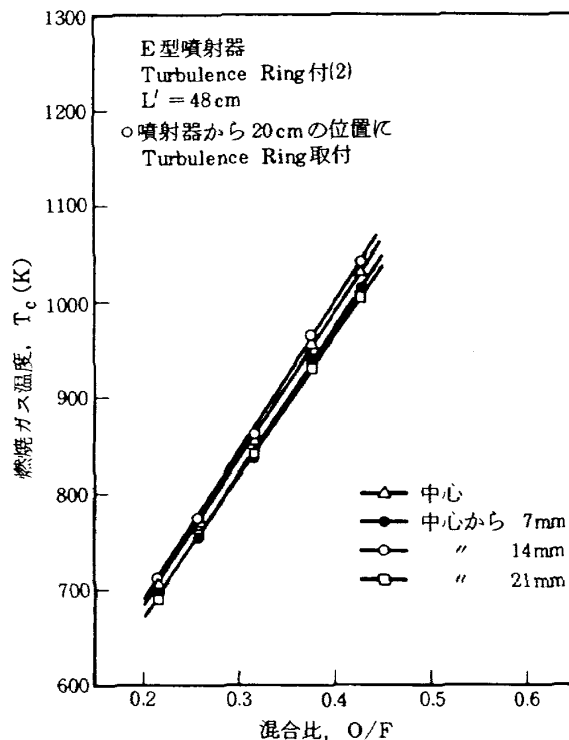


図 5.12(b) 混合比と燃焼室内ガス温度

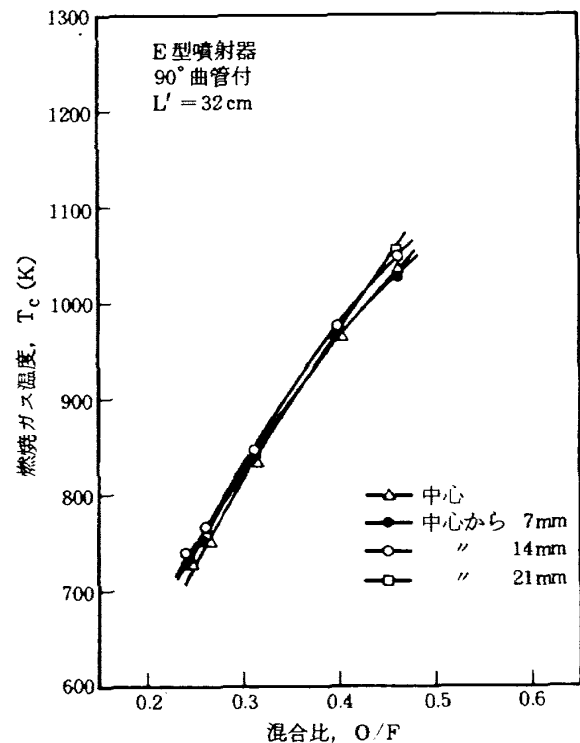


図 5.13(b) 混合比と燃焼室内ガス温度

Gの各噴射器で低周波振動燃焼が発生した。発生周波数は70Hzから500Hzであった。

A型噴射器による燃焼実験はスロート径24.0mmのノズルを使用して28回、スロート径18.7mmのノズルで2回である。混合比は0.30～0.49の範囲で変え、燃焼室長さも $L = 19 \sim 60\text{ cm}$ と変えた。燃焼秒時は最大で7

秒である。本噴射器を用いた全ての実験において低周波振動燃焼が発生した。振動周波数は混合比によって変化した。燃焼室長さによっては影響されなかった。低周波振動燃焼の原因は酸化剤と燃料の混合が悪く、燃焼遅れ時間が大きすぎるためと考えられる。振巾は燃料噴射圧が最も大きく、燃焼圧力と酸化剤噴射圧は同程度であ

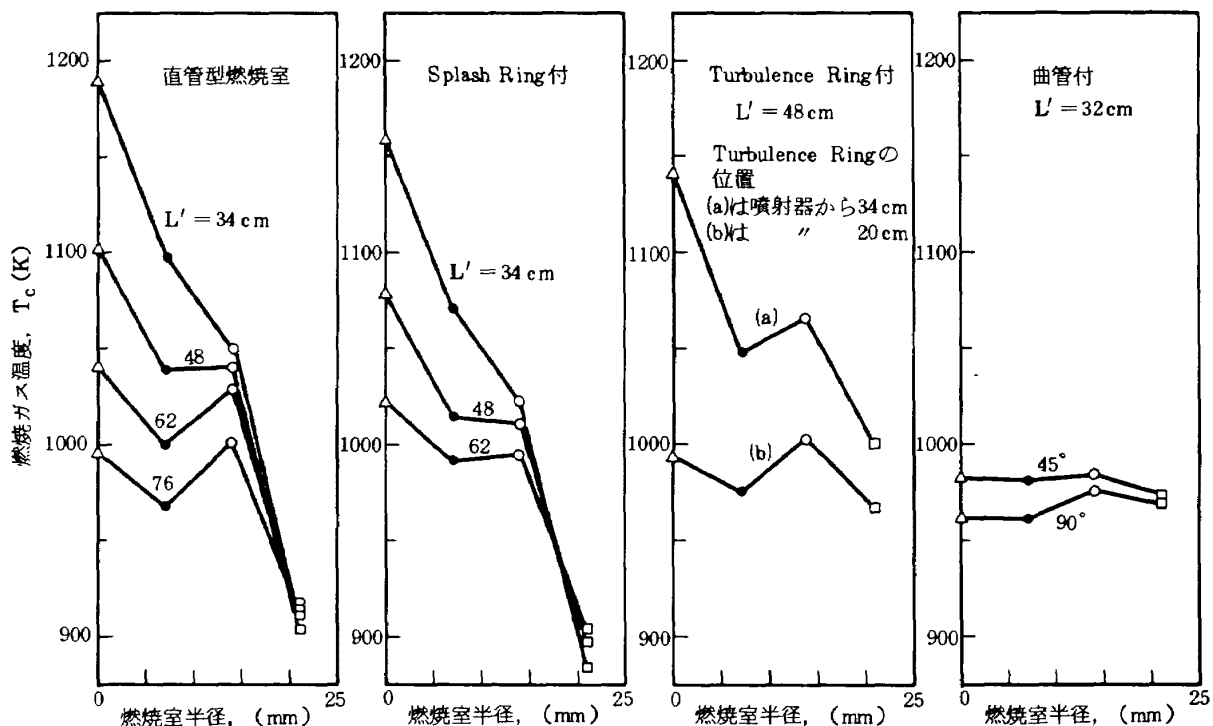


図 5.14 温度一様化の効果の比較 (E型噴射器, O/F=0.4)

った。このことより燃料供給系と燃焼圧力のカップリングが低周波振動燃焼の大きな要因と考えられる。

E, F, G型の噴射器は実験条件により低周波振動燃焼が発生する場合と、安定に燃焼する場合があった。図 5.15 に低周波振動燃焼が発生しているときのアナログデータの一例を、安定燃焼の場合と比較して示した。E, F, G型噴射器とも振動は燃焼圧力のほかに、主として燃料噴射圧に現われた。振動が燃料噴射圧に大きく現われた場合に、噴射器の燃料入口に絞りを付けて燃料タンク圧を高くすると振動燃焼の周波数等に変化を生じたが、酸化剤入口に絞りを付けて酸化剤タンク圧を高くしても特に変化らしきものは認められなかった。この場合はA型噴射器の場合と同様、燃料供給系と燃焼圧力のカップリングが低周波振動燃焼の要因と考えられる。

F型噴射器は混合が良く燃焼遅れ時間が短いと考えられる3点衝突形式を採用したが、実験の結果は低周波振動燃焼に関してG型と大差は無かった。

G型噴射器はE型と同じ噴射要素形式を採用し、主として噴射差圧を大きくすることにより低周波振動燃焼を抑制しようとしたものであり、設計流量・設計燃焼圧力では振動燃焼が発生しなかった。しかしガス流量を減少して燃焼圧力を下げるとやはり振動燃焼が発生した。

E型噴射器は3.1節で述べたように、スロート径の大きなノズルによる設計流量付近の実験では燃焼は安定していたが、ガス流量を減少して燃焼圧力を下げた場合と、

スロート径を小さくして燃焼圧力を上げた場合に、80～200Hz程度の低周波振動燃焼が発生した。E型では低い燃焼圧力で振動燃焼が発生したので、種々の条件で振動燃焼に関する実験を行った。この結果を図 5.16 に ( $\Delta P_f/P_c$ ) を縦軸、( $\Delta P_0/P_c$ ) を横軸にとって示した。図 5.16 から、E型噴射器では ( $\Delta P_0/P_c$ ) が 0.1 より大きい場合、( $\Delta P_f/P_c$ ) が 0.31 より上で安定、下で不安定であることがわかる。しかし ( $\Delta P_0/P_c$ ) が 0.1 より小さいときに ( $\Delta P_f/P_c$ ) が 0.31 より下で安定な場合もあることに注意しなければならない。

低周波振動燃焼は種々の要因が組み合わさって発生するものであり、噴射器のみにその原因が有るわけではない。しかしE, F, G型噴射器によって得られた実験結果から、燃焼圧力に対する噴射差圧の比 ( $\Delta P_0/P_c$ ) と ( $\Delta P_f/P_c$ ) がかなり重要な要因であることがわかる。

ある燃焼圧力で安定に燃焼するガス発生器が、混合比などは変えずに流量を減少させて燃焼圧力を下げると低周波振動燃焼が発生するのは、燃焼圧力はガス流量に比例するのに対して噴射差圧は流量の2乗に比例するため、( $\Delta P/P_c$ ) が流量に比例して低下するためと考えられる。またノズルスロート面積を小さくして燃焼圧力を上げると低周波振動燃焼が発生し易くなるのは、噴射差圧が変わらずに燃焼圧力だけ大きくなるためと考えられる。また推力室の実験で混合比範囲を広く取ったときに、低い混合比で低周波振動燃焼が発生することがあるが、これも

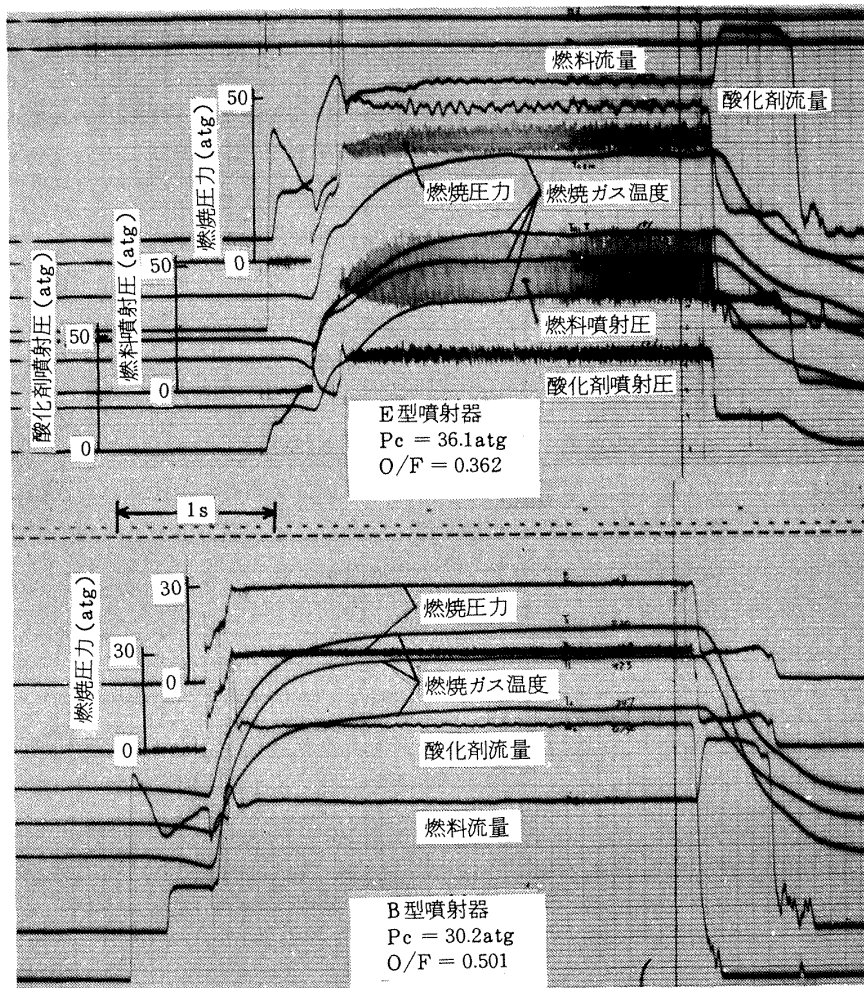


図 5.15 アナログデータ  
(上：振動燃焼，下：安定燃焼)

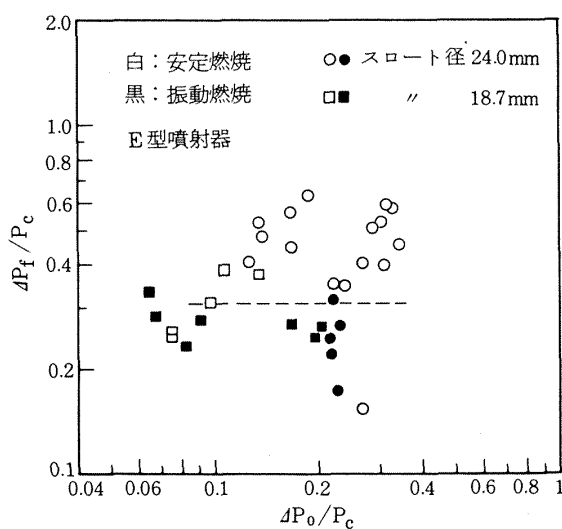


図 5.16 振動燃焼と  $\Delta P/P_c$

混合比を下げたことにより酸化剤流量が減少し、( $\Delta P_o/P_c$ )が小さくなるためと考えられる。混合比が低くなったために燃焼ガス温度が低下し推進剤の燃焼遅れ時間が大きくなることは振動燃焼の原因として考えられるが、

E型噴射器では中心部の混合比 0.3 程度，全体の混合比で 0.2 程度までの安定した燃焼が可能であった。したがってその影響はそれほど大きくはないと思われる。

### 5.5 ガス発生器の噴射要素形式に関する考察

ガス発生器の噴射器に使用される噴射要素形式は、推力室の噴射器で使われて良い結果が得られたものとはほとんど同じである。しかしこれは推力室と同じ設計仕様の噴射要素形式が全てそのままガス発生器で使用可能であるということではない。ガス発生器の場合には、混合比や燃焼ガス温度が低く、また燃焼室はほとんどが無冷却であることに充分注意しなければならない。

A型噴射器は酸化剤と燃料の両方に同種衝突形式を採用した。この噴射形式は推力室の噴射器に良く使われており、推進剤の霧化に関しては優れている。しかしA型噴射器では推進剤を半径方向に衝突させたためそのファンが円周方向に広がり、しかも酸化剤と燃料の衝突点の半径がかなり異なるために混合が良く行われず、低周波

振動燃焼が発生する原因となった。酸化剤の衝突点の半径は 14mm、燃料のそれは 29mm である。燃料の噴孔は同種衝突のほかは燃焼室中心部集中と壁面冷却用軸平行も備えていたが、燃焼遅れ時間を短くするには役立っていない。同種衝突の噴射形式で衝突点の配置や衝突の方向を混合が良く行われるようにするならば、ガス発生器の噴射器として優れたものを作り得るものと思われる。ただしこの場合には噴射器の構造がかなり複雑になることは避けられない。

B, E, G 型噴射器は燃料に同種衝突、酸化剤に軸平行の噴射形式を採用した。酸化剤の霧化に関しては A 型噴射器より良くないと思われる。しかし同種衝突した燃料のファンが軸平行に噴射された酸化剤と直接接触するために混合は良く行われ、このため今回実験に使用した噴射器の中では最も良い結果を得た。噴射形式が同一であっても低周波振動燃焼の傾向には差があった。このことより燃料に同種衝突、酸化剤に軸平行の噴射形式を採用しても酸化剤が燃料と衝突あるいは接触しないならば、低周波振動燃焼が発生する傾向が強くなることが予想される。

C 型噴射器は異種衝突の噴射形式を採用した。異種衝突は霧化・混合とも比較的優れており、この点に関してはガス発生器の噴射形式としては良いと考えた。C 型噴射器では燃焼領域の制御がうまくいかず噴射器面を焼損した。この噴射形式でも何回か試行錯誤を重ね、構造が複雑になるのを厭わなければガス発生器の噴射器に採用は可能と考えられる。

D, F 型噴射器は F-O-F の三点衝突形式を採用した。三点衝突形式は霧化・混合が比較的優れているため、実機に良く使用されている噴射形式である。この噴射形式は混合比が低い場合に特に注意を必要とする。すなわち酸化剤流量 ( $m_0$ ) が少ないとき、酸化剤噴射速度 ( $v_0$ ) を大きくする必要がある。噴射される酸化剤の運動量 ( $m_0 v_0$ ) が小さいと衝突する燃料によって酸化剤がはね返され、噴射器面近傍の混合比が大きくなり燃焼ガス温度が高くなって噴射器面を焼損させる可能性がある。

いま推力室で良い結果を得た三点衝突形式をガス発生器の噴射器に採用することを考える。推力室の混合比を 2.4、ガス発生器のそれを 0.4 とすると、ガス発生器の壁面冷却に燃料の 1/3 を使ったとしてガス発生器の三点衝突のところの混合比は推力室の 1/4 である。ここで噴射される酸化剤と燃料の運動量の比を推力室と同じにするには、酸化剤の噴射速度の比 ( $v_0/v_f$ ) を 4 倍にしなければならず、酸化剤の噴射差圧の比 ( $\Delta P_0/\Delta P_f$ ) は 16 倍になる。噴射差圧の比を大きくするために燃料の噴射

差圧を小さくするのは、霧化などに悪い影響を与える。推力室における運動量の比は噴射器面に焼損を生じない限界にとられているわけではないので、ガス発生器において同一の運動量の比にしなければならないことはない。しかし酸化剤の噴射差圧をかなり大きくしなければならないことは避けられない。

今回実験を行った噴射器で使用した噴射要素形式は数種類であり、これだけでガス発生器における噴射要素形式についての一般的な結論を導くことは出来ないが、次の点は強調しておきたい。

推力室において良い結果を得た噴射要素形式は、同じ酸化剤と燃料の組み合わせであるならば、ガス発生器においても良い結果を得る可能性が大きい。しかしその場合には混合比など、推力室とガス発生器の差異について充分な検討が必要である。

## 6. む す び

液酸・ケロシンガス発生器の一般的な設計資料を得るために 4 種の噴射器、また高速タービンを駆動することを目的として 3 種の噴射器を製作した。これと長さを変えた直管型燃焼室、あるいは温度分布の一樣化を図るためのタービュレンスリング、スプラッシュリング、曲管等を組み合わせて各種の実験を行った。これらの結果は以下に示すようであった。

ガス発生器の性能を表わす値として、まず推力室の燃焼性能を比較する値として良く使われる  $C^*$  および  $C^*$  効率について検討した。ガス発生器出口において温度分布がかなり不均一であっても  $C^*$  はほぼ一定の値を示すことが、実験と簡単な計算によって明らかになった。タービンを駆動するという目的から言って  $C^*$  効率は推力室ほど重要な意味を持たないと思われる。

温度効率  $\eta_{tc}$  を高めるためにはかなり大きな燃焼室容積が必要になる。温度効率の向上はガス発生器の大きさ、重量などと関連づけて考える必要がある。

温度分布一樣化に関する実験では比較する基準として直管型燃焼室をとり、邪魔板、曲管部の効果を比較した。これらの中では曲管部が最も効果があり、また圧力損失も小さい。ロケットエンジンに組み込まれるガス発生器としては、要求される寸法、形状、重量あるいは圧力損失などを考慮し、曲管部を有効に利用するのが最適と考える。

今回製作した 7 種の噴射器のうち、4 種で低周波振動燃焼が発生した。低周波振動燃焼は種々の要因が組み合わさって発生するものであり、噴射器のみにその原因が有るわけではない。しかし実験結果から、ガス発生器に

においても燃焼圧力に対する噴射差圧の比がかなり重要な要因であることが明らかとなった。

本実験に用いた噴射器の噴射要素形式はたかだか数種類であり、噴射要素形式あるいはそれを含めた噴射器の設計に一般的な結論を導くまでには至らなかった。

そのほかに液酸・ケロシンガス発生器では、燃焼ガス中の固体炭素の析出の量が問題となる場合があり、これと混合比あるいは $C^*$  効率などとの関係を今後検討する必要があると考えられる。

なお本報告にある理論計算については当所角田支所推進薬研究室の協力を得た。

終りに本研究を行うにあたり御指導および援助をしていただいた当所角田支所の鈴木昭夫室長ならびに上條謙二郎室長に心から感謝します。

#### 参 考 文 献

- 1) H. H. Koelle; Handbook of Astronautical Engineering, (1961).
- 2) NASA; Liquid Propellant Gas Generators, NASA SP-8081, (1972).
- 3) D. K. Huyel and D. H. Huang; Design of Liquid Propellant Rocket Engines, NASA SP-125 (1971).

TR-642 正誤表

頁	誤
14 頁右, 下から 3 行目 (6)式	$\Delta H = C_p \cdot T_c \sqrt{1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{(\kappa-1)/\kappa}} \quad (\text{kcal/kg}) \quad (6)$
	正
	$\Delta H = C_p \cdot T_c \left\{ 1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{(\kappa-1)/\kappa} \right\} \quad (\text{kcal/kg}) \quad (6)$

---

## 航空宇宙技術研究所報告 642 号

昭和 55 年 12 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 三興印刷  
東京都新宿区信濃町 12 三河ビル

---