

ISSN 0452-2982  
UDC 621.454.2:  
546.11-14:  
546.21-14:

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-435

液酸・液水エンジン用点火器の高空作動試験

阿部 登 ・ 宮島 博 ・ 佐藤 政裕  
鎌田 真 ・ 勝田 秀明

1981年5月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 液酸・液水エンジン用点火器の高空作動試験\*

阿部 登\*\* 宮島 博\*\* 佐藤 政裕\*\*

鎌田 真\*\* 勝田 秀明\*\*\*

## 概要

宇宙開発事業団が開発中の液酸・液水エンジンの主点火器およびガス発生器用点火器について、194回、累積1440秒の低圧下(約10 torr)における燃焼試験をおこなった。推進薬入口温度は130 °Kから常温まで、燃焼室圧は主として1~4 Kg/cm<sup>2</sup>·abs.、混合比は主として0.5~1.5の範囲とした。主点火器の作動は、燃焼室圧が1Kg/cm<sup>2</sup>·abs.付近で、着火遅れがあったり、燃焼効率が低下する場合があります。推進薬温度が低い場合には、不着火となる確率がきわめて高い。酸素リード時間±0.1秒の着火特性におよぼす影響は認められない。試験した4種類のエキサイタプラグのうち、電極材質が純ニッケルで、二次ギャップを有するコンデンサー放電型のものが、相対的に信頼性が高い。ガス発生器用点火器は、その燃焼室圧力1~7 Kg/cm<sup>2</sup>·aで良好に着火し、その特性排気速度効率は90~95%と推定される。主点火器の着火限界および、点火器出口部の温度分布も求めた。

## 1. まえがき

宇宙開発事業団が開発中のH-Iロケット第2段用液酸・液水エンジンにはガス発生器サイクルが用いられており、ガス発生器および主燃焼室にそれぞれトーチ点火器が用いられる。エンジン始動シーケンスの詳細を決定すること、ならびに着火失敗等の作動不良をなくし、エンジンの信頼性を確立するためには、点火器の作動特性および作動範囲の確認が必要である。点火器の開発過程では、本報で試験した基本形状の点火器を含めて広範囲の試験が既におこなわれている。しかしながら、実際のフライトにおいては着火は真空下でおこなわれるので、高空を模擬した試験を追加することが必要である。

本報では、液酸・液水エンジンの主点火器およびガス発生器(GGと略称)用点火器の低圧下(約10 torr)における作動確認をおこなうことを主目的としておこなった実験の結果について述べる。主点火器については作動試験の範囲において不着火が観察

されたので、着火前燃焼室圧と混合比の平面で着火限界線を求めた。また、2種類の改良型エキサイタプラグの着火特性と耐久性について試験した。さらに、点火器は主燃焼室の点火が安全、確実におこなわれて初めてその機能が確かめられるものであることを考慮して、主燃焼室における着火過程を調べるための基礎データとして、主点火器出口面付近のガス温度の分布を測定する試みもおこなった。

## 記号表

A*	スロート面積
CA	流量係数×オリフィス面積
C <sub>D</sub>	流出係数(点火器スロート)
D	GG用点火器の直管部直径
d <sub>q</sub>	クエンチングディスタンス
E <sub>min</sub>	最小着火エネルギー
$\bar{f}$	平均摩擦係数
GH <sub>2</sub>	ガス水素
GN <sub>2</sub>	ガス窒素
GO <sub>2</sub>	ガス酸素
gc	重量と質量の換算係数
L	GG用点火器の直管部の長さ

\* 昭和56年2月25日受付

\*\* 角田支所

\*\*\* 宇宙開発事業団

LOX	液体酸素
M	マッハ数
MR	混合比(O/F)
$\dot{m}_C$	チョークオリフィスによる質量流量の測定値
$\dot{m}_T$	タービン流量計による質量流量の測定値
$P_C$	燃焼室圧力
$P_O$	着火前の燃焼室圧力
$P_{OI}$	GO <sub>2</sub> オリフィス入口(インターフェス)圧力
$P_{HI}$	GH <sub>2</sub> オリフィス入口(インターフェス)圧力
$P_V$	低圧室圧力
R	ガス定数
r	ノズル中心線からの距離
$T_{CG}$	燃焼ガス温度
$t_d$	着火遅れ時間
$T_{GO}$	ノズル出口部ガス温度
$T_{HI}$	GH <sub>2</sub> オリフィス入口(インターフェス)温度
$T_{OI}$	GO <sub>2</sub> オリフィス入口(インターフェス)温度
TT	点火器管壁温度
$T_{JB}$	ジェット境界の静温度
X	ノズル出口より測定点までの距離
$\gamma$	比熱比
$C^*$	特性排気速度
$\eta_C^*$	同上効率

## 2. 試験設備および供試体

### 2.1 試験設備

試験設備は、航空宇宙技術研究所角田支所(以下「NAL角田」という)の排気系試験装置の一部に、推進薬冷却器、弁類、制御盤等を付加したものである。以下に、その概要を述べる。

現在、開発中の液酸・液水エンジンにおいては、点火器へ供給される推進薬はターボポンプ出口から分岐するので、低温状態にある。本試験設備では、推進薬の条件を模擬するために常温気体状態で供給される推進薬を液体窒素により冷却する装置を付加してある。供試体は、低圧室部分に取付けてあり、着火試験前の低圧室圧力は、2段式蒸気エゼクタによって、10 torr 前後に保たれる。図1は、試験装置系統図である。

推進薬は、気蓄器カードルより供給され調圧後、タービン流量計を経て、液体窒素によって冷却され

て、供試点火器に導かれる。推進薬の流量は、原則としてタービン流量計を基準としたが、点火器入口部のオリフィスによる測定も併用した(3.1.2節参照)。燃焼室圧力 $P_C$ および低圧室圧力 $P_V$ は、2個のセンサを用いて計測した。点火器燃焼ガス温度 $T_{CG}$ は、計測データとして取得する他に、着火確認のために制御盤に表示することが必要であった。そのため、32mm $\phi$ のシース管に2個のエレメントを持つ形式(ダブルエレメント)の熱電対を使用した。データの収録は、NALロケットエンジン高空性能試験設備の計測システム<sup>2)</sup>を用いた。

### 2.2 供試体

宇宙開発事業団では、昭和51年度から高圧電気スパーク着火方式の点火器の開発試験を始め、種々の型式の試作および試験をおこなってきたが、大気圧下で広い作動範囲を示したフィルムクーリング型高混合比エアギャップ式点火器を基本形状として選定した。図2に示すように、高混合比燃焼部およびエキサイタプラグは主点火器およびGG用点火器で同一構造となっている。点火器は点火器本体とエキサイタプラグの2つの部分からなっている。点火器本体は燃焼室部分と導管部分が溶接された構造である。導管部分の下流には、絞り部分があり主燃焼室に至っている。これに対してガス発生器用点火器は、内径4mmの導管が燃焼室と一体になっている。尚、主燃焼室点火器の導管が曲っているのは、エンジン艙装上の都合によるものである。図3は低圧室に取り付けた主点火器、図4はGG用点火器、図5は3種類のエキサイタプラグの写真である。表1に試験をしたエキサイタプラグの種類、特性等を示す。使用したエキサイタプラグは4種類であり、部品番号27BS12110-1は最も初期の設計である。電磁干渉(EMC)基準を満足するように、フィルタ等を追加したのが、27BS12110-1A型である。エキサイタプラグが焼損する例があったので、電極材質をインコネルから熱伝導度の大きいニッケルに変え、さらに着火特性の向上を目的として、スパーク特性を変えた、試作品27BS12111-1および27BS12112-1について試験を行なった。27BS12112-1は、スパーク周期を250Hzから500Hzにしたものであ

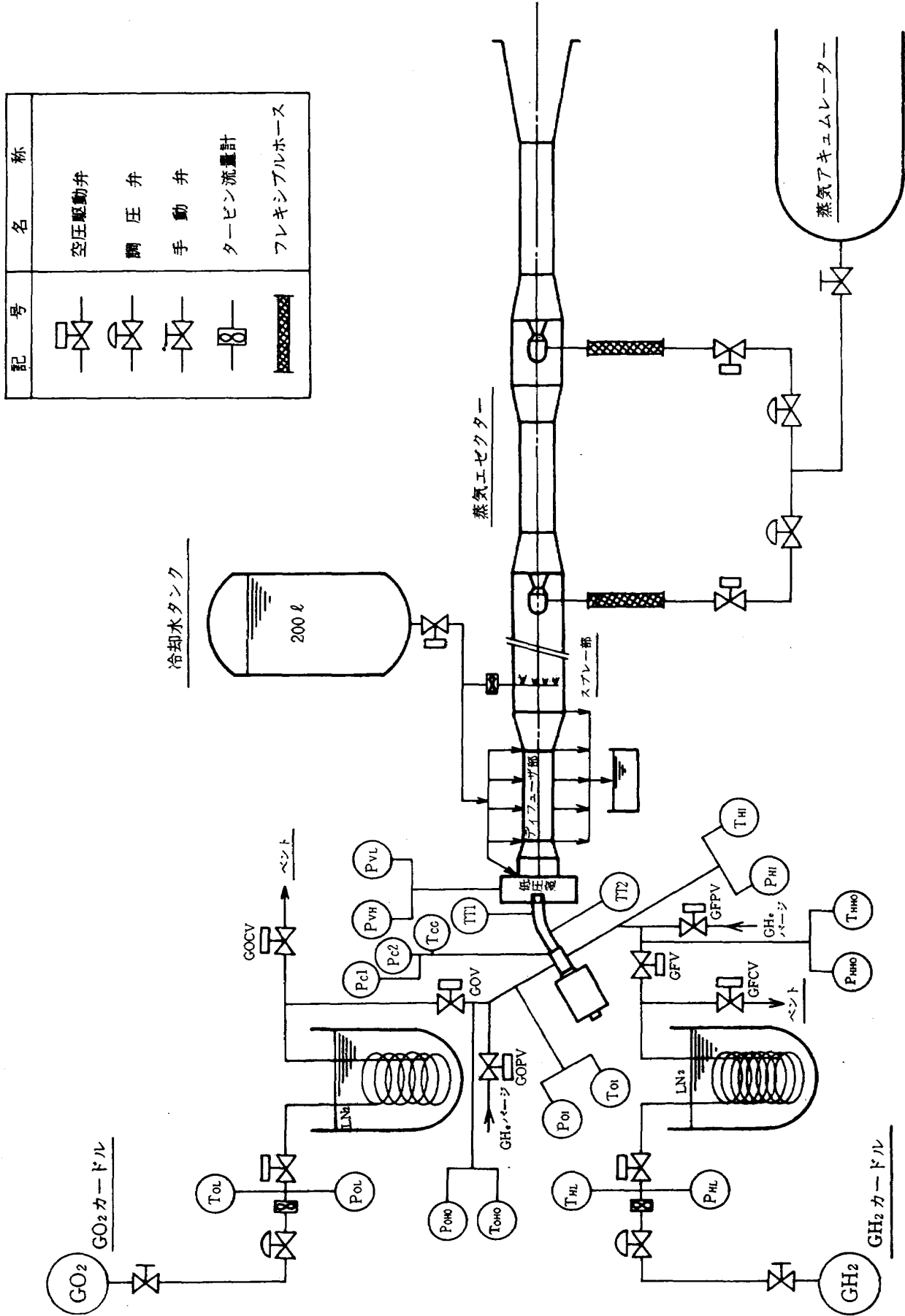


図1 試験装置系統図

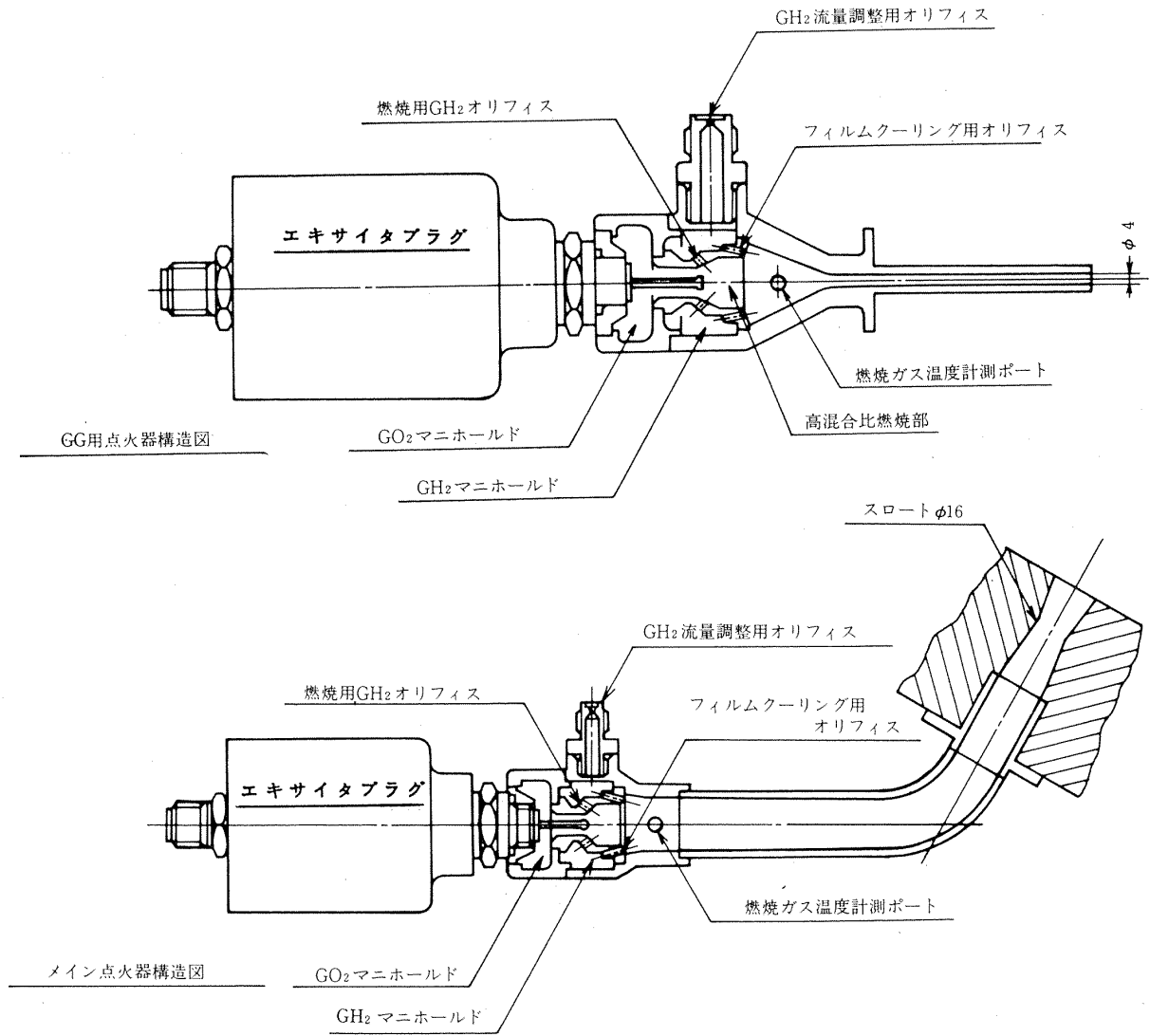


図2 点火器組立図

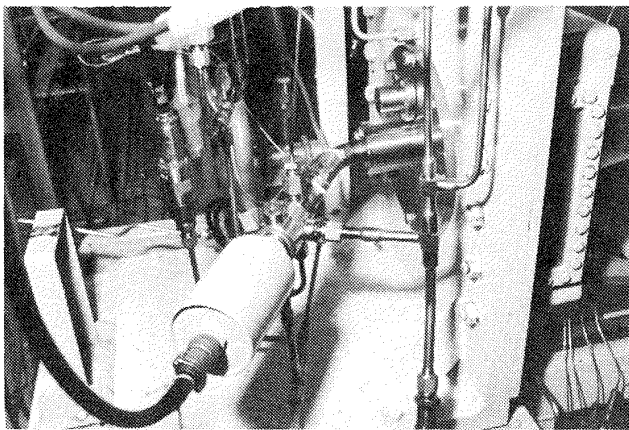


図3 低圧室に取りつけた主点火器

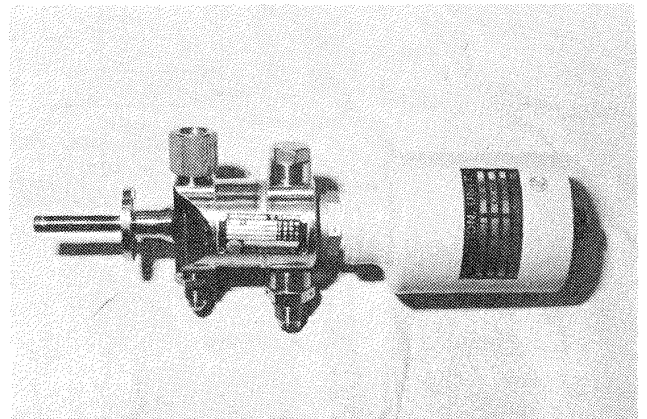


図4 GG用点火器

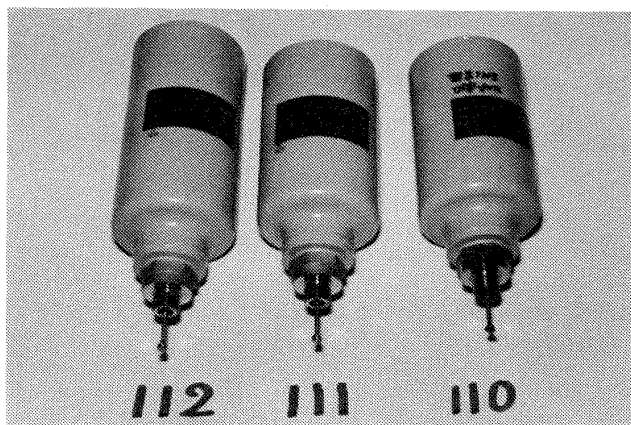


図5 エキサイタプラグ(3種類)  
(110は焼損)

表1 エキサイタプラグ特性

部品番号	スパークギャップ	スパークレート	スパークエネルギー	電極材質	備考
27BS12110-1A	1.5mm	250 ± 50 Hz	20以上 mj/回	Inco-600	フィルタ追加、EMC試験実施 出力電圧10~30KV(以下同じ)
27BS12111-1	1.5	500 ± 50	10以上	純ニッケル	
27BS12112-1	1.5	250 ± 50	10以上	純ニッケル	二次ギャップを有するコンデンサ方式を採用
27BS12110-1	1.5	250 ± 50	20以上	Inco-600	GG用点火器および温度分布測定に使用

り、27BS12112-1は、2次ギャップを有するコンデンサ方式を採用することにより、スパークの安定性を大きくした設計となっている。

尚、GG用点火器の試験では、EMC試験前の型式のエキサイタプラグを使用した。

### 2.3 試験方法

まず蒸気エゼクターにより低圧室圧が10 torr前後で安定した後に、シーケンスをスタートさせる。シーケンスの例を図6に示す。常温の作動試験の初期に蒸気の電極への凝縮と疑われる不着火が起ったため、点火前にパージをかけるシーケンスに変更した。

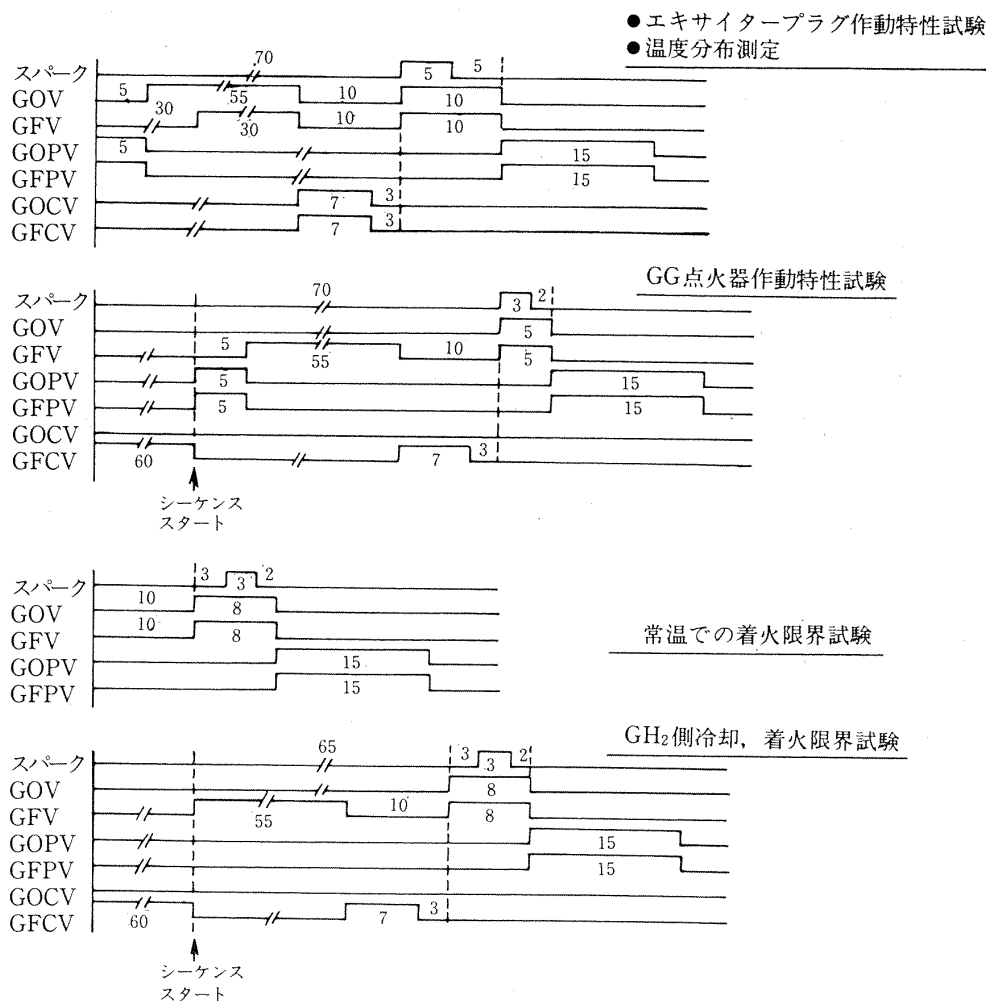


図6 シーケンス図

低温の作動試験の場合は、低圧室圧が安定した後にシーケンスをスタートし、推進薬供給ラインの冷却を始める。この冷却は、推進薬を直接点火器を通してディフューザに流す方法を取った。GH<sub>2</sub>の比熱はGO<sub>2</sub>の比熱と比べて大きいので、GH<sub>2</sub>配管系の予冷が短時間ですむため、GO<sub>2</sub>系予冷を約1分とし、これに対してGH<sub>2</sub>系を約30秒とした。低温試験で最初に不着火が発生し、この原因として冷えた電極への蒸気の凝縮が考えられたため、予冷終了後9秒間ヘリウムパージをかけるシーケンスにした。予冷終了後、パージ開始と同時に、推進薬流路をベントラインに切り替える手順を取った。これは冷却器下流部の温度を低温に保つと共に、熱交換器部の流れの定常性を保持し、GO<sub>2</sub>の液化等をさけるための手順である。

試験回数を重ねるうちに、点火直前のパージは低圧試験の目的に支障となる可能性があることに気付いたので、エキサイタプラグの作動試験からは、パージをかけないことにした。パージなしでも、その後の経過を見ると今までの試験と変わらないことが確認された。パージをかけていた試験について、スパークON直前の燃焼室圧力を再チェックした所、20～30 torrと十分低圧となっていたので、低圧試験の支障とはならないことがわかった。

GG用点火器試験では推進薬の流量が少ないため、配管系の予冷が困難であった。従って、GO<sub>2</sub>側の予冷はおこなわず、常温のGO<sub>2</sub>を用いた。GH<sub>2</sub>側はシーケンススタートの数分前からベントラインを通して配管系の予冷をおこない、シーケンススタートと同時に供試体を通す手順とした。

着火限界試験では、着火時の点火器燃焼室圧力と混合比を知るために、弁開より3秒後にスパークをONにする方法を取った。

### 3. 試験結果

#### 3.1 主点火器の作動試験

##### 3.1.1 常温作動試験

常温作動試験は、流量計測の問題がないこと、推進薬温度の影響がないことから、広範囲の試験条件を設定でき、その後に実施予定の低温作動試験などの比較の基準となるものである。

図7は常温作動試験マトリクスである。混合比(MR)は、0.5, 1.0, 1.5の3点を目標とし、燃焼室圧(P<sub>C</sub>)は、1.0, 2.0, 3.0, 4.0 Kg/cm<sup>2</sup>・aの4点を目標として、合計12点のデータを取得する予定であったが、GH<sub>2</sub>ラインの圧力損失が大きいため、P<sub>C</sub> = 4 Kg/cm<sup>2</sup>・aのMR = 0.5の1点については設定不可能であった。

図8のフォトコーダ記録に示すように、バルブの開信号から約0.4秒程遅れて、P<sub>C</sub>と燃焼ガス温度(T<sub>CG</sub>)の上昇が見られる。この傾向はP<sub>C</sub> = 1 Kg/cm<sup>2</sup>・aの設定では、MRにかかわらず見られる。同様にP<sub>C</sub> = 2 Kg/cm<sup>2</sup>・aの設定でも0.1秒程の着火遅れが見られるが、P<sub>C</sub> = 3 Kg/cm<sup>2</sup>・a以上の設定からは、着火遅れの傾向が見られなくなる。

図9は特性排気速度(C\*)とMRの関係を示している。MRの増加と共にC\*が増加し、P<sub>C</sub>の値の増加によりやや上方にずれる傾向がある。これらの実験結果は、理論値と定性的に一致している。C\*にP<sub>C</sub>の依存性がみられるのは、燃焼時間が5秒のため熱損失の影響があらわれたものと考えらるべきである。

図10に燃焼ガス温度(T<sub>CG</sub>)とMRの関係を示す。計測用熱電対は燃焼室内壁より約5 mm内部に挿入

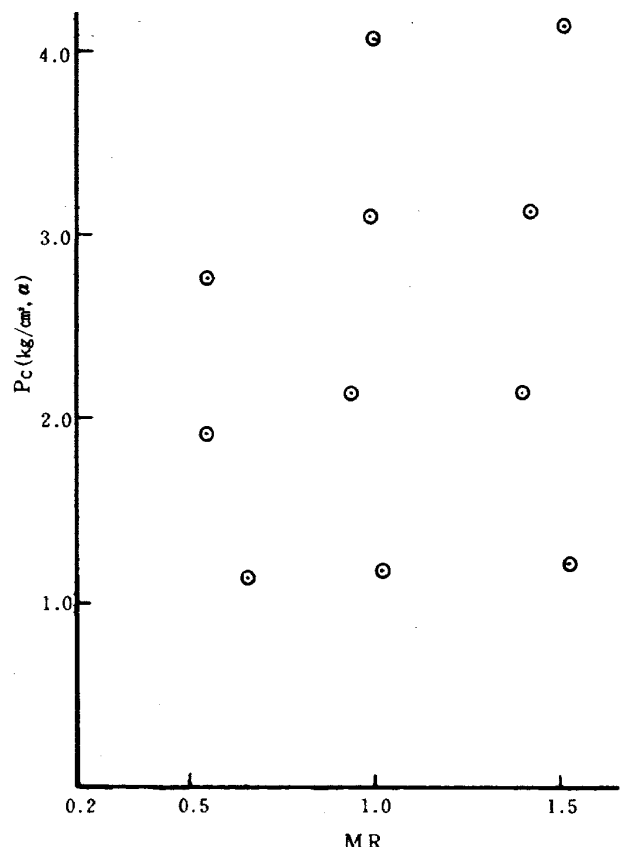


図7 常温作動試験マトリクス

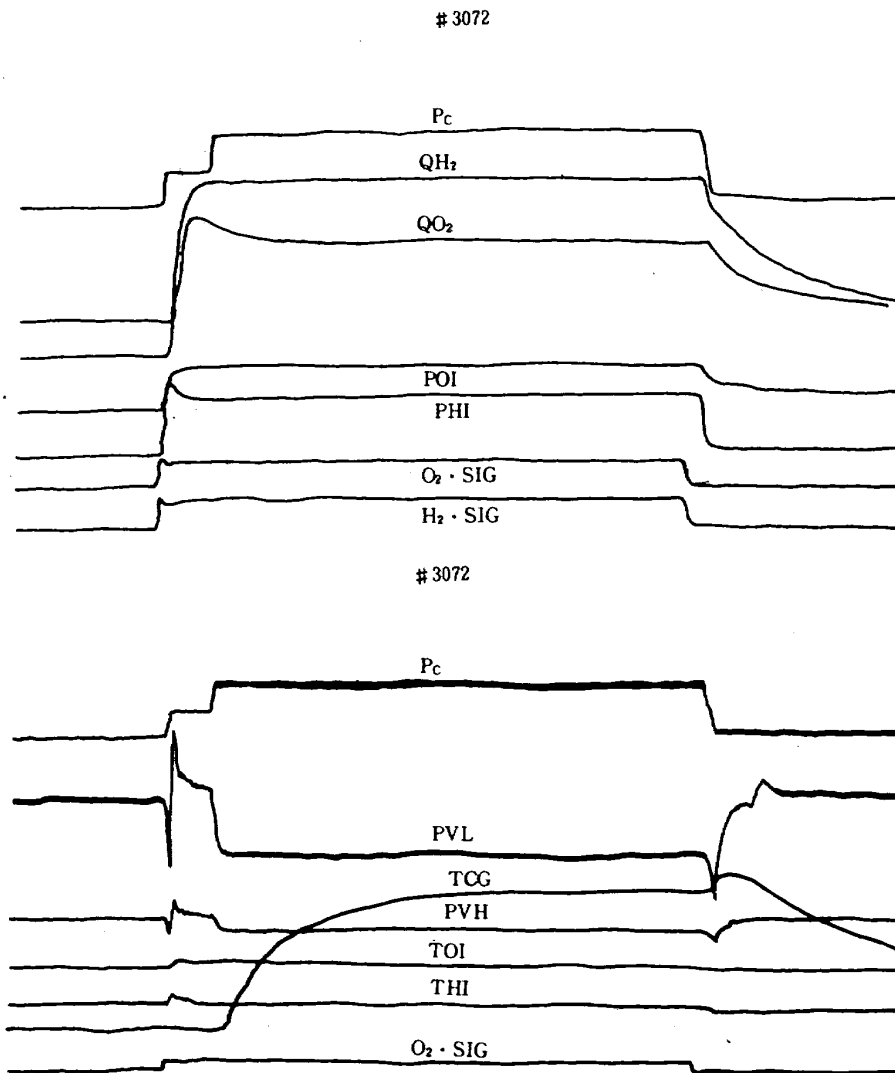


図8 フォトコーダ記録 ( $P_c = 1.12$ ,  $MR = 0.66$ )

されている。 $P_c = 1 \text{ Kg/cm}^2 \cdot a$  設定の  $T_{CG}$  は、 $P_c = 2 \text{ Kg/cm}^2 \cdot a$  以上の場合よりやや浅い位置で測定されている。 $P_c > 2 \text{ Kg/cm}^2 \cdot a$  では  $T_{CG}$  の混合比依存性は、ほぼ同一とみなすことができる。尚、 $T_{CG}$  は約1秒程度ではほぼ定常値に達しており、壁面より約5mm内部へ熱電対 (3.2mmφのシース) を挿入することにより、 $T_{CG}$  は着火確認等の制御系の出力として満足すべき作動をおこなうと考えられる。

図11に点火器管壁温度 (TT) と  $MR$  の関係を示す。測定部の位置は図中の略図で示す。点火後約5秒での温度をとったものであるが、 $MR$  の増加と共に温度上昇の傾向や、 $P_c$  の増加による温度上昇が見られる。点火器壁温のばらつきは、主として壁面温度が定常になっていないためと考えられる。すなわち、常温の作動試験において点火器燃焼ガス温度

( $T_{CG}$ ) の指示値が  $373 \text{ K}$  以下となったことを確認した後に、次の試験にはいったのであるが、着火前の金物の温度が必ずしも一定でないため、着火後5秒の外壁面温度の指示値は、ある程度のばらつきをもったと考えられる。

### 3.1.2 低温作動試験

低温作動試験においては、燃焼器の常圧燃焼試験データを参考として、点火器インターフェース部の推進薬温度  $160 \text{ K}$  を目標温度に設定した。目標温度については冷却システムの構造上の制約と、冷却用液体窒素 ( $\text{LN}_2$ ) の消費量を少なくするために、厳密な温度調整をおこなわないことにした。温度調整の方法は、 $\text{GH}_2$  と  $\text{GO}_2$  系共に一定の長さの銅製蛇管 (図1参照) を用い、一定の液面高さから試験を始め、 $\text{GH}_2$  系では2回の試験毎に、 $\text{GO}_2$  系では約



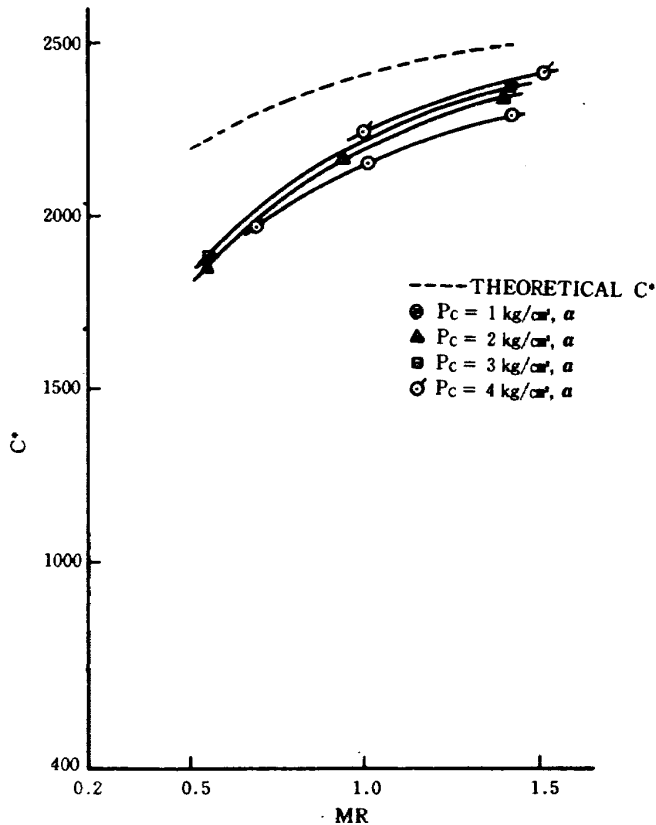


図9 特性排気速度

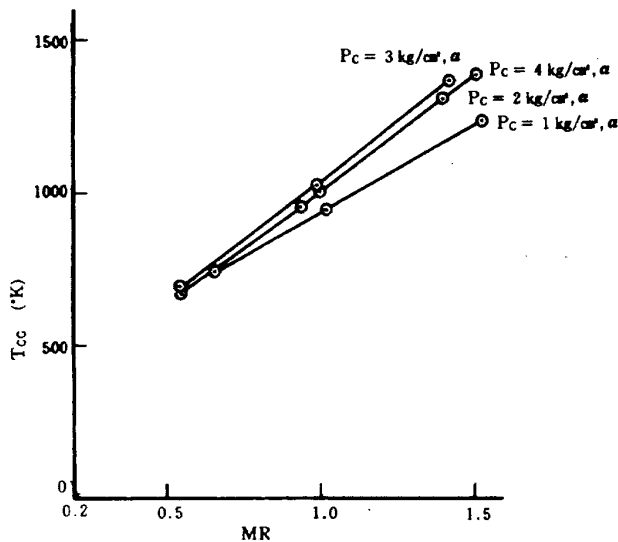


図10 燃焼ガス温度

3回の試験毎に、元の液面までLN<sub>2</sub>を補充することとした。このような方法で試験をおこなった時、図12に示すようにGH<sub>2</sub>では流量が大きくなれば推進薬温度が上昇し、GO<sub>2</sub>では低流量域と高流量域で温度上昇する傾向となった。以下に例を示す。

- 1) MR = 1.0, P<sub>C</sub> = 1Kg/cm<sup>2</sup> · a の場合  
GH<sub>2</sub> 入口温度 T<sub>HI</sub> = 180 °K, GO<sub>2</sub> 入口温度 T<sub>OI</sub> = 120 °K

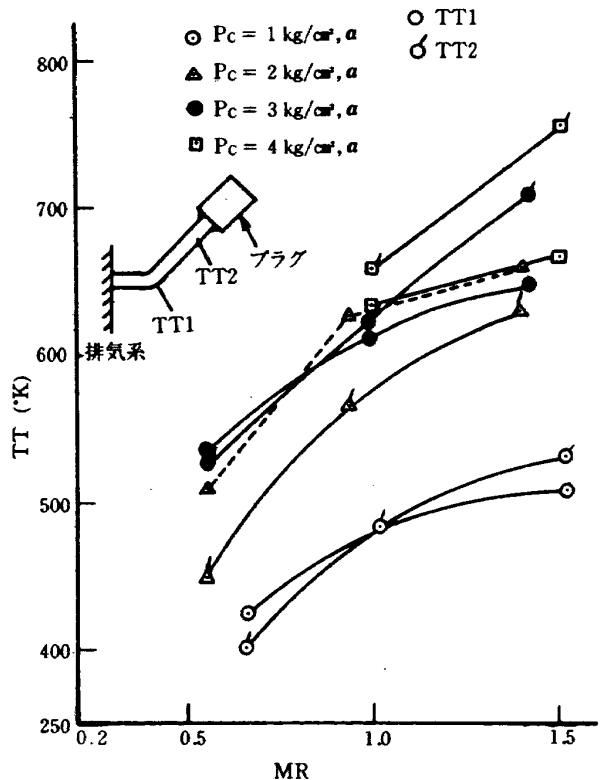


図11 点火器管壁温度

- 2) MR = 1.0, P<sub>C</sub> = 2Kg/cm<sup>2</sup> · a の場合  
T<sub>HI</sub> = 200 °K, T<sub>OI</sub> = 160 °K
- 3) MR = 1.0, P<sub>C</sub> = 4Kg/cm<sup>2</sup> · a の場合  
T<sub>HI</sub> = 240 °K, T<sub>OI</sub> = 220 °K

低温作動試験においては、タービン流量計の下流部に冷却器があるため、流量計出力と点火器へ供給される流量が異なる可能性がある。本試験ではタービン流量の他に、チョークオリフィスによる流量（以下チョーク流量という）も求めている。オリフィスはその上流と下流の圧力比2.5において、GN<sub>2</sub>を用いて校正したものであるが、本試験での流量範囲では圧力比が10倍以上となっているため、わずかに校正值より流量係数が大きくなっている。図13はGO<sub>2</sub>の場合のチョーク流量とタービン流量を比較したものである。タービン流量がばらついているのがわかる。このばらつきは、熱交換器部で、LN<sub>2</sub>で冷却されたGO<sub>2</sub>が液化してLOXができているためと思われる。GH<sub>2</sub>の場合には、チョーク流量、タービン流量共にばらつきがなく、原点を通る直線であらわすことができる。低温作動試験ではチョーク流量の方が、タービン流量より信頼性が高いものとみなし、これを用いることとした。チョーク流量

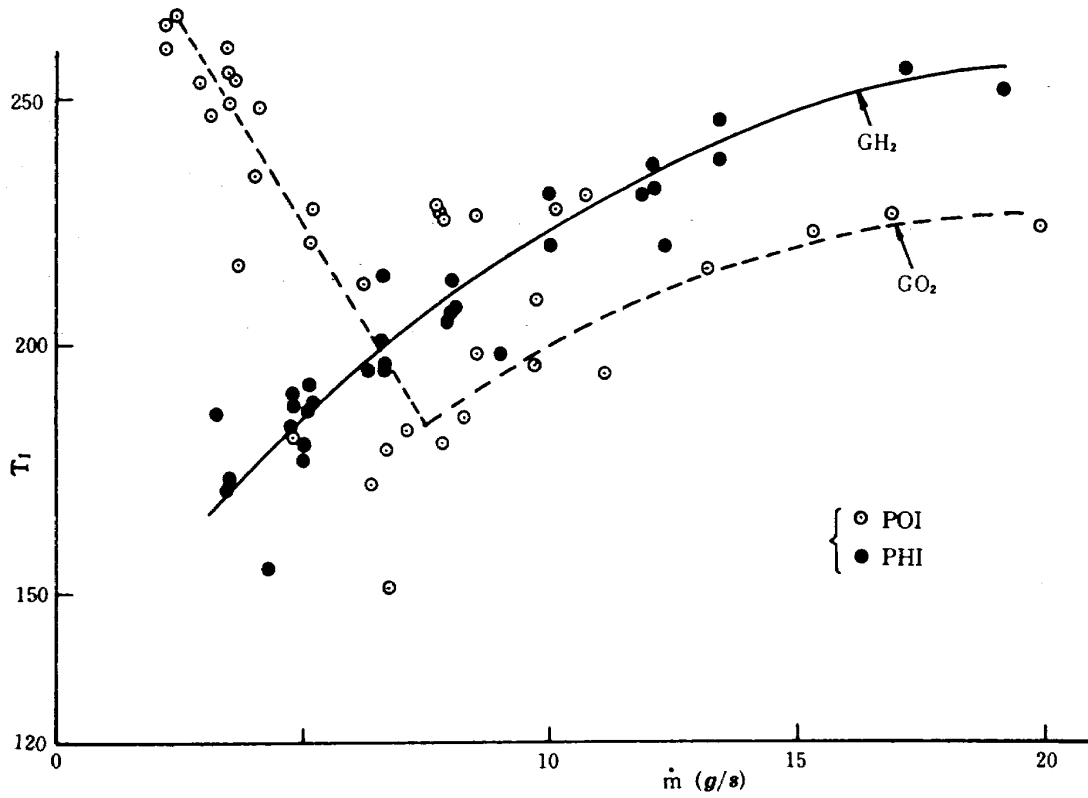


図12 推進薬流量とチョークオリフィス入口温度

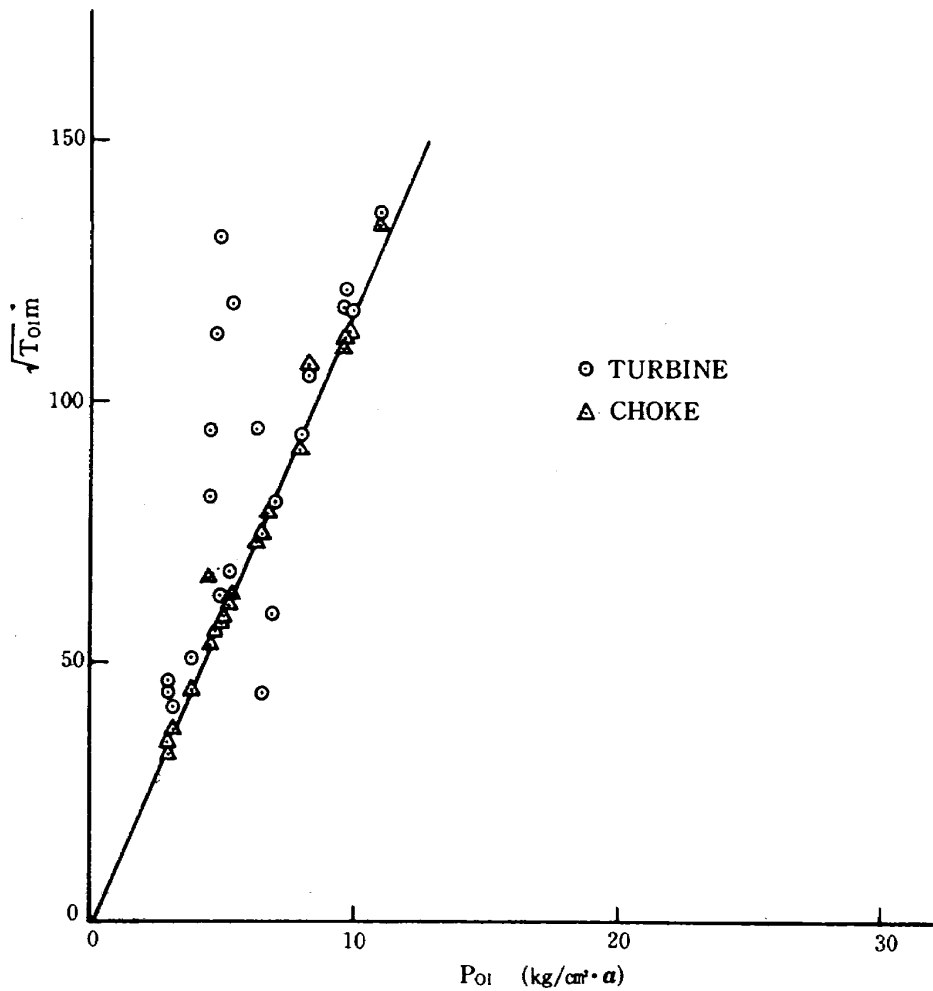


図13 チョーク流量とタービン流量 ( $\text{GO}_2$ )

の計算式を下に示す。

$$\dot{m}_c = CA \frac{P_I}{\sqrt{R \times T_I}} \times \sqrt{r \left( \frac{2}{r-1} \right)^{\frac{r+1}{r-1}}} \times gc$$

× 1000 (1)

ここで、 $\dot{m}_c$  はチョーク流量 (g/sec),  $P_I$  はインタフェース圧力 (Kg/cm<sup>2</sup>・a),  $T_I$  はインタフェース温度 (°K),  $r$  は比熱比であり,  $CA$  は流量

係数とオリフィス面積の積である。CA は常温作動試験データにおける, タービン流量を基準として補正して用いる。

図 14 は低温作動試験マトリクスである。図中の「不安定」は, 不着火ではないが特性排気速度 ( $C^*$ ) が他のデータと比べて著しく低い場合, および着火遅れがある場合である。不安定な点は,  $P_c = 1 \text{Kg/cm}^2 \cdot a$  を目標として試験条件を設定した時に多

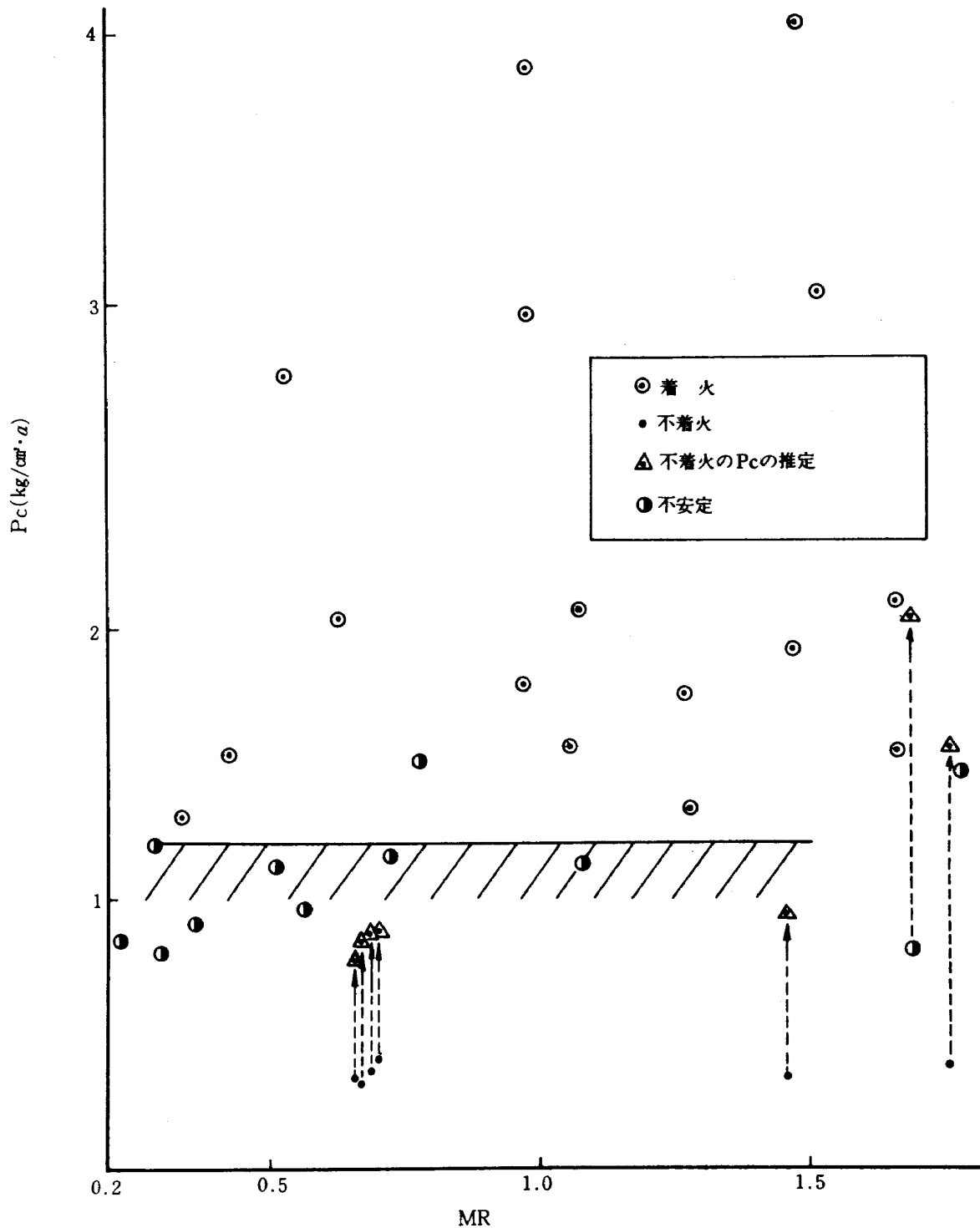


図 14 低温作動試験マトリクス

く出ている。不着火の点については、MRと $C^*$ の関係から $P_C$ を推定して(△)の点で表わしている。  
 $P_C = 1 \text{ Kg/cm}^2 \cdot a$ 以下の領域では、MRにかかわらず不着火が起っていることがわかる。従って、ハッチングで示されている領域は、使用範囲外とすべきである。低温作動試験の場合の着火遅れは、 $P_C = 1 \text{ Kg/cm}^2 \cdot a$ の設定で約0.2秒、 $P_C = 2 \text{ Kg/cm}^2 \cdot a$ の設定で約0.1秒程度であり、常温の場合と同

様な傾向にある。

図15は $C^*$ とMRの関係を示している。大気圧試験データ(田代データ<sup>3)</sup>)と常温作動試験データ共に、低温作動試験データのばらつき範囲内にあることがわかる。特に田代データは異なる設備でおこなったものであり、両者の一致は一連の点火器開発試験の一貫性をあらわすものである。図16は特性排気速度効率( $\eta_{C^*}$ )とMRの関係を示している。比

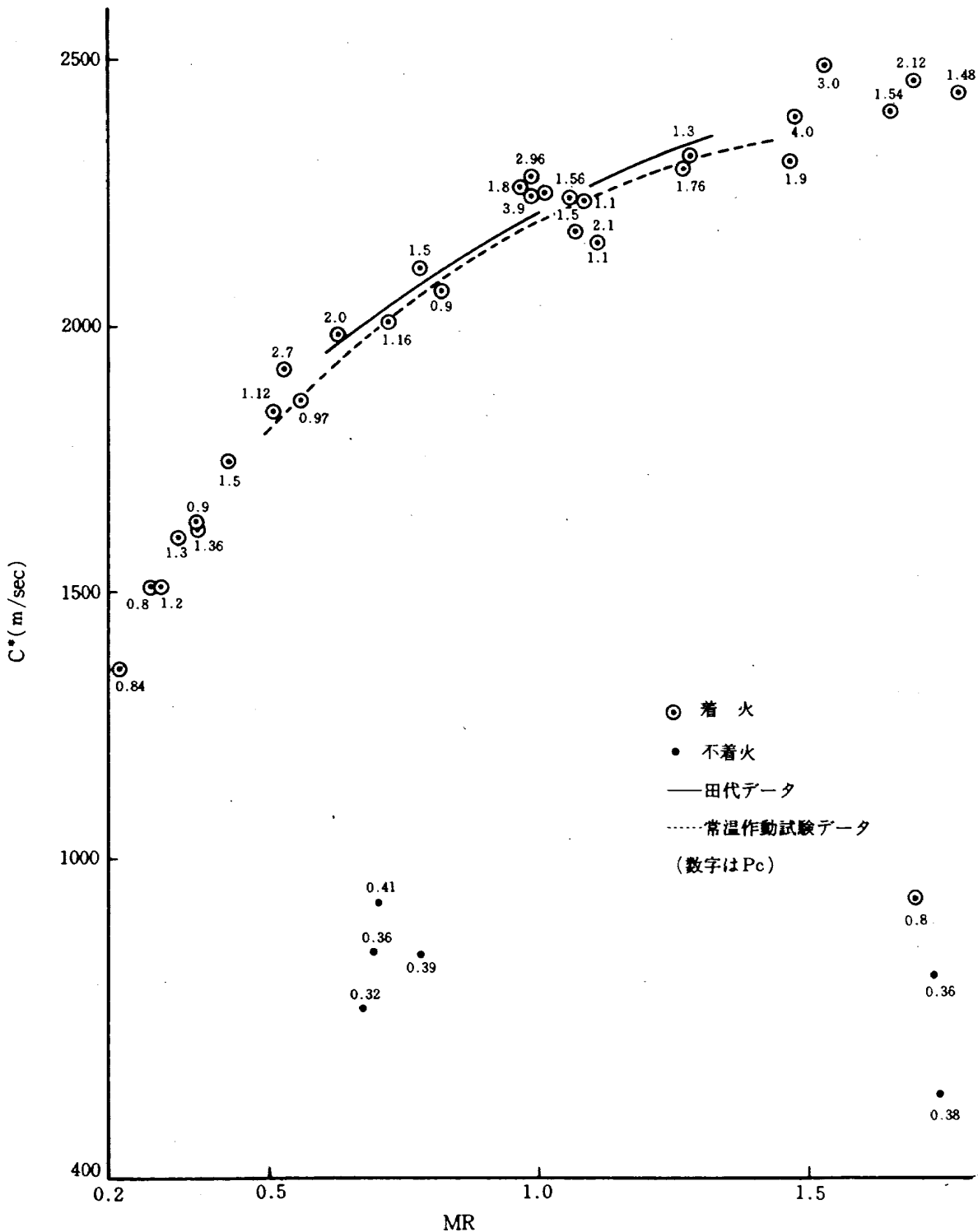


図15 特性排気速度(低温)

較のため、常温作動試験の $\eta_{c^*}$ を示したが、低温のデータと良く一致している。燃焼性能には、この程度の推進薬温度の変化による効果は認められない。

3.1.3 バルブタイミングの効果

エンジンの始動シーケンス上、スパークONと同時に点火器バルブは酸化剤、燃料側共に開となるが、実測によれば±0.1秒のバルブタイミングのばらつきがあることが、大気圧試験結果によりあきらかになっている。従って、ここで酸化剤リード時間、±0.1秒が着火特性に影響をおよぼすかどうかを調べることにした。

図17は酸素リード作動試験マトリクスである。この試験では、GO<sub>2</sub>側の弁開をGH<sub>2</sub>側より0.1秒早くしている。着火しにくいと思われる、 $P_c = 1 \text{ Kg/cm}^2 \cdot a$ を中心に試験をおこなった。図からわ

かるように不安定な点や不着火の点が、 $P_c = 1 \text{ Kg/cm}^2 \cdot a$ 以下で起っているのがわかる。GO<sub>2</sub>とGH<sub>2</sub>の弁を同時開とした場合と同じように、使用可能領域線を書くと、 $P_c = 1 \text{ Kg/cm}^2 \cdot a$ の所に書くことができる。低温作動試験の同時着火の場合は、GO<sub>2</sub>の温度が低すぎるが多かったことを考慮して、熱交換器部のLN<sub>2</sub>のレベルを調整して、GO<sub>2</sub>の温度が160°Kで、GH<sub>2</sub>の温度が180~210°Kの範囲になるようにした。

図23は水素リード作動試験マトリクスである。この試験では、GH<sub>2</sub>の弁開をGO<sub>2</sub>の弁開より0.1秒早くした。結果は酸素リードの時と同じである。この場合も使用可能領域線を、 $P_c = 1 \text{ Kg/cm}^2 \cdot a$ の所に書くことができる。

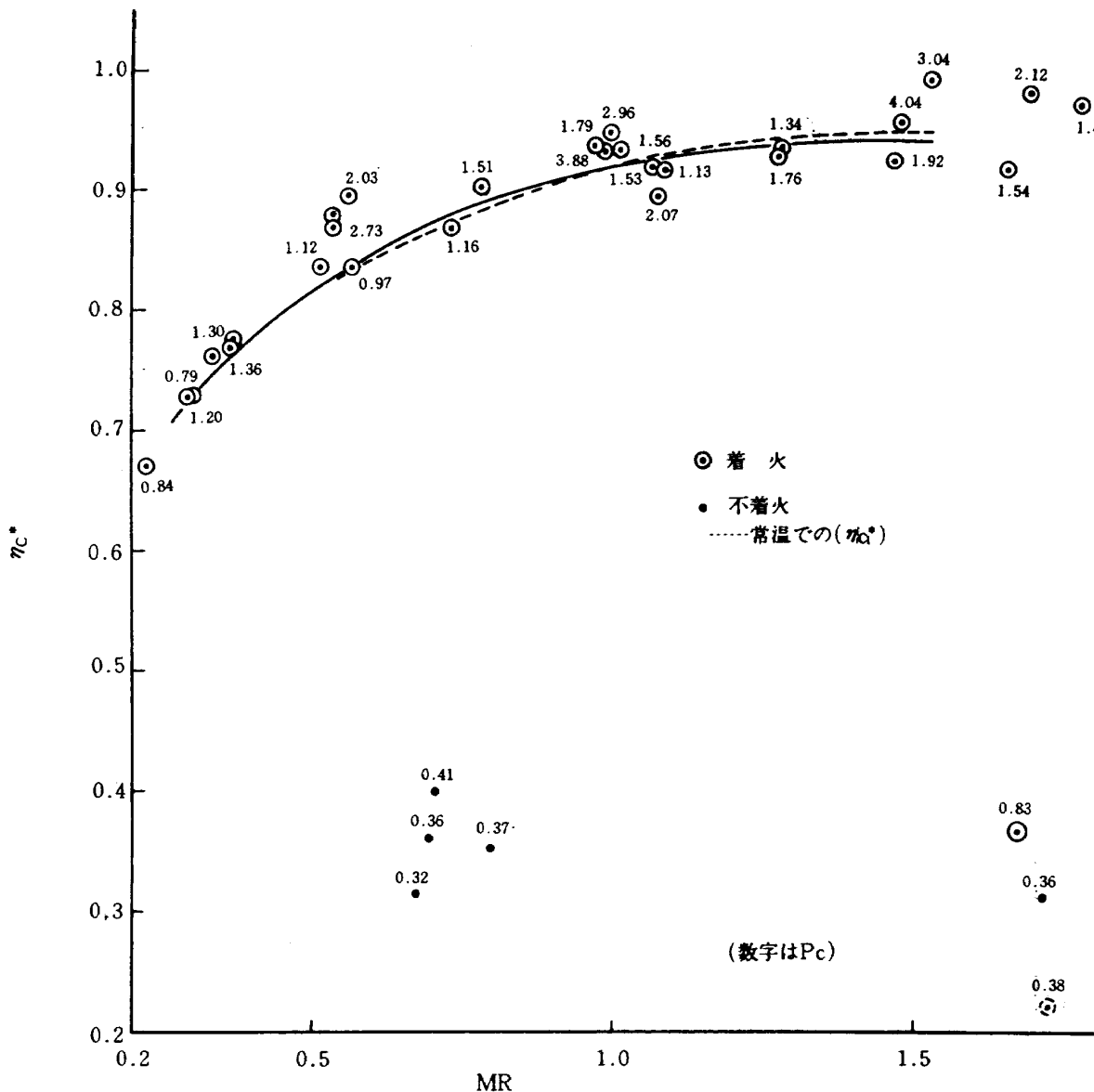


図16 特性排気速度効率(低温)

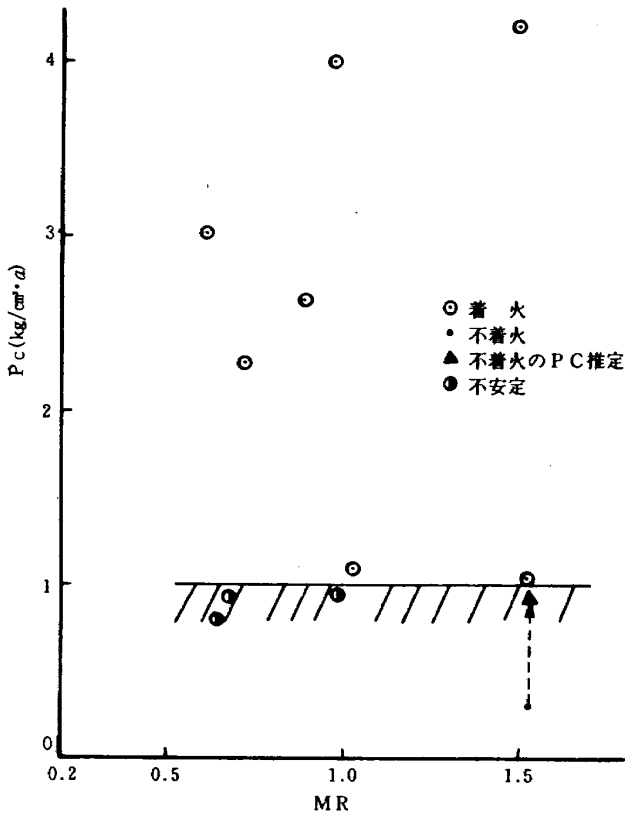


図17 (酸素リード)作動試験マトリクス

### 3.1.4 エキサイタプラグの効果

図19はエキサイタプラグ27BS12111-1の作動試験マトリクスである。不安定な点が、 $P_C=1\text{Kg}/\text{cm}^2 \cdot a$ より上にあることがわかる。使用可能領域線を書くと、右上りの直線となる。

図20はエキサイタプラグ27BS12112-1の作動試験マトリクスである。点火器を交換して3点程は、若干不安定と呼べる所があった。 $P_C=1\text{Kg}/\text{cm}^2 \cdot a$ 付近の点数が少ないため、使用可能領域線を決定しにくい。尚、この型式のエキサイタプラグは、着火限界試験でも用いたものであり、着火限界の詳細は3.3節で述べる。これまでの試験で使ったエキサイタプラグの着火特性には、大きな相異はないようである。27BS12111-1は他のプラグと比べて、一次電圧が高く(表1参照)、着火性が良いことを期待したが、試験結果では他の27BS12110-1や27BS12112-1と比べると、むしろ若干劣るような結果が得られた。

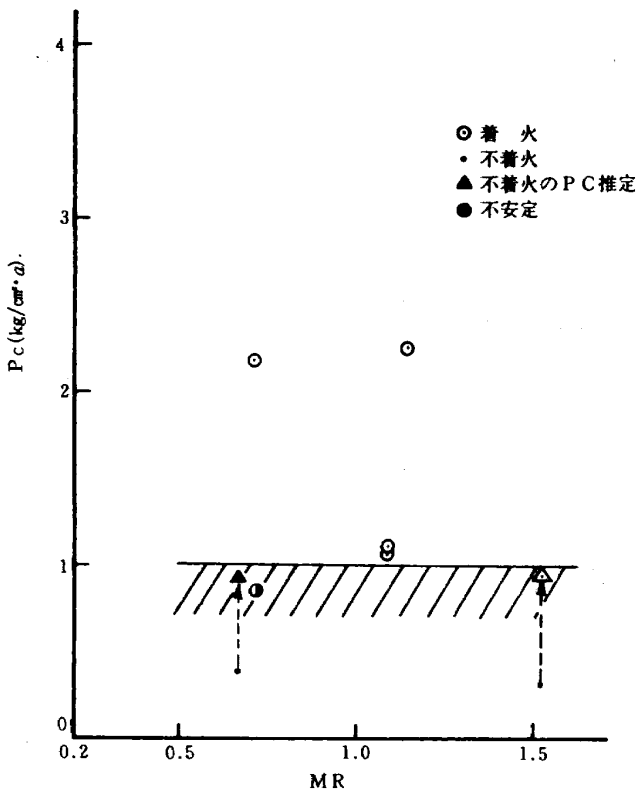


図18 水素リード作動試験マトリクス

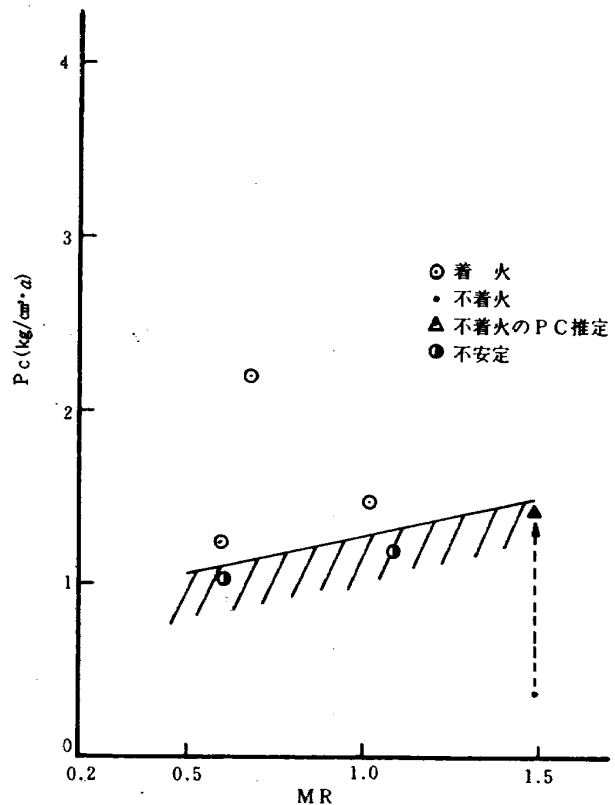


図19 エキサイタープラグ27B12111-1作動試験マトリクス

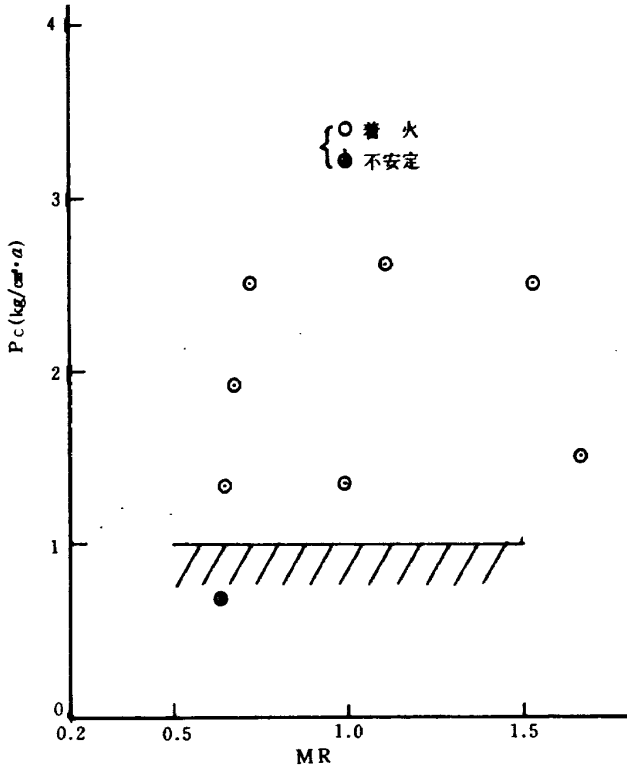


図 20 エキサイタープラグ 27B12112-1 作動試験マトリクス

### 3.1.5 インジェクタ面近傍のガス温度分布

本実験は点火器単体の作動試験を目的としたものであるが、主点火器は主燃焼室の点火が完全、確実にこなうことができ始めて、その機能が確かめられるものである。そのための基礎データとして本節では、主点火器出口面、すなわち主燃焼室インジェクタ面近傍の、ガス温度の分布を測定した結果について述べる。

図 21 と図 22 は  $P_c$  と  $MR$  を一定として、ノズル出口より温度測定部までの位置 ( $X$ ) を変化させた場合の結果である。熱電対はノズルの中心を原点として、上下に 10mm づつの間隔で、合計 7 本で測定している。この中で、上から 2 番目の熱電対が低い出力値を示した。調査の結果、この熱電対が不良であることが確認されたので、図中では推定点として表わしている。図 21 から、 $X = 43\text{mm}$  では各温度計の値が、約  $850^\circ\text{K}$  で一定になっていることがわか

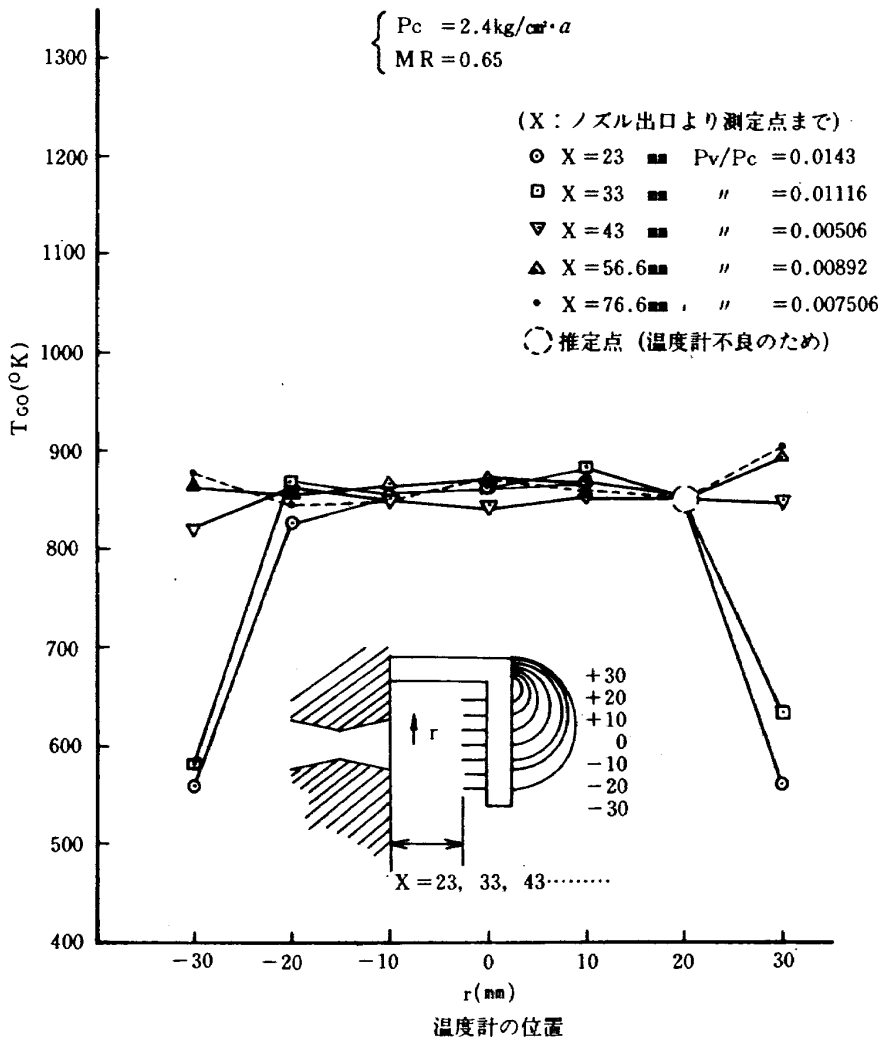


図 21 ノズル出口の温度分布

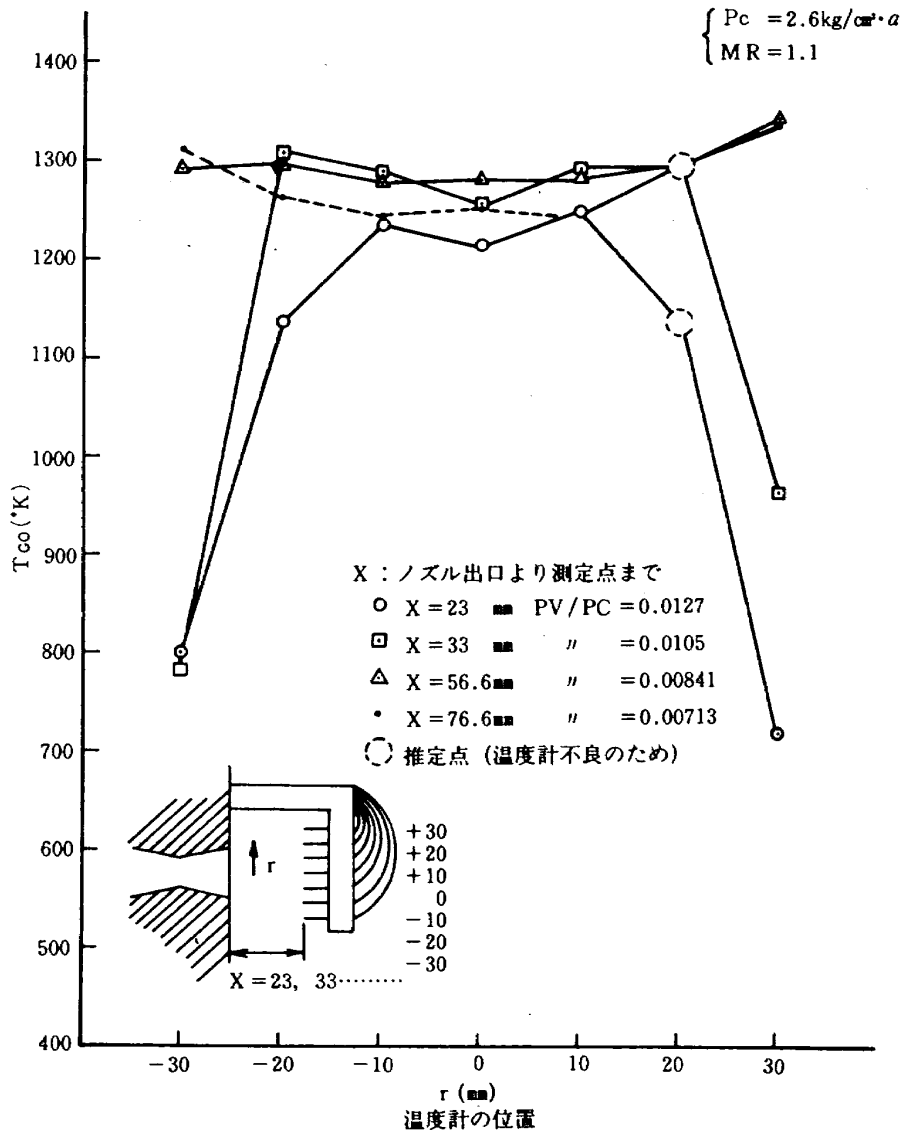


図 22 ノズル出口の温度分布

る。図 22 は MR ~ 1 の場合である。ジェットの内  
部の温度は、約 1270 °K で安定しているのがわかる。  
一番上の熱電対の指示値は、若干他の温度計より高  
い、これはレークを支える構造物との干渉があると思  
われるので、下半分の温度分布の方が、より実際  
に近い傾向を示していると考えられる。

図 23 に非粘性ジェット境界の計算値を温度測定  
値とともに示す。ジェット境界の内側と外側では、  
外側の方が内側より温度が低いことがわかる。従っ  
て実際のジェット境界が、計算とはほぼ合っていると  
考えられる。尚、ジェット境界の計算には、ディフ  
ューザ性能計算のサブルーチン<sup>4)</sup>を用いた。

さて、ここで測定した温度は、厳密には静温度で  
もなく、よどみ温度でもない。測定された温度がど  
ちらに近いかを推定することは、計測上の問題とし

て興味のあることである。

図 24 は燃焼室よどみ温度  $T_{c\text{theoretical}} \times (\eta_{c^*})^2$   
と実測値との比較をしたものである。X = 23 mm,  
ジェットの中心軸より 10 mm の位置の温度レーク指  
示値および、理論値を  $P_c$  を一定として MR をパラ  
メータとして示した。実測値は計算値より低い値に  
なっているが、ほぼ定性的に一致した挙動を示すこ  
とがわかる。従って、測定値はよどみ温度により近  
い値を示すと考えられる。定量的には推進薬温度、  
熱電対の適応係数等を検討する余地が残されている。  
主燃焼室の着火の基礎データとして、ジェット境界  
における静温度を計算したのが図 25 である。この  
図は主燃焼室の着火前圧力と、ジェット境界の静温  
度 ( $T_{JB}$ ) との関係を示したもので、主燃焼室の着  
火過程を解析するための、一資料となり得るものと



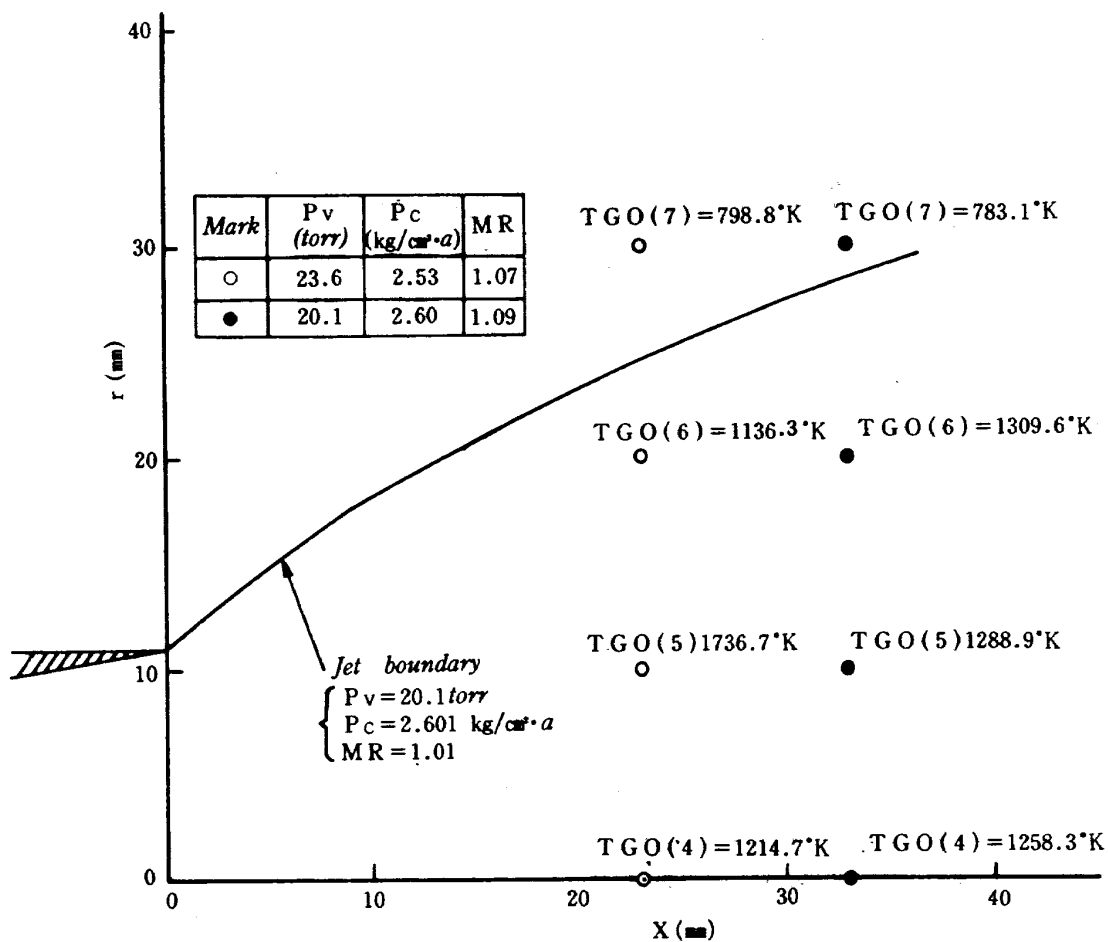


図 23 ジェット境界

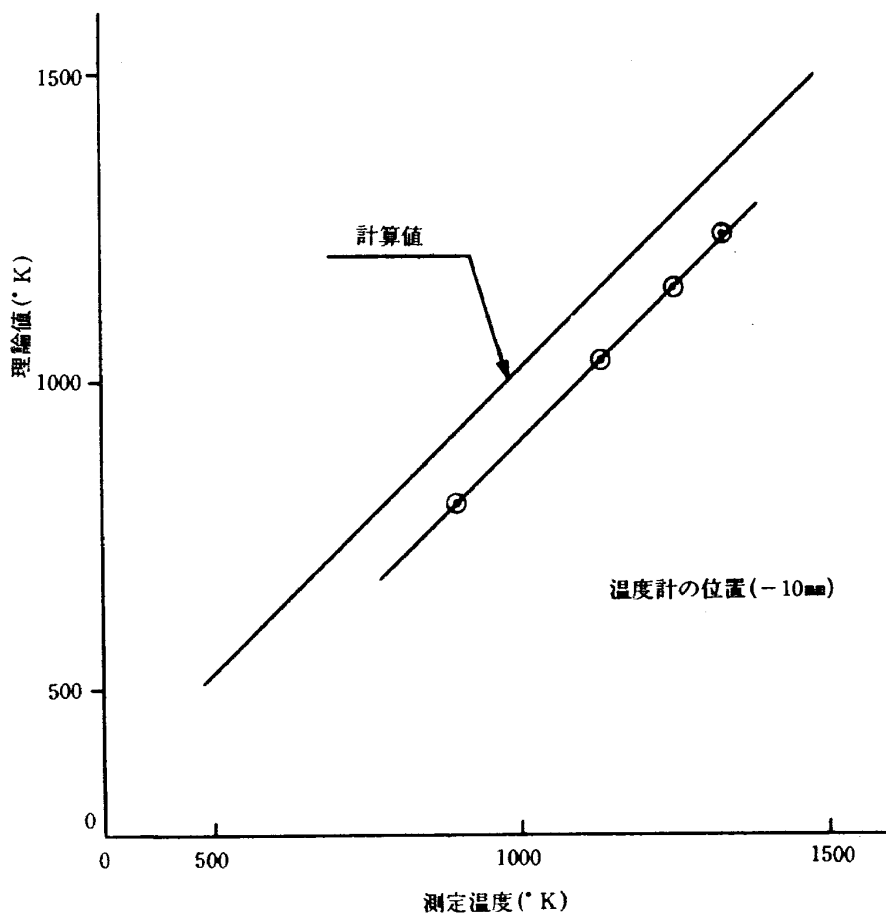


図 24 燃焼室よどみ温度との比較

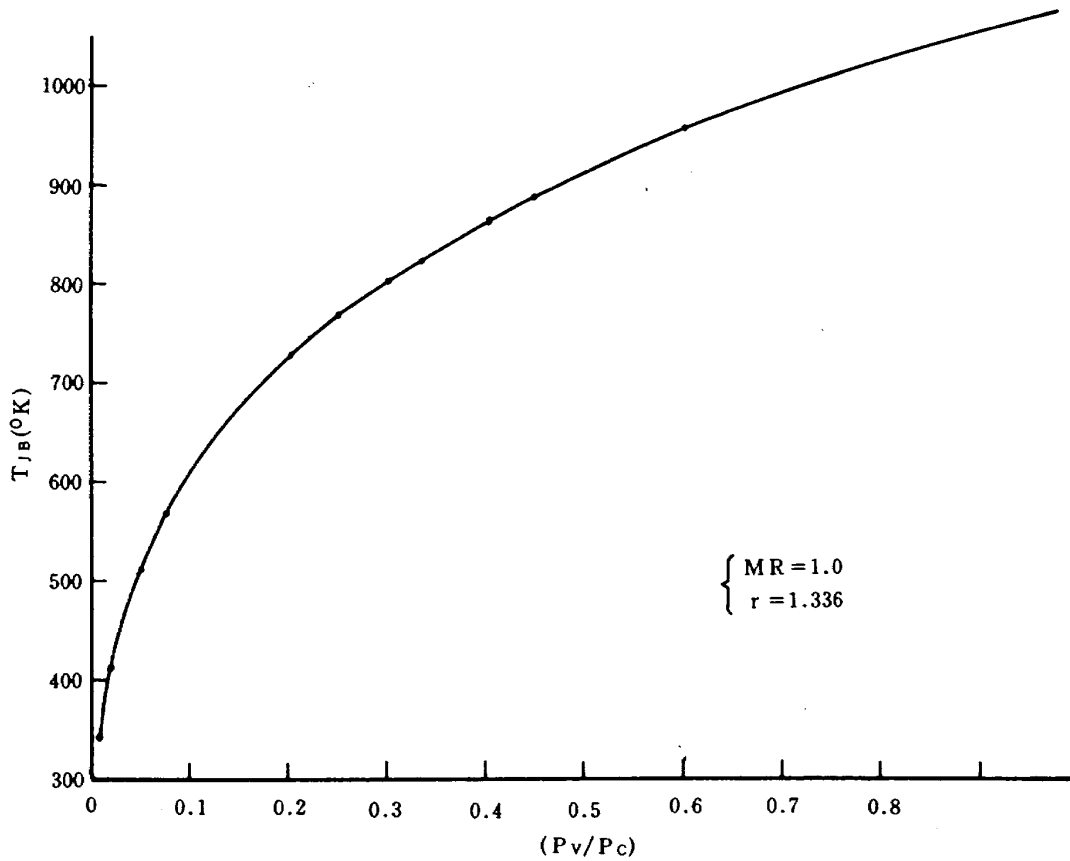


図25  $T_{JB}$  と  $P_V/P_C$  の関係

考える。

### 3.2 GG用点火器の作動特性

GG用点火器の作動試験の場合は、 $GO_2$  と  $GH_2$  の両方とも流量が少ないため、チョーク流量を使用することとし、 $GO_2$  側の流量が少ないため温度が下がらないので(図12参照)、 $GH_2$  側だけ冷却することにした。

図26はGG用点火器の試験マトリクスである。GG用点火器は主点火器と異なり、 $P_C=1\text{Kg/cm}^2 \cdot a$  の付近でも不安定な点がなく、全体的に着火しやすいと言えるようである。これは、2つの点火器の構造上の違いによると思われる。すなわち主点火器が着火部の下流が同内径の導管となっているのに対して、GG用点火器については極端に絞られて、直径が4mmの長い管となっているためと考えられる。

図27は $C^*$  とMRの関係を示している。図中には常圧試験データ(田代データ<sup>3)</sup>)を(Δ)で示してあり、ほぼ本実験のデータと一致する。図中に示した

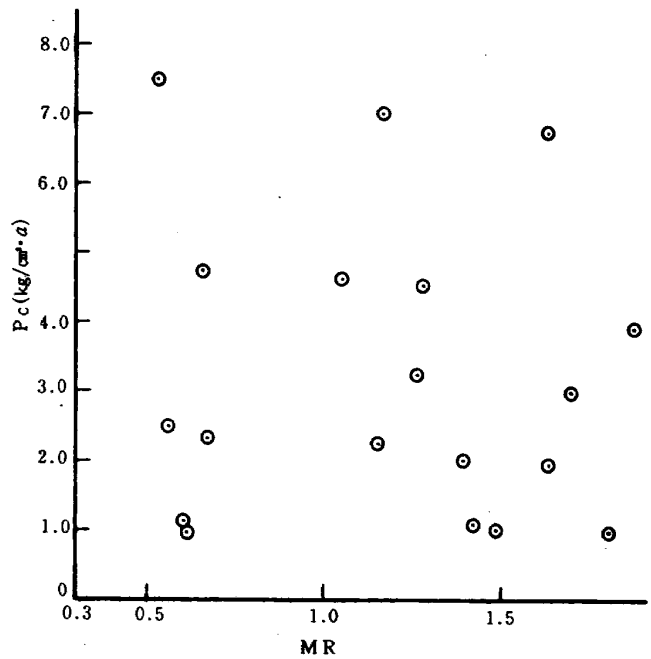


図26 GG用試験マトリクス

破線は理論値であるが、常圧試験のデータを含めて実測値が、ほとんど理論値の上方にあることがわかる。この原因はGG用点火器の導管の構造が、直径4mm、長さ70mmと、主点火器と著しく異なるた

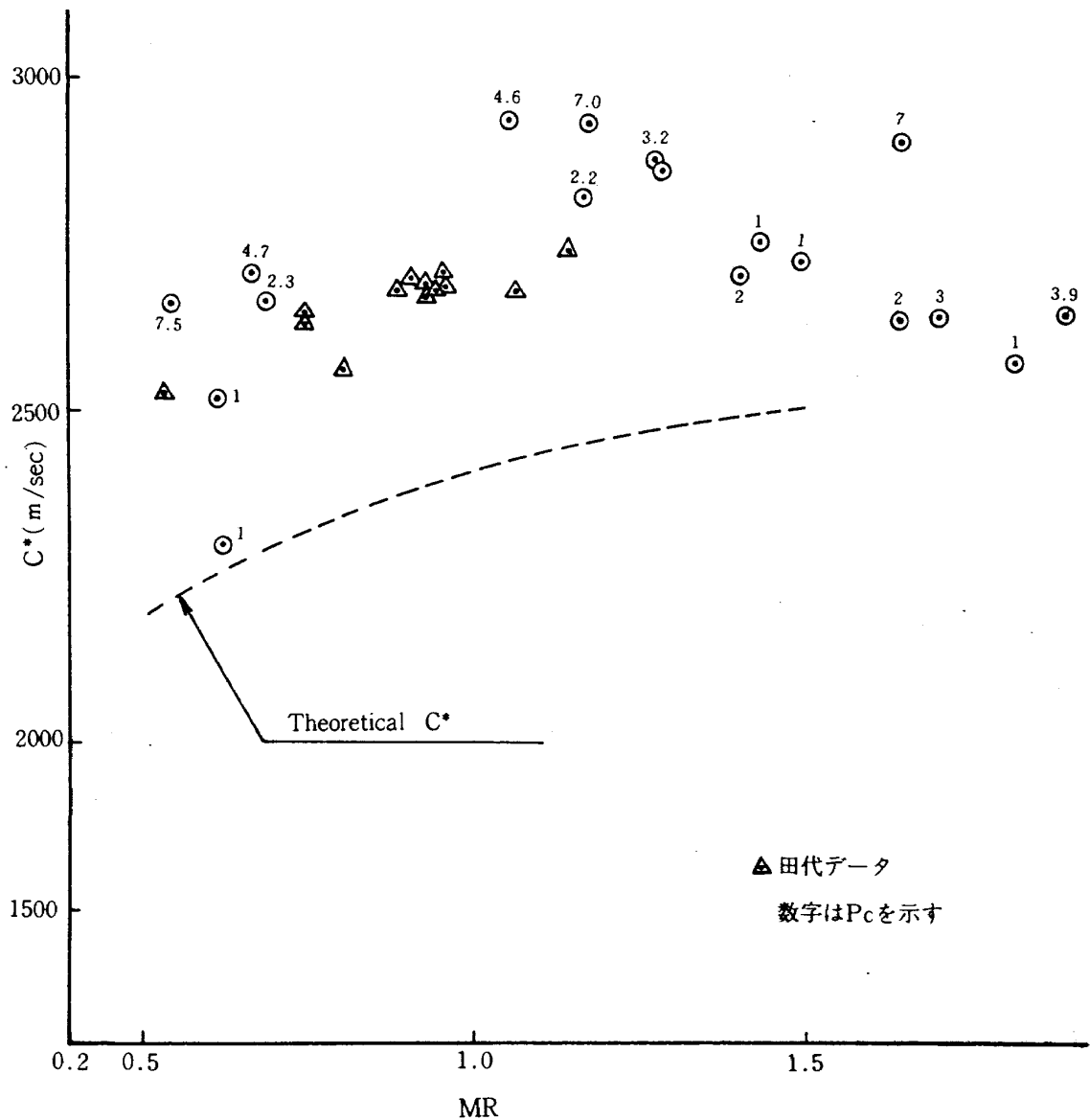


図 27 特性排気速度 (補正前)

めと考えられる。すなわち、GG用点火器では、管路内の摩擦によるチョークを想定すべきである。C\*の値は燃焼効率を表わすばかりでなく、燃焼ガス温度の指標ともなるので、正確な値を知る必要がある。そこで以下のような補正を加える。

図 28 にチョークの説明図を示す。燃焼室圧力と低圧室圧力の比は、臨界圧力比をはるかに越えているので、直径 4mm の直管部出口において、流れはチョークしているものと考えられる。摩擦によるチョークの考え方<sup>5)</sup>を用いて流出係数を求める。燃焼室圧を P<sub>c</sub>、温度を T<sub>c</sub> として、直管部入口のマッハ数を M とすれば、

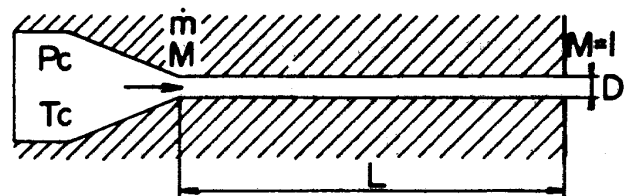


図 28 チョーク説明図

$$\frac{\dot{m}}{A} = \sqrt{\frac{r}{R}} \times \frac{P_c}{\sqrt{T_c}} \times \frac{M}{\left(1 + \frac{r-1}{2} M^2\right)^{\frac{r+1}{2(r-1)}}} \times g_c \quad (2)$$

流出係数 (C<sub>D</sub>) は、実流量を等エントロピ流の最大流量で割ったものと定義することができるので、上

式の  $\dot{m}$  を近似的に実流量と等しいとおいて、

$$C_D = \frac{M}{\left(1 + \frac{r-1}{2} \times M^2\right)^{\frac{r+1}{2(r-1)}}} \sqrt{\left(\frac{2}{r+1}\right)^{\frac{r+1}{r-1}}}$$

$$= \frac{\dot{m} a c^*}{A \sqrt{\frac{r}{R} \left(\frac{2}{r+1}\right)^{\frac{r+1}{r-1}} \times \frac{P_c}{\sqrt{T_c}} \times g_c}} \quad (3)$$

第2の等式は実流量を等エントロピー流れの最大流量で割ったものである。Mは入口部マッハ数、Dは直管部直径、 $\bar{f}$ は平均摩擦係数、Lを直管部長さとすれば、次式が成り立つ

$$4\bar{f} \frac{L}{D} = \frac{1-M^2}{rM^2} + \frac{r+1}{2r} \times \ln \frac{(r+1)M^2}{2\left(1 + \frac{r-1}{2} M^2\right)} \quad (4)$$

まず  $\text{GH}_2$  のコールドフローデータによって、(3)式の第2の等式により  $C_D$  を求め、次に第1の等式より M を求める。(4)式を用いて平均摩擦係数  $\bar{f}$  を求め、この値を一定として燃焼試験時の M を(4)式を用いて求め、次に(3)式の第1の等式より  $C_D$  を求め、 $C^* = P_c (C_D A) g_c / \dot{m}$  によって  $C^*$  を求める。 $\bar{f}$  は本来、レイノルズ数の関数であるが、 $C_D$  に対する  $\bar{f}$  の変化の効果はわずかであるので、簡単のため、ここでは一定値とした。

図29は補正後の  $C^*$  と MR の関係を示している。図中には、比較のため常圧試験データも示す。補正後のデータについては、互いのデータがよく一致していることがわかる。MR が 1.0 より高い領域では、 $C^*$  の値が下がる傾向にあるが、これは主点火器ではなかったことである。

図30は  $\eta_{C^*}$  と MR の関係を示している。主点火

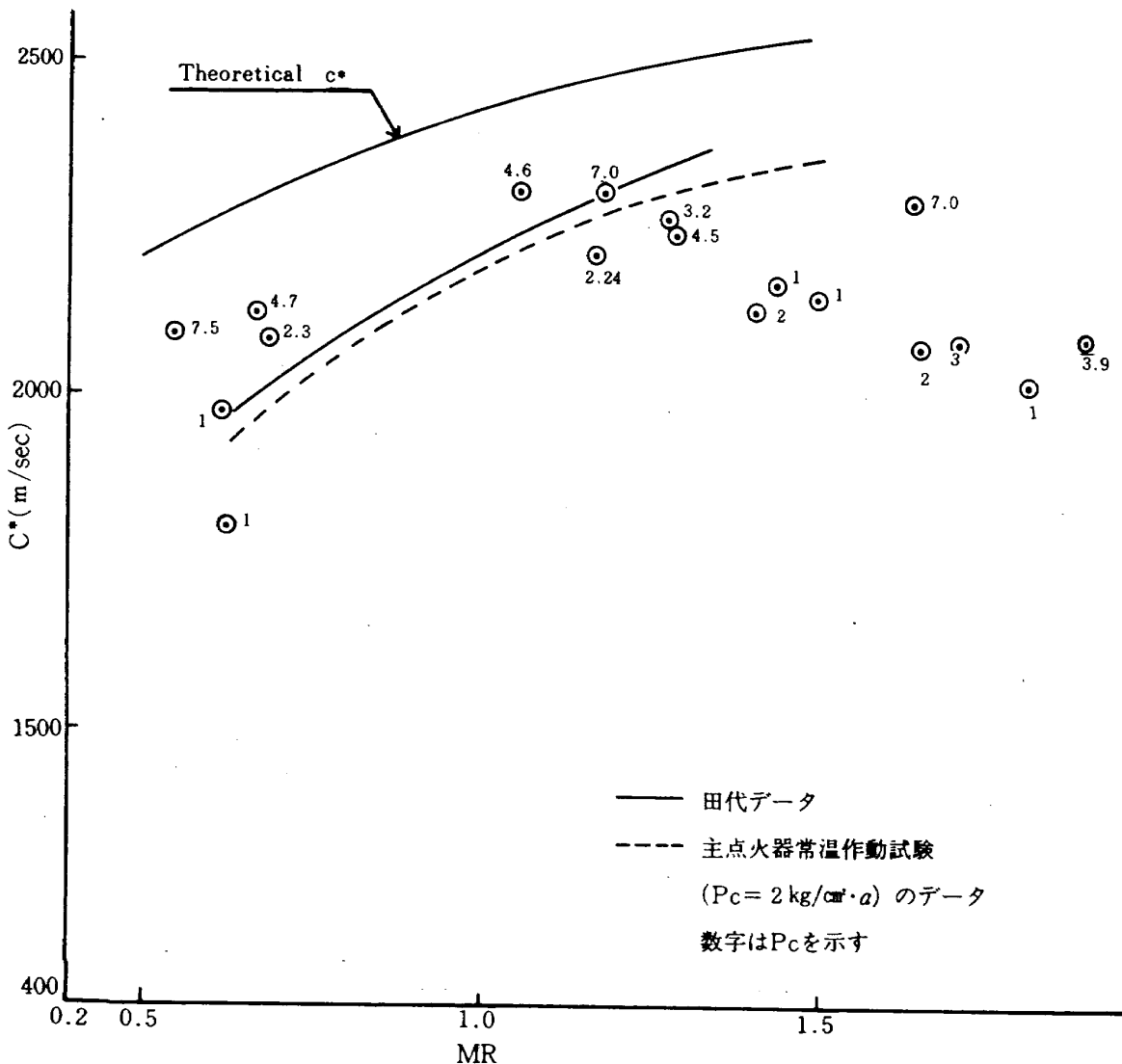


図29 特性排気速度(補正後)

器の常温作動試験データと比べると、主点火器の場合にはMRの低い領域で $\eta_{c^*}$ が小さいのに対して、GG用点火器では、MRが1.0より高い領域で、 $\eta_{c^*}$ が小さくなる傾向にある。MR=0.5~1.0の範囲で、 $\eta_{c^*}$ は90~95%程度と推定される。この値は主点火器の $\eta_{c^*}$ と同程度の大きさであり、適当な推定値

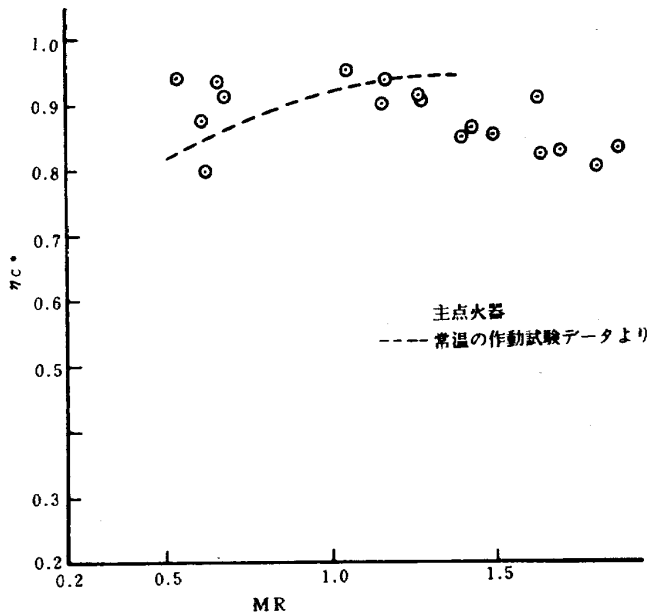


図 30 特性排気速度効率

とみなすことができる。

### 3.3 着火限界

主点火器では不着火および着火遅れがあったので、着火限界の条件を求めておくことは、着火条件を決定する上で有用である。不着火および着火遅れのおこる付近を試験する場合、推進薬の流量が少ないので、流量設定にはチョーク流量を使用することにした。また、GO<sub>2</sub>側は流量が小さい領域では、ほとんど温度降下が期待できないことが実験より明らかのため(図12参照)、GH<sub>2</sub>側だけ冷却することにした。着火限界試験では、着火前の推進薬が流れている状態での点火器燃焼室圧力(P<sub>0</sub>)とMRの関係を得るために、GO<sub>2</sub>とGH<sub>2</sub>の両方の弁を開としてから、3秒後にスパークをONとする方法を取った。

図31は常温での着火限界を、P<sub>0</sub>とMRの関係で表わしたものである。不着火の領域を求めるために、GO<sub>2</sub>の流量を一定としておき、GH<sub>2</sub>の流量を変える方法を取った。図からわかるようにMRが1.5を越えると、着火遅れのある不安定な点が多いが、明確な不着火領域を求めることができなかった。また、

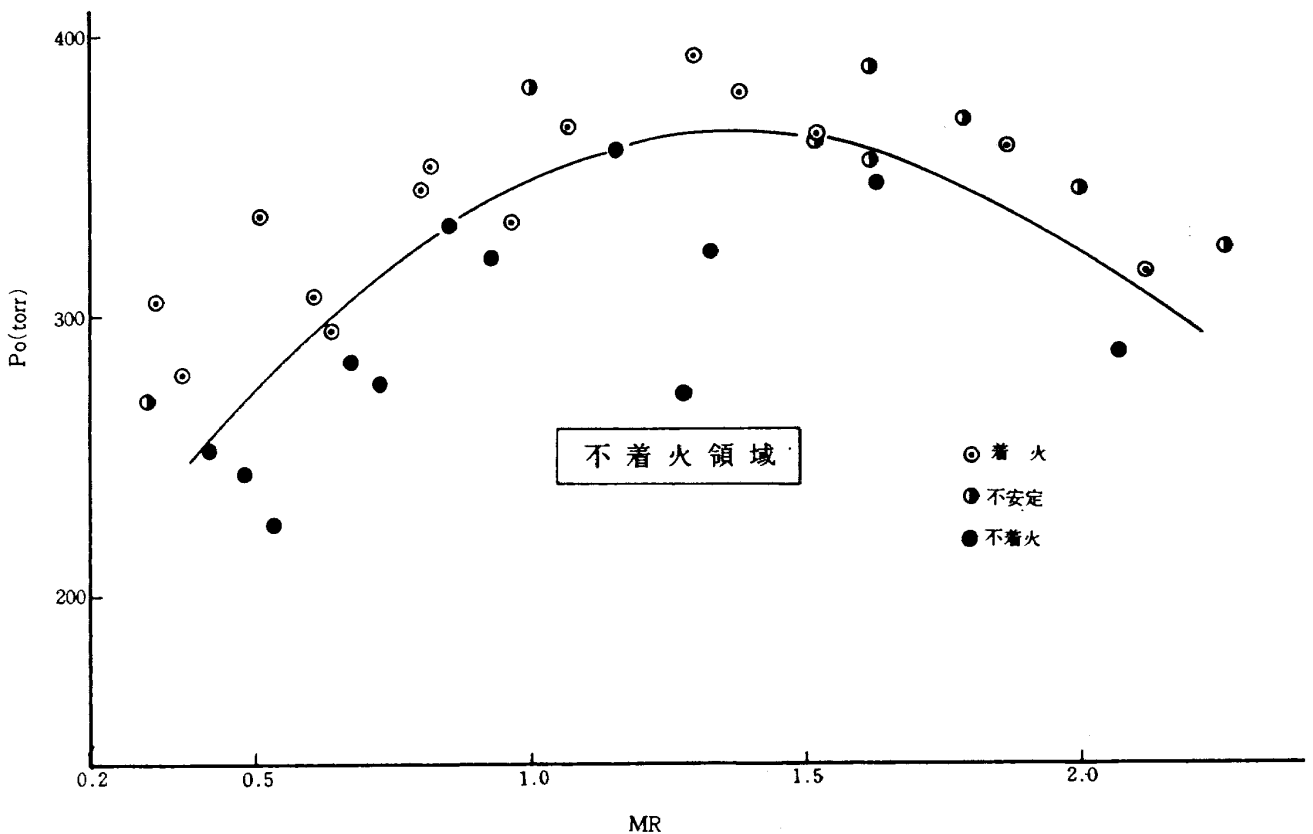


図 31 着火限界(常温)

着火限界線を書くと、MR=15を頂点として上に凸となり、MRが低い方が、安定した着火性能が得られることがわかった。図19のエキサイタプラグ27BS12111-1を用いた作動試験マトリクスにおいて、使用可能領域線を右上りの直線で表わしたが、この結果は、着火限界試験の結果と定性的に一致する。

図32はGH<sub>2</sub>を冷却した場合である。この場合もMRが低い領域で着火性の良いことがわかる。着火限界線は、常温のそれに比べて、やや上方にずれていることがわかる。同図には、着火-不着火の限界線と共に、限界線上で着火したとした仮想的な燃焼室圧力を示す。MRが0.5ではP<sub>C</sub> = 0.9Kg/cm<sup>2</sup>・a、MRが1.0ではP<sub>C</sub> = 1.4Kg/cm<sup>2</sup>・aとなる。ここで、不着火の原因が、スパークがとばないことによるものか、スパークエネルギーが少なすぎるためなのか、あるいは、低圧による燃焼反応速度の低下によるものかを推測することは、点火器の特性を

把握するために興味のあることである。幸いなことに、H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub>点火器について米国Aerojet社のデータ<sup>6)</sup>があるので、それを用いることにする。スパークが起るために必要な電圧(ブレークダウン電圧)を図33に、スパークギャップ間の距離と圧力の積(P・D<sub>S</sub>)として示す(Paschen則)<sup>6)</sup>。圧力とスパークギャップが一定ならば、実際のスパークは、電極間の電圧を上げていった時、Paschen則の曲線上で放電し、一旦放電すれば気体がイオン化するため、より低い電圧で放電が持続する。同図上の⊕で示した点は、設計スパーク電圧20KV(10~30KV)と常温、MR=1における着火限界線上(図31)のP・D<sub>S</sub>の値を示したものである。作動範囲はPaschen則の曲線の最小値の右側に位置しており、着火前の燃焼室圧力が低ければ、それだけブレークダウン電圧は小さくなり、スパークがとび易くなる。従って、不着火の原因はスパークがとばないことによるものではないと結論できる。尚、着火前燃焼圧

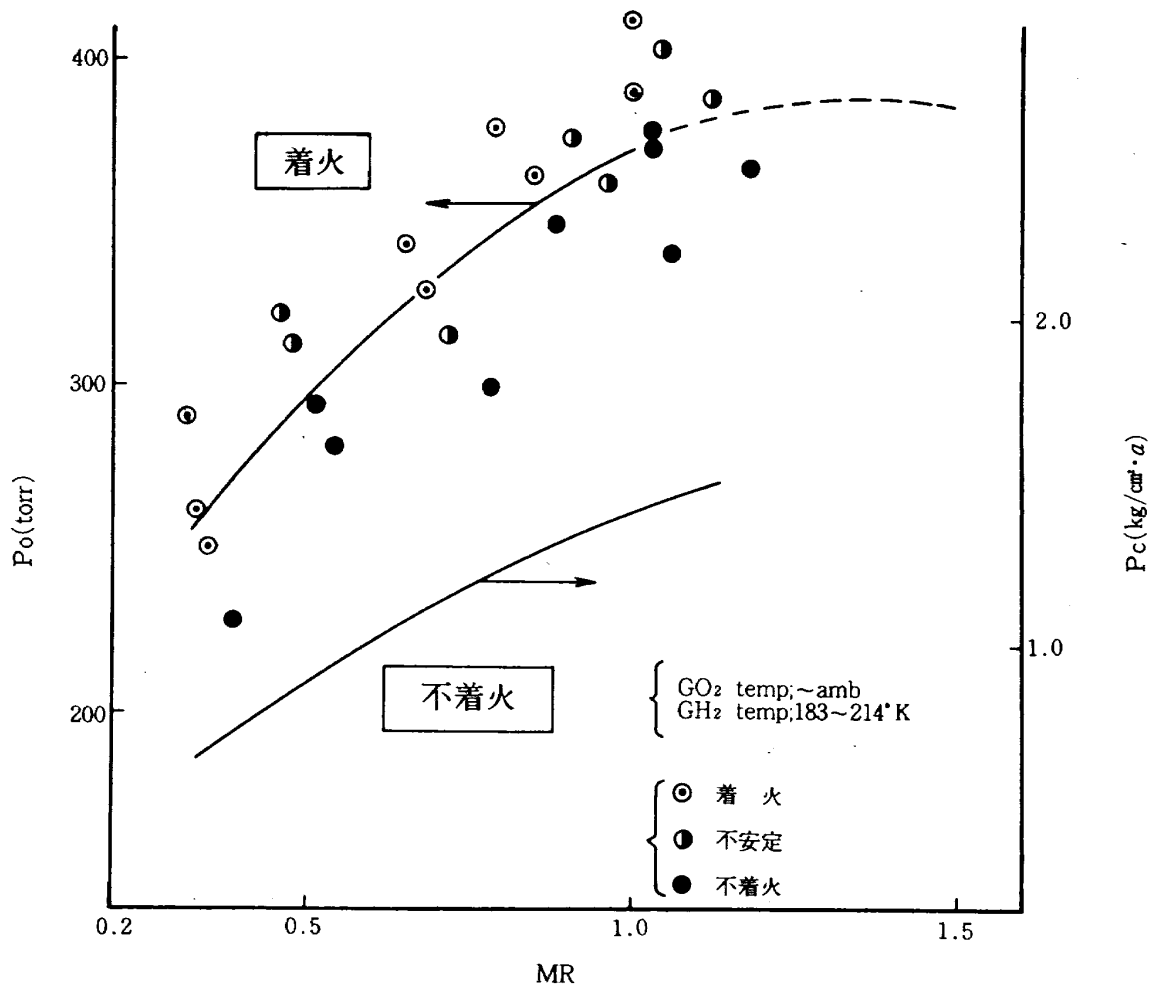


図32 着火限界(冷却)

が  $8\text{Kg/cm}^2 \cdot a$  付近になれば、 $P \cdot D_S$  は 1.5 となり、スパークがとばない可能性もある。

着火は、混合気の小体積(核)の温度を着火温度  $T_{ign}$  まで上げることができるか否かで決定される。一般に、スパークによって与えられる電気エネルギーは、一部分が混合気を加熱するが、残りは電極と壁の加熱に消費される。スパークギャップ  $D_S$  が大きければ、熱損失が小さく気体の加熱に利用される電気エネルギーの割合は大きくなる。着火に必要な最小スパークエネルギー  $Q_S$  と  $D_S$  との関係は、近似的に次式で表わされる。

$$Q_S D_S = K(T_{ign} - T_w) \quad (5)$$

ここで  $T_{ign}$  は着火温度 ( $\sim 856^\circ\text{K}$ )、 $T_w$  は壁面温度であり、 $K$  は混合比、熱伝達率等に依存する係数である。

図 34 は高混合比 ( $MR = 50$ ) における、最小着火エネルギーとスパークギャップの関係を示す<sup>6)</sup>。実験をおこなった圧力は明示されていないが、1 気圧と仮定する。本供試体の高混合比部の混合比は、混合が完全であるとすれば、フィルムクーリング用の水素を含めた総括混合比 1 のとき約 26 であるが、あえて図 34 を利用する。混合比 50 における消炎距離  $d_q$  (quenching distance: スパークギャップが  $d_q$

以下では、スパークエネルギーをいくら大きくしても点火不能な距離) は 0.5mm 以下とみなすことができる。 $d_q \propto P^{-1}$  より推定すれば<sup>7)</sup>、着火限界の約  $1/2$  気圧では  $d_q$  は 1mm 程度である。本供試体のスパークギャップ 1.5mm は、消炎距離をこえている。また、最小スパークエネルギー  $Q_S \propto P^{-2}$  であるから<sup>7)</sup>、図 34 から、 $1/2$  気圧において  $Q_S \simeq 4\text{mJ}$  となり、この値は設計スパークエネルギー 10mJ より小さい。従って、供試体点火器の不着火の原因は、スパークエネルギーの不足によるものではないと結論できる。しかし、本供試体の電極の構造上、電極がある程度、偏心することはまぬがれない。従って、スパークギャップが消炎距離、1mm 以下となったことによる不着火の可能性も考えられる。

最後に、低圧による反応速度の低下による消炎について検討する。前述のように、混合気核に着火温度をこえるに十分なスパークエネルギーをあたえられない場合には着火しないが、同様に、低圧のため燃焼室における反応速度が低くなり、反応による発熱よりも燃焼室壁面への熱損失が大きくなると消炎が起る。この関係を燃焼室直径と圧力の関係として実験的に求めたのが、図 35 である。本供試体の高混合比燃焼室部の混合比(総括混合比 1 の場合)と、

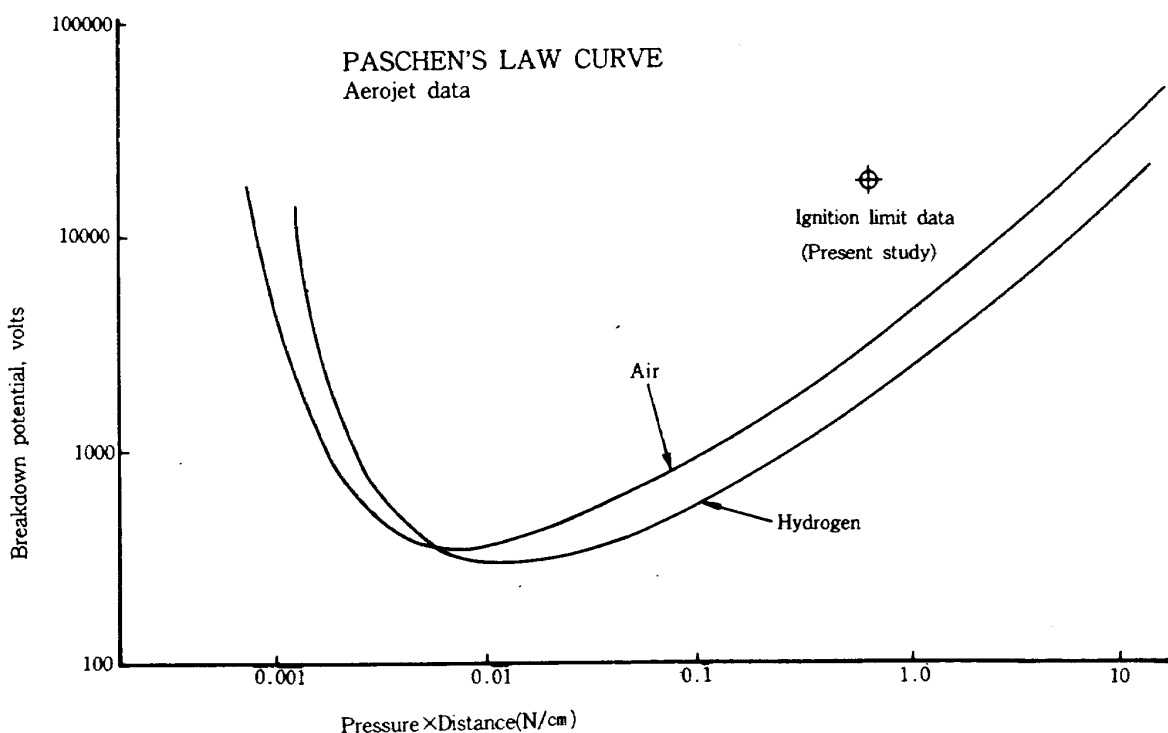


図 33 パッシェンの法則曲線

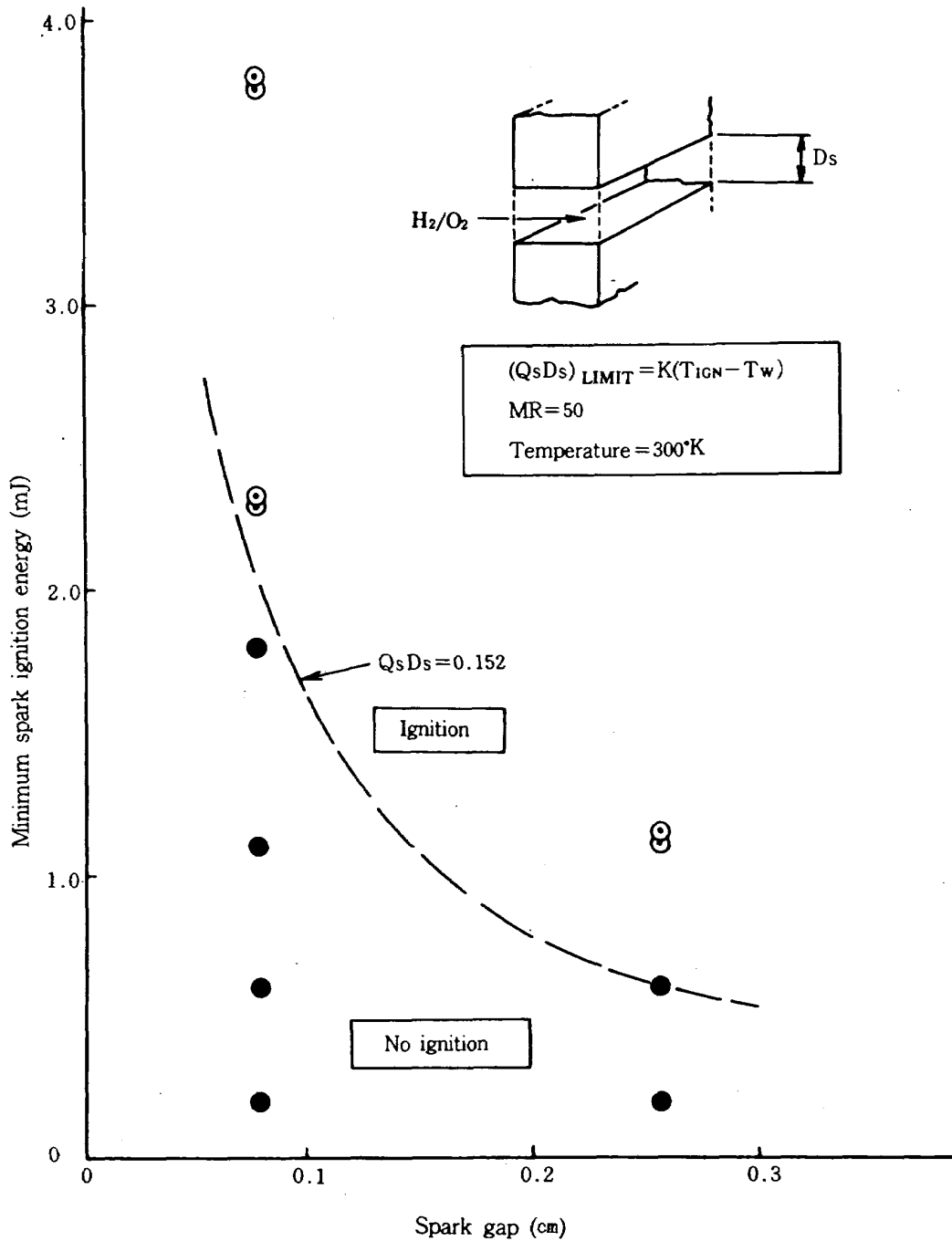


図 34 最小点火エネルギーにおよぼす火花間隔の効果

着火限界線（図 31）上の圧力の値から、着火限界の点を⊕で示す。⊕印の点は図 35 の限界線にきわめて近いことがわかる。このことから、本供試体の不着火の原因は、低圧による反応速度の減少である可能性が考えられる。本実験の着火限界線（図 31）が上に凸となる理由として種々の臆測が可能であるが、ここではふれない。

主点火器では、 $P_c = 1 \text{ Kg/cm}^2 \cdot a$  付近で不着火があるにもかかわらず、GG用点火器では、そのような傾向が観察されなかった。以下に、この点につ

いて若干の考察をおこなう。空力的スロート面積を ( $A^*$ ) とし、着火前の燃焼室圧力および温度を、 $P_0$  と  $T_0$  とすれば、 $C^*$  は

$$C^* = \frac{g_c P_c A^*}{\dot{m}} = \frac{g_c P_c A^*}{g_c \frac{A^* P_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{r}{R} \left(\frac{2}{r+1}\right)^{\frac{r+1}{r-1}}}}$$

$$= \frac{1}{\sqrt{\frac{r}{RT_0} \left(\frac{2}{r+1}\right)^{\frac{r+1}{r-1}}}} \cdot \frac{P_c}{P_0} \quad (6)$$



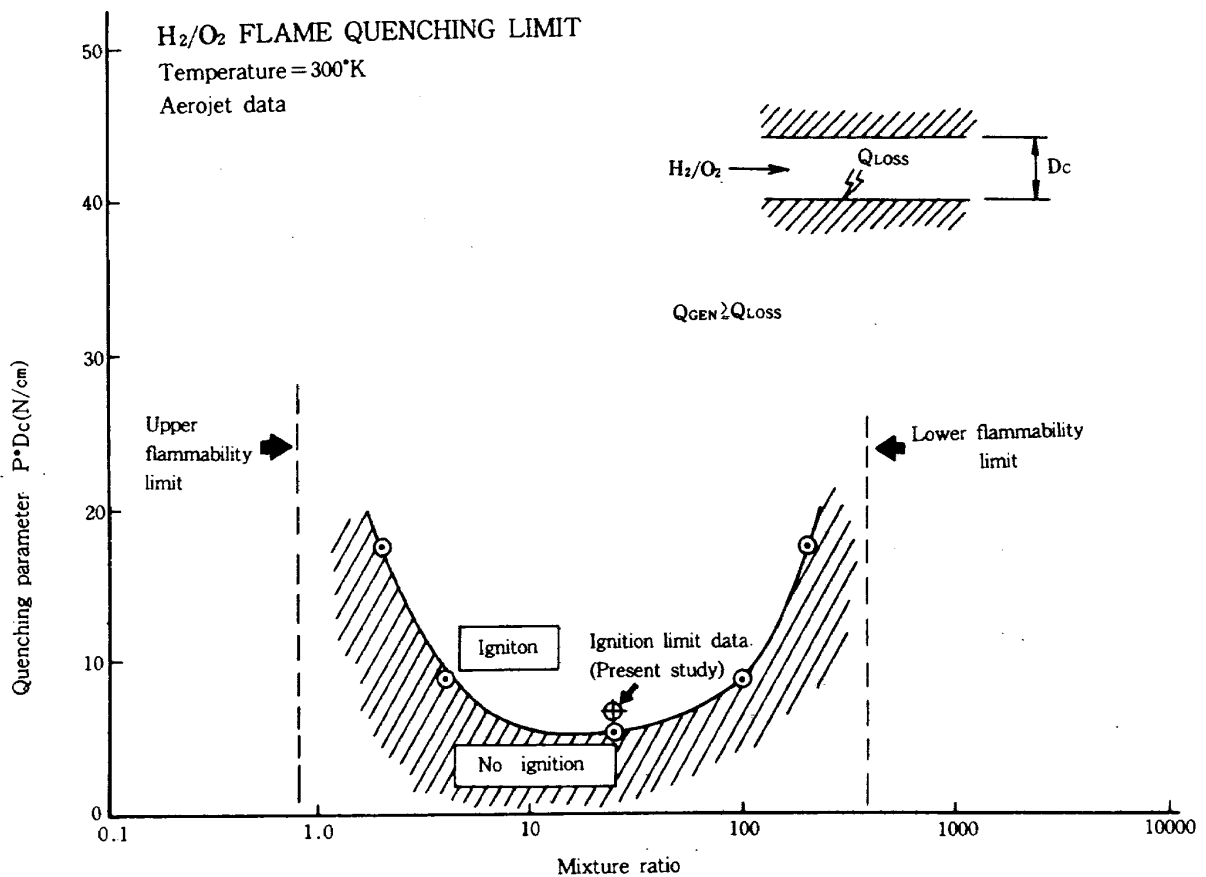


図 35 消炎パラメータにおよぼす混合比の効果

と表わすことができる。実験の範囲で、インターフェースオリフィスにおいて推進薬流はチョークしているため、推進薬流量  $\dot{m}$  は着火前後で変化はなく、着火前の燃焼室圧力  $P_0$  を用いて第 2 の等式の分母であらわすことができる。上の式は、 $C^*$  が同一ならば、着火前後の燃焼室圧力の比  $P_C/P_0$  はスロートの空力的面積によらないことを示すものである。この関係は着火限界付近まで燃焼室圧力を下げた場合にも成立するものと仮定する。 $T_0$  および  $C^*$  の値は、主点火器と GG 用点火器においてほぼ一致しているため、 $P_C/P_0$  は両点火器で同じでなければならない。GG 用点火器については  $P_C = 1 \text{ Kg/cm}^2 \cdot a$  付近で安定した着火が得られているのに対して、主点火器では不着火が多いのは、上述の単純な考え方と矛盾する。フィルムクーリングに用いる  $GH_2$  を含めた点火器燃焼室内の推進薬混合、化学反応速度および熱伝達等の過程の相異によって、GG 用点火器と主点火器との着火性の相異が表われたものと考えられるべきである。

高混合比燃焼室部へ供給される  $GH_2$  の流量は、フィルムクーリング量のはら  $1/25$  であり、総括混合比を 1 とすれば、高混合比部分の混合比は 26 となる。主点火器のフィルムクーリング  $GH_2$  は高混合比部にエゼクタ的な効果を示すのに対して、GG 用点火器においてはフィルムクーリング孔の直下流部で大きく絞られているため、高混合比部へある程度の  $GH_2$  が逆流し、高混合比部における混合を促進すると同時にその混合比を下げる効果があると考えられる。さらに、 $P_C = 1 \text{ Kg/cm}^2 \cdot a$  付近で主点火器の推進薬流量は  $8 \text{ g/s}$  程度であるのに対して、GG 用点火器では  $0.6 \text{ g/s}$  以下であることから、同一サイズの燃焼室部における気体の滞留時間が、GG 用点火器においてははるかに長く、着火限界付近の低圧に伴う化学反応時間の増加にうかって、火炎として存在し得る率は、GG 用点火器の方が主点火器に比べて大きいことも考えられる。以上のことは GG 用点火器の着火性の良い 1~2 の原因と考えられるが、詳細については、さらに検討を要する。

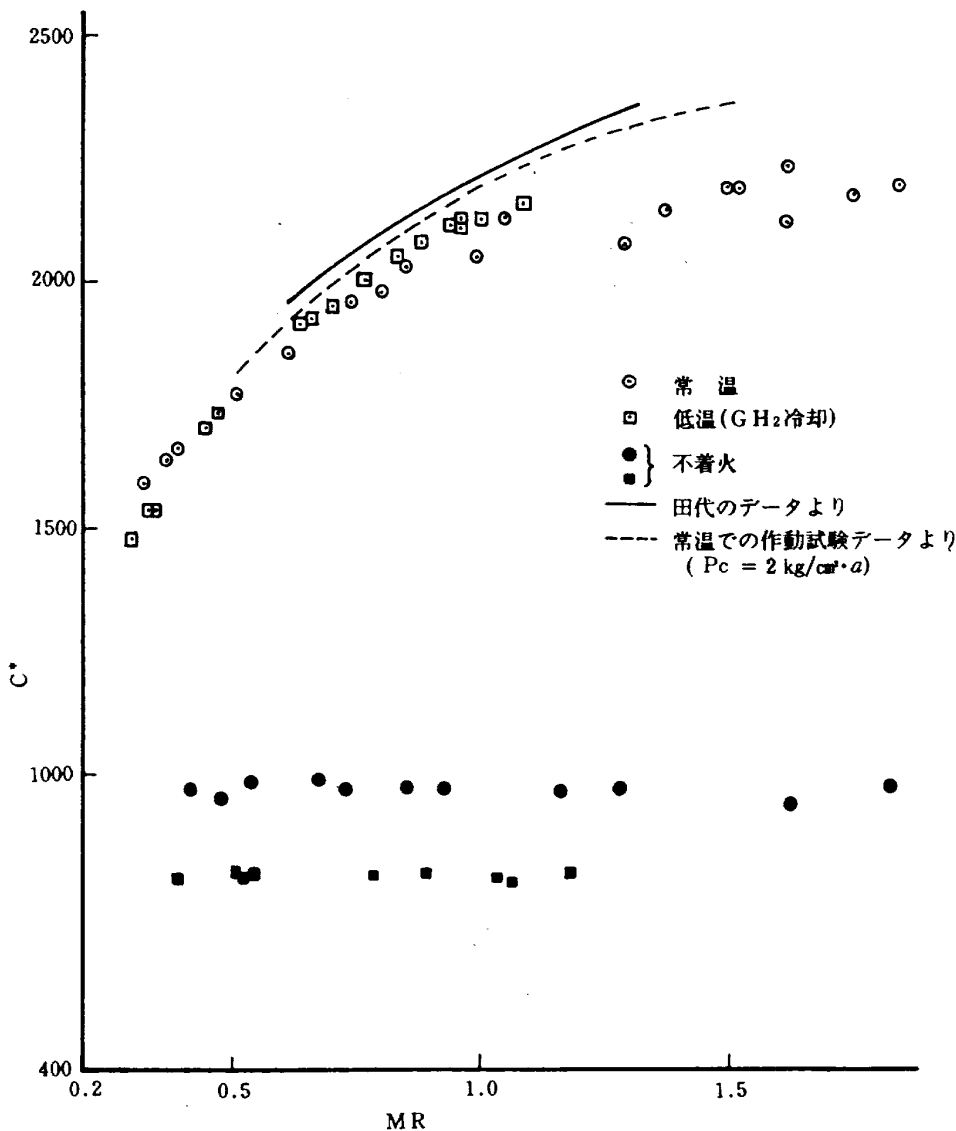


図 36 特性排気速度

図 36 は  $C^*$  と  $MR$  の関係を示している。着火限界付近では、図 15 のデータより  $C^*$  は、やや低い値となるのがわかる。図 37 には着火遅れ、すなわち、 $GO_2$  と  $GH_2$  弁開、スパーク ON の後、着火するまでの遅れ時間があきらかに認められるデータを、 $P_c$  と  $MR$  の平面でプロットした。白ぬきのデータ点は、比較的着火遅れ時間 ( $t_d$ ) が短く、0.2 ~ 0.1 秒の間の場合であり、黒ぬりのデータ点は、 $t_d > 1.0$  秒の場合である。フラグなしのデータ点は、着火限界試験 (エキサイタプラグ 27BS12112-1)、フラグありのデータは、低圧作動試験 (エキサイタプラグ 27BS12110-1A) のものである。図に斜線をほどこした部分が、着火遅れがある領域である。境界線が着火限界線と類似の傾向を示すことがわかる。着

火遅れ時間の長短の燃焼室圧依存性は、明確ではない。

### 3.4 エキサイタプラグの信頼性

表 2 に、使用したエキサイタプラグの作動経過を示す。部品番号 27BS12110-1A と 27BS12112-1 を、 $MR$  が 1.0 を越える場合も含めて、最も多数回使用した。この中で、27BS12110-1A は、かなり長く使用できた (5 秒燃焼 18 回、10 秒燃焼 54 回)。しかし、図 38 の上の写真のように焼損した。電極部が同一の材質である、インコネルで作られている 27BS12110-1 は、10 秒燃焼 8 回ですでに、図 38 の下の写真のように焼損した。8 回の試験には、 $MR$  が 1.2 を越えていない領域で使用していたことを考えれば、インコネルの電極は、10 秒程度の燃

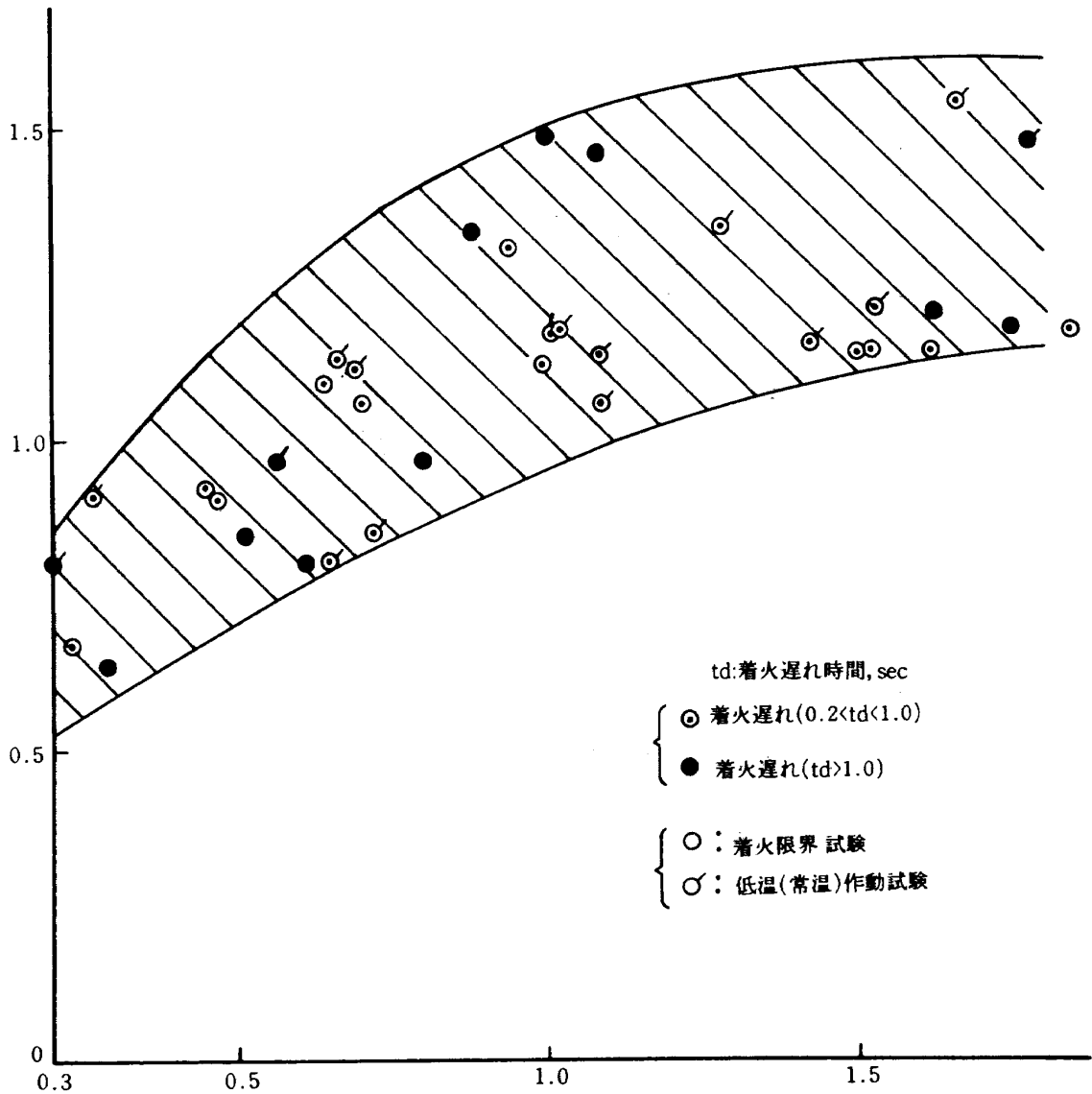


図 37 着火遅れ時間

表 2 エキサイタプラグ作動経過

部品番号	燃焼時間	スパーク時間	試験回数	一気電圧及び電流	備 考
27BS 12110-1A	5sec	3sec	18回	28 (V)	焼 損
	10sec	5sec	54回	0.3 (A)	
27BS 12110-1	10sec	5sec	8回	28 (V) 0.3 (A)	焼 損
27BS 12111-1	10sec	5sec	8回	28 (V) 0.95 (A)	
27BS 12112-1	10sec	5sec	17回	28 (V)	
	5sec	3sec	69回	0.45 (A)	
27BS 12110-1	5sec	3sec	20回	28 (V) 0.3 (A)	GC用点火器

焼を行なうと、使用回数10回以下で焼損することがありうると言える。

部品番号27BS12112-1型のエキサイタプラグは、

10秒燃焼17回、5秒燃焼69回後も、ニッケル電極部には図39の写真のように、特に損傷はなかった。10秒燃焼には燃焼圧、 $P_c = 4\text{Kg/cm}^2 \cdot a$ までの場合も含まれており、5秒燃焼においては、燃焼圧 $1\text{Kg/cm}^2 \cdot a$ であるが、MRが0.5以下あるいは1.5を越える多数の実験点があることを考慮すれば、この型式のエキサイタプラグが試験したうちで、最も信頼性が高いと思われる。尚、着火性はすでに3.1.5節で述べたように、部品番号27BS12110-1と27BS12112-1では差異はないが、27BS12111-1は27BS12112-1に比べてやや劣る。以上のことから部品番号27BS12112-1のエキサイタプラグは、耐久性、着火性ともに、他の2つの型式よりも優れていると、判断することができる。尚、図20の結果

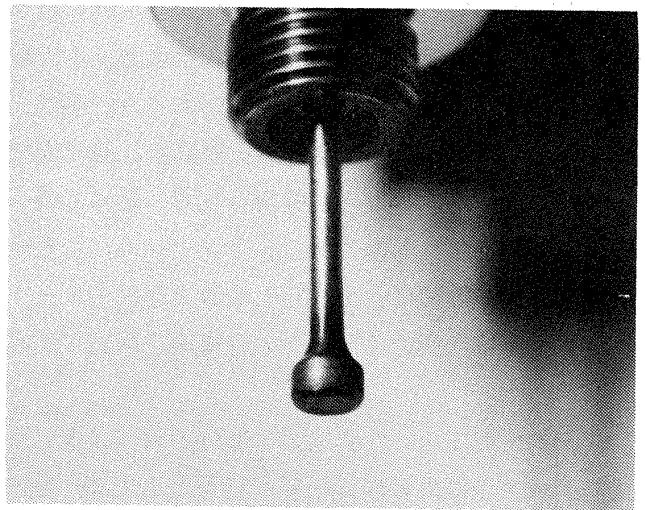
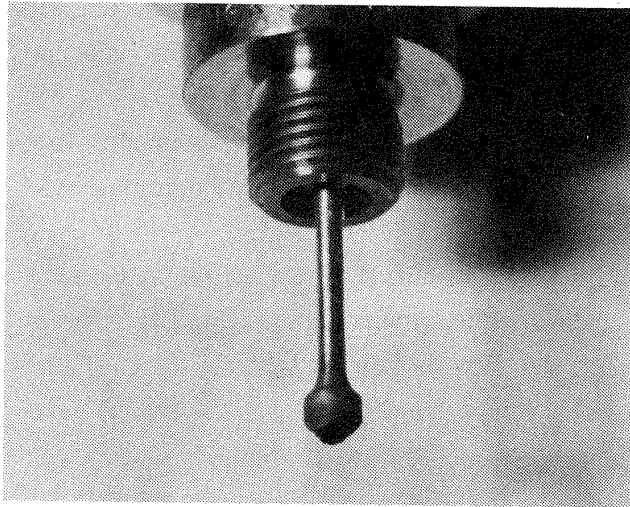
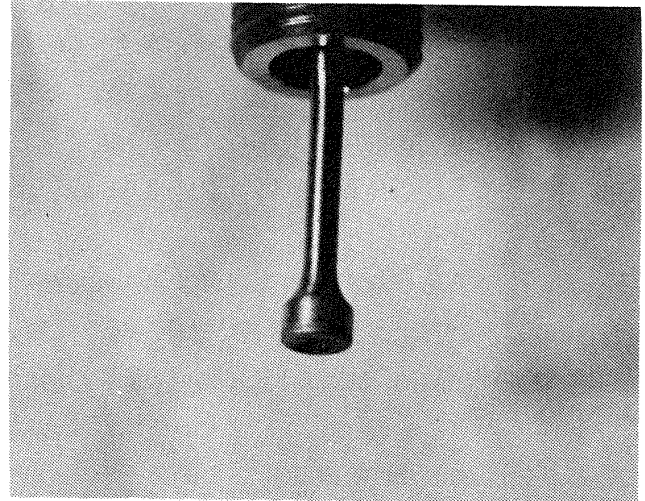
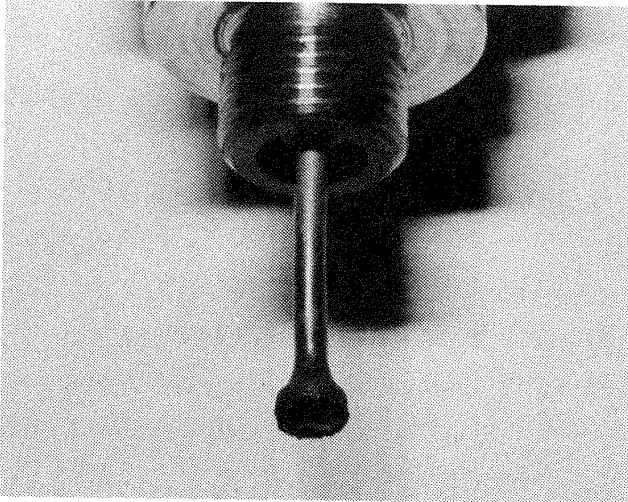


図 38 焼損した電極 上 (27 BS 12110-1 A)  
下 (27 BS 12110-1)

図 39 試験後の電極 上 (27 BS 12112-1)  
下 (27 BS 12110-1), GG用

と、図 32 の着火限界試験の結果を比較すると、後者において若干、着火性が劣化しているようにみえる。この原因は不明であるが、試験回数を重ねることによってできる、電極表面の酸化物の効果である可能性が考えられる。

#### 4. むすび

宇宙開発事業団が開発中の推力 10 トンの液酸・液水エンジンに用いる、主燃焼室およびガス発生器用の 2 つの点火器について、194 回、累積約 1440 秒の環境圧力約 10 torr における、点火器単体の高空作動試験をおこない、次のことがわかった。

(1) 主燃焼室用点火器（主点火器）の設定点火器燃焼室圧が、 $1 \text{ Kg/cm}^2 \cdot \text{a}$  の場合には不着火が起きる確率が大きく、特に推進薬温度が低い場合に、この傾向は著しい。

- (2) 主点火器の  $C^*$  効率は  $MR 0.5 \sim 1.5$  の間で、 $85\% \sim 95\%$  であり、 $MR$  と共に大きくなる。
- (3) 0.1 秒の酸化剤リードあるいは、水素リードは着火性に影響をおよぼさない。
- (4) 試験した 4 種類のエキサイタプラグのうち、電極材質が純ニッケルで、二次ギャップを有するコンデンサ放電型（部品番号 27 BS 12112-1）のものが、相対的に着火性、耐久性が良好である。
- (5) ガス発生器用点火器（GG 用点火器）は、点火器燃焼室圧  $P_C \geq 1.0 \text{ Kg/cm}^2 \cdot \text{a}$ ,  $MR = 0.5 \sim 1.5$  のあいだで良好に着火する。主点火器でみられた不着火が観察されなかったのは、フィルムクーリング孔の下流の形状あるいは推進薬流量の相異によるものと推測される。
- (6) GG 用点火器の  $C^*$  効率は、 $MR = 0.5 \sim 1.0$  の範囲で  $90 \sim 95\%$  と推定される。

(7) 主点火器の着火限界を着火前の燃焼室圧  $P_0$  と、MRの平面で求めた。低温推進薬の場合、MRが0.5～1.0の間で着火限界の  $P_0$  は、300～380 torrであり、MRが大きければ大きい。着火した時の燃焼室圧に換算すれば、0.9～1.4Kg/cm<sup>2</sup>・aとなる。

(8) 0.2秒から1秒以上の着火遅れを示す領域は、着火限界線のわずか上方にあり、MR=0.5で  $P_C = 12\text{Kg/cm}^2 \cdot a$  , MR=1.5で  $P_C = 1.6\text{Kg/cm}^2 \cdot a$  程度となる。従って、主点火の燃焼室圧力は  $2\text{Kg/cm}^2 \cdot a$  以上に設定すべきであろう。

本実験の結果あるいは、今までの開発試験の結果によって、点火器がさらに改造された場合、本実験と同様な試験を再度おこなう必要がある。主点火器は、エンジンの主燃焼室の着火が高空状態で安全、確実におこなわれることが確認されて、始めてその機能が確認されるものである。エンジンの高空性能試験を実施する前に、少なくとも着火遅れのオーダ、着火時の燃焼室圧力のピークの有無等を検討する必要がある。

尚、本研究で用いた装置の一部分の製作、大気圧試験データの提供等において、三菱重工業(株)名古屋航空機製作所の方々に絶大な協力をいただいた。ここに深く感謝の意を表す。航技研の前大塚貞吉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。

## 参 考 文 献

- 1) 大塚他；液体水素ロケット燃焼器高空性能試験設備, NAL TM-387(1979)
- 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) 三菱重工業(株)；未発表実験データ
- 4) 宮島, 阿部, 木皿；ロケットエンジン高空性能試験用ディフューザの設計計算, NAL TM-313(1976)
- 5) A. H. Shapiro; *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, pp. 159～186, Ronald Press (1953).
- 6) R. J. LaBotz and A. J. Blubaugh; *Integrated Thruster Assembly Program*, NASA CR-134509 (1974).
- 7) A. M. Kanury; *Introduction to Combustion Phenomena*, pp. 112～131, Gordon and Breach Pub. (1975).

---

## 航空宇宙技術研究所資料435号

昭和56年5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

---

