

NAL TR-805

ISSN 0389-4010

UDC 662.612.1 :  
621.454.3.022.5

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-805

上段用後方点火方式ロケットにおける  
推進薬の低燃速化（負触媒添加法）

新岡嵩・三谷徹・高橋守  
泉川宗男・岸和男・橋田敏寛

1984年4月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 上段用後方点火方式ロケットにおける 推進葉の低燃速化（負触媒添加法）\*

新岡嵩\*\* 三谷徹\*\* 高橋守\*\*  
泉川宗男\*\* 岸和男\*\*\* 楠田敏寛\*\*\*

Catalyzed low burning rate propellants for upper-stage  
solid rocket motor

Takashi NIIOKA, Tohru MITANI, Mamoru TAKAHASHI  
Muneo IZUMIKAWA, Kazuo KISHI and Toshihiro NARATA

## ABSTRACT

Composite solid propellants catalyzed to lower the burning rate were investigated in this paper. To increase nozzle expansion ratio with a fixed rocket motor length, a smaller nozzle throat, and thus a lower-burning-rate propellant are needed for upper stage motors. A few types of catalysis were selected for experiments in consideration of their propellant flame structure: additives such as oxamide and urea considered for their effect on the solid-phase or decomposition flame of AP, additives such as alkali-metal and halogen compounds for their effect on the diffusion flame of released oxygen and fuel binder, and inert material such as aluminum oxide. Alkali-metal and halogen compounds had no effect on solid propellant, although they are well known as flame suppressants. Urea was the best for decreasing the burning rate, and the specific impulse decrease obtained by the chemical equilibrium calculation was the smallest, but there was a problem with its accommodation to the binder. In the end oxamide turned out to be the best synthetic additive. Utilizing the standard propellant (12%HTPB, 72%AP and 16%Al) and the propellant catalyzed by oxamide, 400 mm diameter spherical motors with aft-end igniter were made and demonstration firing tests were conducted.

\* 昭和58年6月20日受付

\*\* 角田支所

\*\*\* ダイセル化学工業㈱

## 1. 緒 言

上段用球形固体ロケットの高性能化のため、チャンバ、ノズル、インシュレータ等の材料の改良、高比推力を得る推進薬の開発のほか、グレインデザイン、高膨張ノズル、展開ノズルなどについて種々の試みが欧米を中心になされている。わが国でも、H-Iロケットの第三段ロケットモータ及びアボジモータの開発にみられるように、上の項目のいくつかについて著しい進展が期待できる。特に、アボジモータは、わが国では初めて後方点火方式<sup>(1)</sup>を導入した従来にない形式のロケットになっていて、一部の衛星にこの形式の国産化されたモータが使用されることになったのは、注目すべき進展の一つであり、後方点火技術、加圧充填技術、ヘッドウェップグレイン設計など新しい技術が初めて取り入れられた。わが国における将来の大型ロケット上段用や軌道変換用ロケット(OTV)などにおいて、このように高性能化しつつある固体ロケットは、今後とも簡便さのみならず、性能面でも一層他と競合し得ると考えられる。

このように、後方点火方式ロケットの採用は、近年の固体ロケットについての一つの大きな転換だったのであるが、本研究も、このような転換の試みの一つといえる。従来の推進薬の開発は高比推力化を目指しているが、本報告の推進薬はむしろ逆行するといえるような発想だからである。推進薬に微量の負触媒を添加して燃焼速度を下げるに、通常比推力は低下する。しかし、これによって一定圧力を保つためにはノズルスロート径が小さくなり、従って開口比が大きくなる。開口比の増大によって負触媒添加に起因する比推力低下分を補うか、更には上回る程の比推力向上を期待する方法である。本報告は、この考え方でロケットの高性能化が達成できるか否かの可能性をみる意味で、推進薬の燃焼速度を中心に調べた。

低燃焼速度(以下、低燃速と略す)化として考へているのは、ニトラミン系(HMX)推進薬の導入や、酸化剤である過塩素酸アンモニウムを大粒にする方法などがある。両者とも理論比推力の低下を招かないという意味で有望なものであるが、

前者には安全性、後者は球状大粒子の入手性などの問題のほか、両者とも物性が下がる危険性を伴っている。特に、潜在的に高性能を有しているニトラミンの採用に関しては、最近種々の問題点の解決が進んでいて、将来上段用に不可欠のものになることが予想される。ただし、極端に燃焼速度を下げるという意味では本質的に無理な方法である。ここでは、低燃速化技術の一つとして負触媒を取り上げたが、ロケットの高性能化のみならず、推進薬の燃焼速度を制御するときの簡便な手法として一度は整理しておく必要のあったテーマである。例えば、負触媒添加方法は、比推力の比較でたとえそれ程の利得がなくとも、低燃速化によって長秒時燃焼(低加速度)のロケットが可能になり、多様化に応えることができる。

はじめ理論平衡計算によって比推力を算出し、どの負触媒添加が最も比推力の低下を小さく抑えることができるかを求める。続いてストラント試験片によって燃焼速度を測定し、100 mm 径ロケットによって振動燃焼等不具合が生じないことを確認する。更に、後方点火実験を経て400 mm 径後方点火方式球形モータを試作し、その燃焼実験を行う。これら一連の理論計算から球形モータの燃焼実験までの研究を通して、低燃速化によって上段モータを高性能にする可能性を検討した。

## 2. 理論的背景

### 2.1 低燃速化による比推力向上

ロケットの性能を表わす基準として、大まかに二つの指標が与えられている。一つは比推力であって、推進薬からどれだけのエネルギーを取り出しえるかという指標である。もう一つはそのエネルギーを引出すための装置質量の軽量化を示す指標で、推進薬質量をロケット全質量で割った質量比(マスレシオ)又は充填率と呼ばれるものである。この二つの指標の同時向上が最も望ましい訳であるが、本報告の場合は、燃焼ガスをなるべく高速で排出することによって、即ち、開口比を大きくすることによって比推力向上を図ろうとするものである。(第二の指標の方は、ノズルスロート径が小さくなる分だけ若干損われるが、出口径の増大に比べればほとんど損われ

ないと言って良い。)わが国では現在開口比50程度である。近年の推進薬の燃焼速度は概ね7~8mm/sec(4MPa)で与えられるので、ノズルスロート径は決まってしまい、開口比の調整はノズル出口径で行われる。この出口径の大小はロケットモータの重量と長さの大小に著しく影響するので、開口比の選定は設計時の重要な項目になっている。そこで、ノズル出口径を抑えたまま開口比を大きくする方法を考案しようとしたのが本研究の動機である。

ノズルスカートの広がり角度は適正な値がほぼ決っているので、開口比を大きくする方法はノズルスロート径を小さくする以外にはない。一般に、ノズルスロート径を小さくして燃焼圧力を上げると推進薬の歪やチャンバ強度に問題が出てロケット重量が大きくならざるを得ない。従って、推進薬の燃焼速度をできるだけ性能低下を招かないようにして小さくしなければならない。このことを簡単に数式で述べると次のようになる。推進薬燃焼面(面積 $A_b$ )から出るガス量が、ノズルスロート(面積 $A_t$ )から出していくガス量 $V_C$ 等しいとして、

$$A_b r \rho_b = A_t P_c \sqrt{\frac{gr}{RT_c}} \left(\frac{2}{r+1}\right)^{(r+1)/(r-1)} \quad (1)$$

ここで、 $r$ 、 $\rho_b$ は各々推進薬の燃焼速度及び密度、 $P_c$ 、 $T_c$ は各々燃焼圧力及び温度、 $g$ は重力加速度、 $r$ は比熱比、 $R$ は一般ガス定数を表わす。従って、

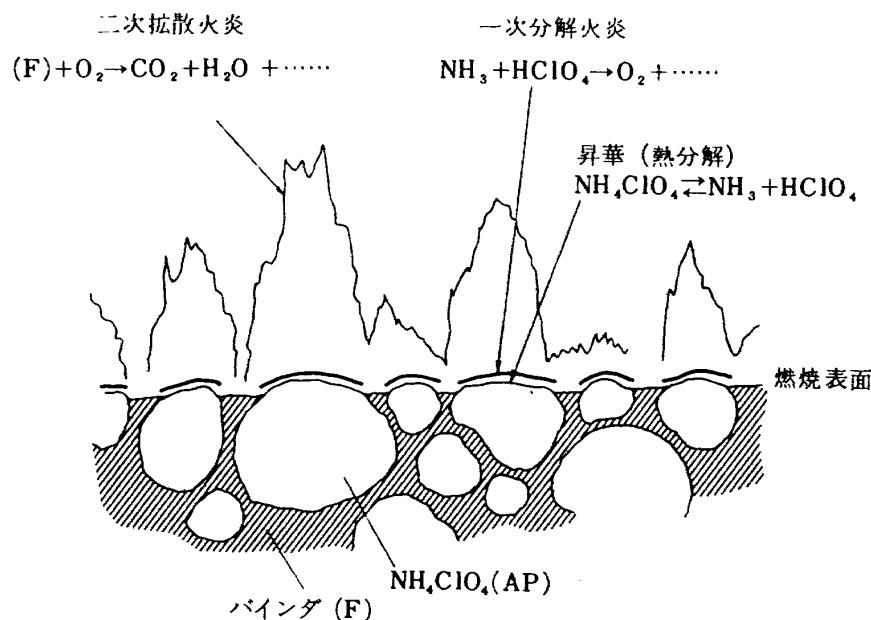


図2-1 コンポジット推進薬燃焼モデル

ノズル開口比 $\epsilon = \text{ノズル出口面積}(A_e)/A_t$ は、

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{A_e}{A_b} \cdot \frac{A_b}{A_t} = \frac{A_e}{A_b} \cdot \frac{P_c}{r \rho_b} \sqrt{\frac{gr}{RT_c}} \left(\frac{2}{r+1}\right)^{(r+1)/(r-1)} \quad (2)$$

$P_c$ 、 $A_e$ 、 $A_b$ を固定し、 $T_c$ 及び $r$ の変化は小さいとみなすと、

$$\epsilon \propto \frac{1}{r} \quad (3)$$

が得られ、 $r$ と $\epsilon$ は概ね逆比例の関係にあることがわかる。即ち、燃焼圧力、ノズル出口径、グレイン形状を定めておいて開口比を大きくするためには燃焼速度を下げなければならない。

## 2.2 負触媒の選定

従来のコンポジット推進薬の組成を著しく変えていく方法ではなく従来のものを標準として、微量添加物によって低燃速化する方法をとった。従来の研究は、高燃速化の研究が多く、低燃速化の試みは少ない。しかも、負触媒添加による燃焼速度の変化のメカニズムについてはわかっていないと言って良い。そこで、図2-1に示すようなコンポジット推進薬の燃焼モデルに立戻って、これを考えながら表2-1に示す添加物を実験に供した。

図2-1に示されるように、火炎からの熱のフ

表 2-1 添 加 物

添 加 物	化 学 式	予想される抑制作用	予想される活性種
オ キ サ ミ ド	(H <sub>2</sub> NOC) <sub>2</sub>		NH <sub>2</sub>
リン酸=水素アンモニウム	NH <sub>4</sub> H <sub>2</sub> PO <sub>4</sub>		NH <sub>2</sub> and/or P
尿 素	CO(NH <sub>2</sub> ) <sub>2</sub>		NH <sub>2</sub>
テトラブロム ビスフェノール A	(CH <sub>3</sub> ) <sub>2</sub> C(C <sub>6</sub> H <sub>2</sub> Br <sub>2</sub> OH) <sub>2</sub>		
ヘキサブロムベンゼン	C <sub>6</sub> Br <sub>6</sub>		
デカブロムジフェニルエーテル	(C <sub>6</sub> Br <sub>5</sub> ) <sub>2</sub> O		
1.2.3.4-テトラブロムブタン	(CHBrCH <sub>2</sub> Br) <sub>2</sub>	APの分解ガス(O <sub>2</sub> )とバインダ分解ガスの燃焼反応	Br
フッ化カリウム	KF		K and/or F
過塩素酸カリウム	KClO <sub>4</sub>		K and/or Cl
アルミナ	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	不活性	なし

ードバックによって過塩素酸アンモニウム（以下、APと略す）及び燃料バインダが熱分解してガス化される。APの昇華ガスはAPの表面上数μmのところで一次分解火炎を形成して酸素を多量に生成する。この酸素と燃料ガスが高温の二次拡散火炎を作り激しく燃焼する。通常、このほかにアルミニウム粉末が混入されていて、これはさらに図の上方で燃焼するが、複雑さを避けるためここでは省略して考える。添加物は、APの熱分解（昇華過程及び分解火炎）に作用すると予想されるものと、二次火炎に作用すると予想されるもの、及び不活性なもの三種類に分類して考えた。

APの熱分解過程では、図2-1に示される化学方程式の中のアンモニア(NH<sub>3</sub>)の量が平衡関係を移動させてAPの熱分解を抑えるという考え方<sup>(2)</sup>があるので、NH<sub>2</sub>基を多量に生成する物質を選んだ。また、作用機構はいままで明らかにされていないが、従来から負触媒として用いられているフッ化リチウム(LiF)<sup>(3)</sup>を選んだ。二次拡散火炎の燃焼反応を抑えるものとしては、従来から燃焼抑制作用があるとして消火剤<sup>(4~6)</sup>として利用されているハロゲン化合物系<sup>(4~6)</sup>及びアルカリ金属化合物系<sup>(6~9)</sup>のものを用いた。アルカリ金属化合物は、ロケットの二次火炎を抑制するために推進薬に添加されることもあって、燃焼性についても比較的良く調べられている。<sup>(10)</sup>このほ

かに、反応系には何ら作用しないアルミナも熱的にどの程度影響するか調べるために用いた。いずれの添加物も、その粒径は1.5~3 μmの重量平均粒径である。

### 2.3 化学平衡計算

表2-1に示す添加物を推進薬に混入したときの性能計算を初めに行った。計算の対象とした基本推進薬は、燃料バインダとしてHTPB(末端水酸基ポリブタジエン)12%, AP72%, 金属燃料アルミニウム粉末16%からなるコンボジット推進薬である。これらの相対的割合を変えないで添加物を混入した。実際の推進薬製作ももちろんこのように行なった。化学平衡計算は、開口比ε=50, 100, 200の3つについて行われ、図2-2に比推力の値、図2-3に燃焼温度、図2-4にε=100のときのノズル出口における平均分子量を示す。計算は、文献<sup>11</sup>に従ってなされた。

図2-2によれば、いずれも比推力は低下しているが、オキサミド及び尿素は低下の度合が小さく、フッ化リチウムは他と比べて著しく低下することがわかる。これは、図2-3及び2-4からわかるように、フッ化リチウムの場合には分子量がほとんど変化しないが燃焼温度低下が著しいことによる。オキサミドと尿素は、分子量が下がる

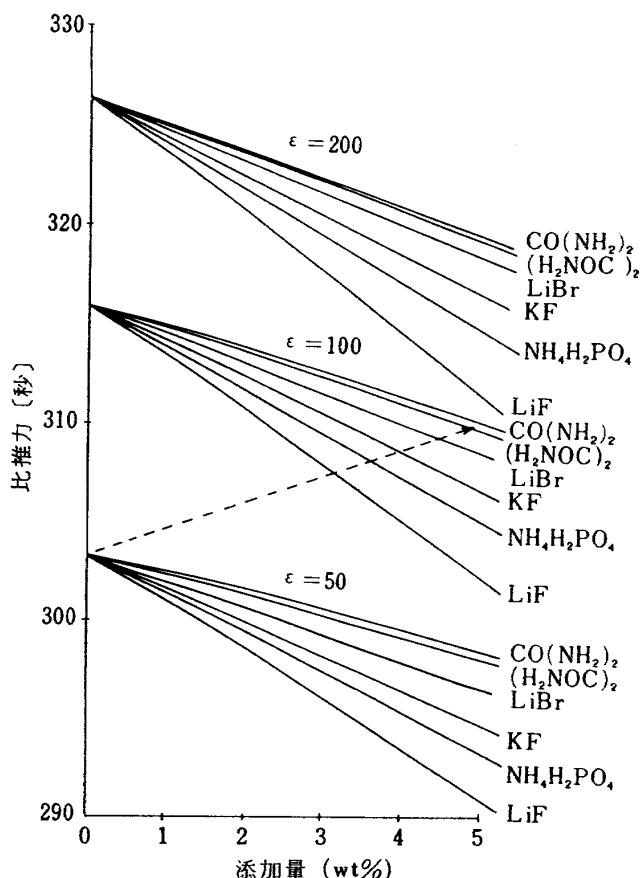


図 2-2 理論比推力の変化

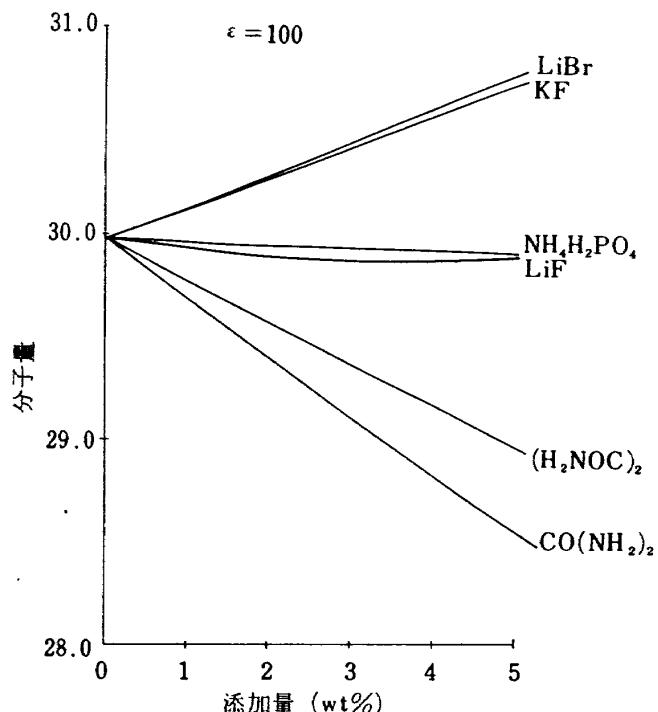


図 2-4 平均分子量の変化

ことが幸いしている。燃焼温度も 5 % 混入によって 150 度程低下していく比推力の低下をきたすが、結局他と比較して著しくはなかった。もし、開口比の増大で比推力の低下を防げれば、ノズル材料等の理由で燃焼温度の低下はむしろロケットにとって有利になる。

2-1 節で述べたように、もし、これらの添加物によって推進薬の燃焼速度を大巾に下げることができれば、開口比を大きくすることで燃焼性能低下分を補い、更にはロケットの性能を改善することも可能になる。例えば、オキサミドあるいは尿素を 5 % 添加し、燃焼速度を 1/2 にできれば、ノズル出口径およびチャンバ圧力を変えることなしに開口比を 2 倍にすることができる。いま、基本推進薬（添加量 0 %）を用いたロケットの開口比を  $\epsilon = 50$  とすれば  $I_{sp} = 303 \text{ sec}$ 、一方、5 % 添加低燃速推進薬を用いた  $\epsilon = 100$  の場合の比推力は  $310 \text{ sec}$  となり、図 2-2 の点線で示されるように、差引  $7 \text{ sec}$  の性能改善となる。このように、推進薬の燃焼速度を積極的に下げることによって固体ロケットを高性能化する試みはあまり行われていなかったが、本計算はその可能性を示している。

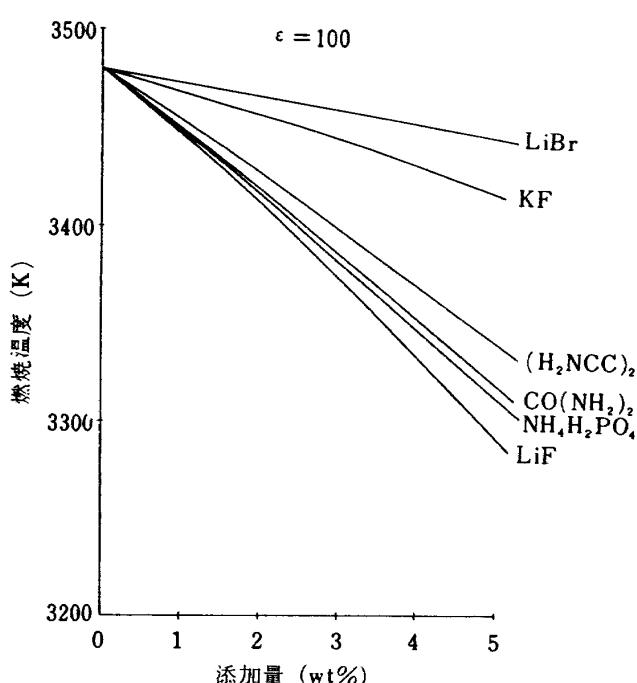


図 2-3 燃焼温度の変化

### 3. ストランド燃焼実験

推進薬の燃焼速度が極端に下らない限り開口比は大きくならないので、いかに微小量で低燃速化するかが問題となる。燃焼速度を理論的に求めることは現在のところ不可能であるため実験によるほかはない。 $7 \times 7 \text{ mm}^2$  の燃焼面積、 $100 \text{ mm}$  長のストランド試験片を窒素ガス圧を調節しながら  $1.5 \sim 10 \text{ MPa}$  の圧力で燃焼実験した結果を図 3-1～3-8 に示す。

図 3-1 の基本推進薬のデータに関しては、ストランドのほか  $60 \text{ mm}$  径、 $100 \text{ mm}$  径ロケットについても実験を行った。 $60 \text{ mm}$  径ロケットの実験結果は、ほとんどストランドの結果と違いは見出せなかったが、 $100 \text{ mm}$  径ロケットとは後述するような差が若干あった。しかし、定性的には変りないので当面はストランドの結果について述べる。図 2-1 によれば、臭素化合物の添加は比推力を著しく低下させるので燃焼速度の劇的な低下が要求される。図 3-1 に  $1\%$  程度の添加の実験結果も示すが、ほとんど燃焼速度に差がなく、低燃速化に不向きであることがわかった。不活性のアルミナに比べて多少は低下の度合は大きいものの化学的抑制効果<sup>(7)</sup>が働いているとは考え難く、不適切と判断される。このことは図 3-2 に示すアルカリ金属化合物の場合も同様で、予混合気の燃焼速度、発火<sup>(6)</sup>及び消炎<sup>(4)(5)</sup>などの基礎燃焼実験では著しく効果があった臭素化合物やアルカリ金

属化合物も、推進薬の低燃速化には効かない。表 2-1 に示される臭素化合物はすべて消火剤としてポリマー等に混入されてきたものであるが、推進薬にはほとんど効果がなかった。火炎温度が高々  $2,000 \text{ K}$  であった基礎燃焼実験では有効でも、推進薬火炎のように  $3,000 \text{ K}$  を越えるような高温では有効性が失われることが考えられる。ハロゲン化合物やアルカリ金属化合物は、火炎中で例えば臭素原子やカリウム原子などを放出し、これが活性な水素原子との連鎖失活反応によって全体の化学反応速度を遅らせはするが、高温の燃焼室の中で多少の反応速度の遅れがあっても推進薬への熱のフィードバックを大巾に減少して燃焼速度を下げることにはならないことが推測される。もし推進薬の火炎の中で添加物が最も影響しそうな個所を捜すとすれば、それはガス化した燃料と一次分解火炎から拡散される酸素が接する二次拡散火炎の基部であろう。添加物がこの基部に影響して反応速度を遅らせ、火炎が推進薬表面から遠ざかることになれば、AP やバインダへの熱のフィードバックが低下して燃焼速度を下げるに期待される。<sup>12)</sup> コンボジット推進薬火炎は拡散支配であるが、反応速度を遅らせても燃焼速度が不变だったとすれば、依然として拡散が支配的であり、反応速度は極めて速いことを物語る。AP 分解ガスが極めて強い酸化性を有していることも起因するかも知れない。

燃焼抑制剤として良く知られる添加物が効果的で

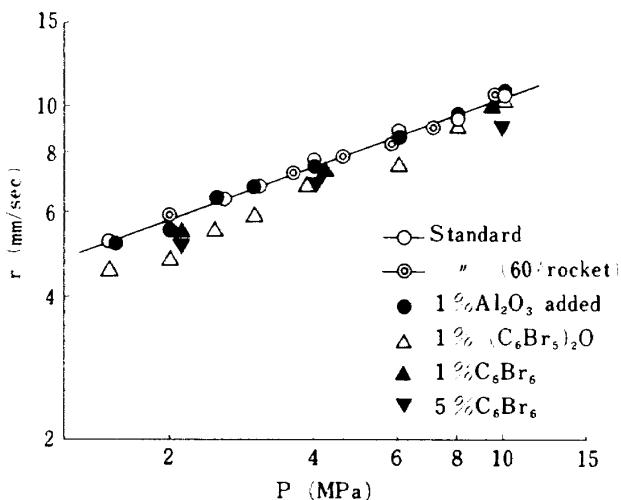


図 3-1 基本推進薬の燃焼速度及びこれとの違いが小さかった場合のデータ

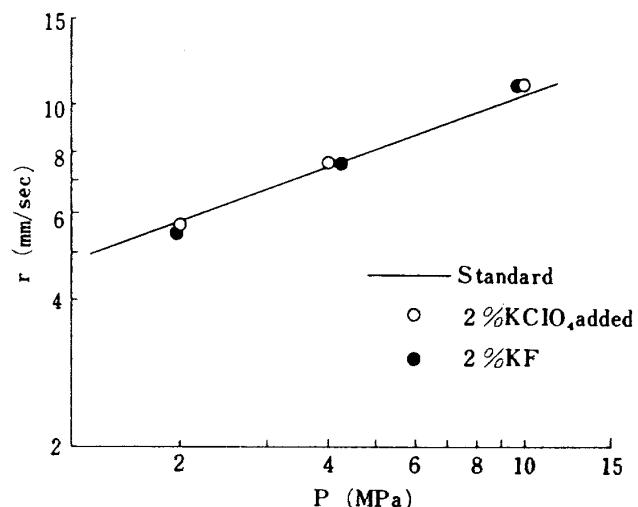


図 3-2 アルカリ金属(カリウム)化合物添加の場合

ない他の要因は次のような事柄が考えられる。固体添加物の場合には、火炎領域内での滞留時間と分解に要する時間の大小が効果に大きく影響するので、このことにも留意しなければならない。添加物が火炎基部へ達する時間の概算見積は  $0.1 \text{ m sec}$  であり、この値は  $1.5 \sim 3 \mu\text{m}$  粒径の添加物が熱分解するのに十分な時間とはいえない。<sup>(8)</sup> もう一点は、文献<sup>(9)</sup>などに見られるように、火炎基部へ添加物あるいは分解物が有効に届いているかどうかの問題である。図 2-1 のモデルをみると、バインダ内に粒子の状態で混入される添加物のすべてが火炎基部に作用するとは考え難い。以上のような理由によって、いわゆる消火剤として有効なものが必ずしも推進薬には効果的ではなくなつたと考えられる。

次に、フッ化リチウムの場合を図 3-3 に示す。

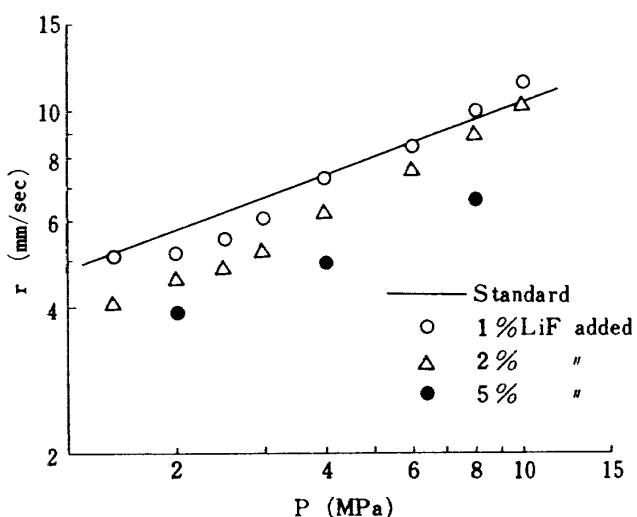


図 3-3 フッ化リチウム添加の場合

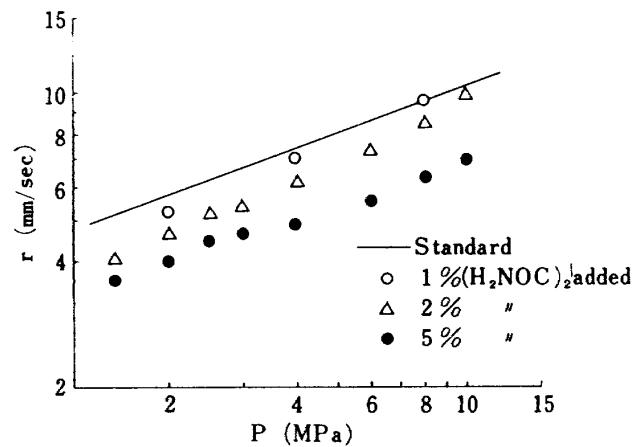


図 3-4 オキサミド添加の場合

A P 80%, バインダ 20% のアルミニウムを含まない推進薬<sup>(10)</sup>ほどではないが、アルミニウムを含む本実験の場合でもかなりの低燃速化ができる。著者らの文献<sup>(11)</sup>と同じ手法で行った実験では、フッ化リチウムを含む A P の燃焼速度が低下して分解過程に影響していることを暗示するデータもあるし、気相反応に影響するとみなしている考え方<sup>(10)</sup>もあって、まだ十分理解されているとはいえない。圧力が高い範囲では安定な燃焼が得られていることを 100 mm 径ロケットによって確かめた。従って、低燃速化もできてロケットとして使い得るが、図 2-1 に示したように添加による比推力低下が最も著しいので一層急激な低燃速化でなければ上段用ロケットとしては適切でない。

次に、アミド系として用いたオキサミド、リン酸

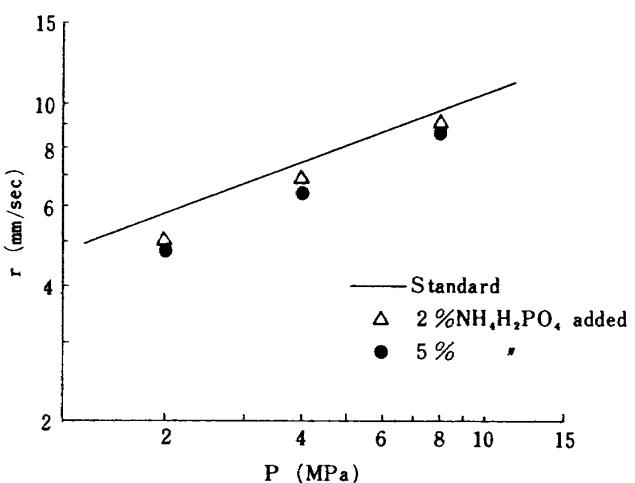


図 3-5 リン酸=水素アンモニウム添加の場合

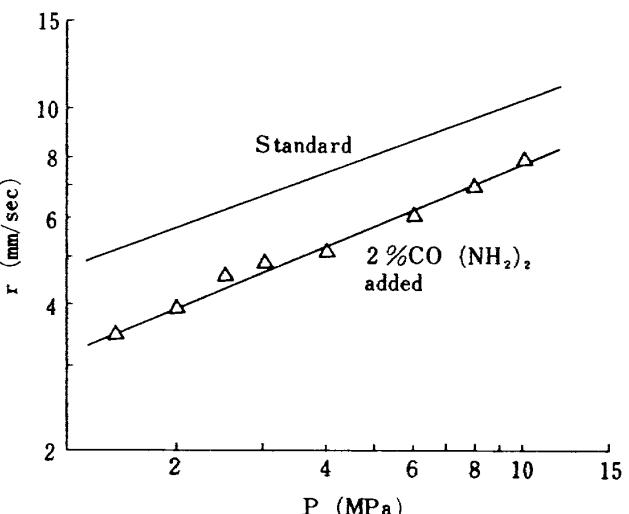


図 3-6 尿素添加の場合

二水素アンモニウム及び尿素の結果を各々図3-4, 3-5, 3-6に示す。オキサミドはフッ化リチウム程度の低燃速化が計れた。リン酸二水素アンモニウムは、燃焼速度の減少ははっきりと出ているがその変化は小さく本目的には適さない。セルロースには極めて強い炭素化作用をみせるリン系化合物も、バインダポリマー等の推進薬組成には働かないようであるし、分解時に発生する何らかのアミド系化合物あるいはアンモニアガスもこの場合低燃速化には有効でなかったことになる。本報告で最も低燃速化できたものは尿素であった。しかしながら、3%以上添加すると、注型性が損われたり、通常のキューリングではうまく硬化しなかったりで、推進薬としての適合性に問題が生じた。バインダとの何らかの反応が予想されたが、この問題が解決しない限り後述する球形モータに供することはできない。経時変化等のデータもとらなければならないからである。尿素がもつ何かが低燃速化に効果的であることはわかったので、今後種々の工夫を行って推進薬として使えるようにしなければならない。

以上のように、アミド系は低燃速化に効果的であることはわかったが、そのメカニズムまでは本報告で調べていない。APの分解過程  $\text{NH}_4\text{ClO}_4 \rightleftharpoons \text{NH}_3 + \text{HClO}_4$  は、右辺の  $\text{NH}_3$  が増すと右への移動を抑制することを述べている。添加物はAPとは別の粒子の形で入っているので、図2-1のモデルでいえば燃焼表面のバインダとAPの間から分解して出てくることになる。一次分解火炎が表面から数

$\mu\text{m}$  の距離の間に分解した添加物が拡散していくのか疑問が残る。ともかく、100 mm径ロケットの燃焼安定性も問題なく、アミド系が一般的に有望である。

前述の臭素化合物とアミド系化合物の相乗効果を期待して燃焼速度を調べたのが図3-7である。図3-4の結果と対比させると相乗効果が認められないことがわかる。

圧力4 MPaにおける燃焼速度の変化を図3-8に、また、特に低燃速化ができた場合だけをまとめた圧力による変化を図3-9に示す。尿素はわずか2%で他の5%に匹敵し得る程燃焼速度が下がるけれども製造上の問題があるし、フッ化リチウムは混入による比推力低下が著しいので不適とした。結局、オ

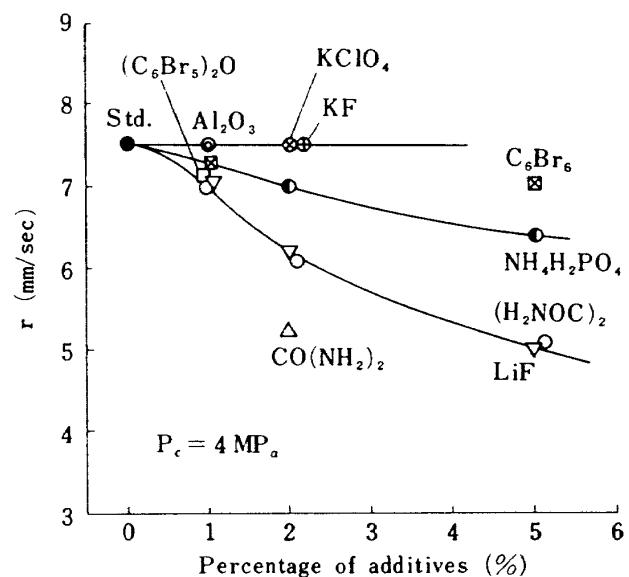


図3-8 各種添加物の添加量による燃焼速度の変化

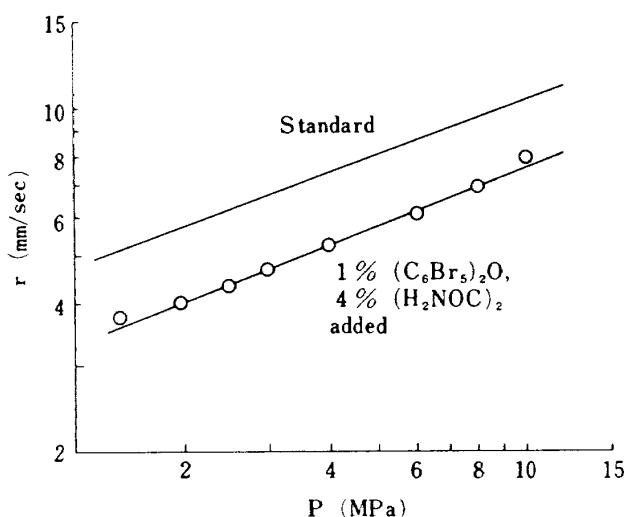


図3-7 臭素化合物とオキサミド混合添加の場合

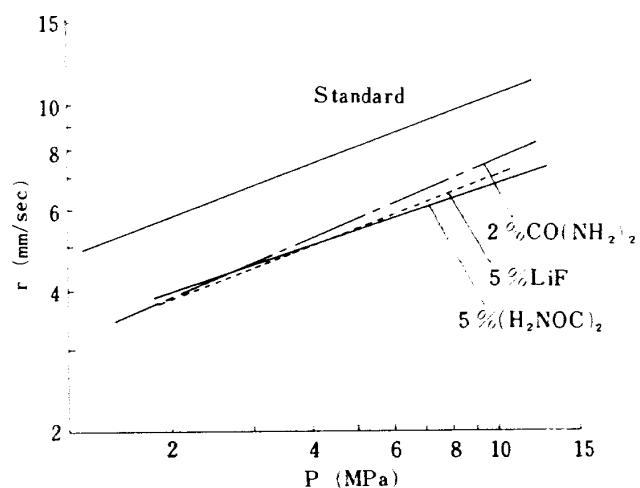


図3-9 主な添加物についてまとめたもの

キサミドを後述の400mm球形ロケットの推進薬に添加することにした。オキサミド5%添加すれば燃焼速度は3分の2になるので、ノズルスロート径の縮小は開口比5.0を大略7.5にすることに相当する。これによって比推力は1~2sec程度向上することになる。期待した程低燃速化がオキサミドによっては生じないため、比推力向上がそれ程期待できないが、火炎温度が150K程低下することにも着目する必要がある。懸念されることとしては、燃焼効率が低燃速化によって下がるかも知れないことである。

一般に、低燃速化によってアルミニウムの燃焼効率の低下が生じると言われており、比推力の低下につながってしまう。いまだその原因が明確でなく、詳細なデータが欲しいところである。相当数の精密な実験が更に必要となって現段階では難しい問題の一つである。本来はここまで実験を進めて初めて低燃速化推進薬の性能の完全な評価をしなければならない。この報告ではそこまで立入っていないが、上段用ロケットとして高性能化の可能性があるかどうかの大略の把握、またある程度の比推力の低下があつてもより長秒時の低加速度ロケットとして成立するかどうかなどの観点からは、アルミニウムの燃焼効率まで考慮しなくとも十分であろう。

ストランド実験のほかにいくつか100mm径ロケットの燃焼実験を行って、安定な燃焼を維持できるか否か確かめられた。推進薬形状は図3-10に示す通りで、チャンバ等は文献(1)に述べたものと同様である。いずれの添加物を用いても燃焼曲線に異常があったり、振動燃焼騒音が出たりすることはなかった。推進薬の両端も燃焼面であるため円筒状でもほぼ一

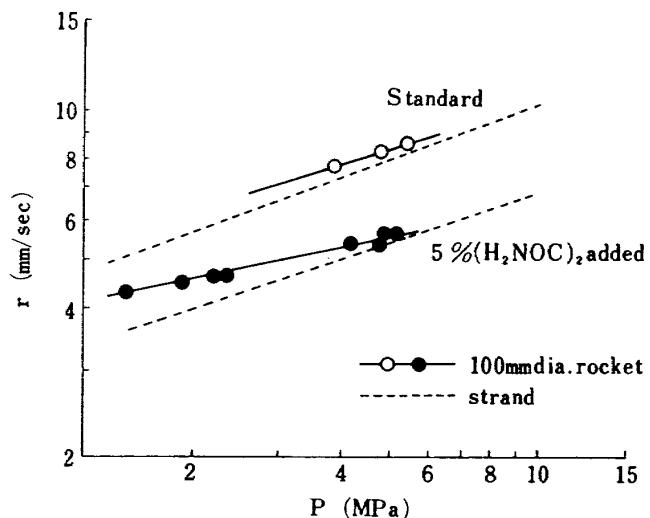


図3-11 100mm径ロケット燃焼実験から求めた燃焼速度

定圧力で燃焼する。この実験から得た燃焼速度の例を図3-11に示す。ストランドの場合と比較し、若干の差がある、ロケットの場合が大きくなる。この差は、放射の寄与が低燃速領域程大きくなると考えられるが、図3-1の基本推進薬では60mm径ロケットとストランドに差がないことを示していく放射だけで説明できないかも知れない。しかし、添加物の影響に関しての傾向には、どの添加物についてもほとんど差がないと言って良く、本実験に供した添加物の中ではオキサミドが最も良いことに変りはない。

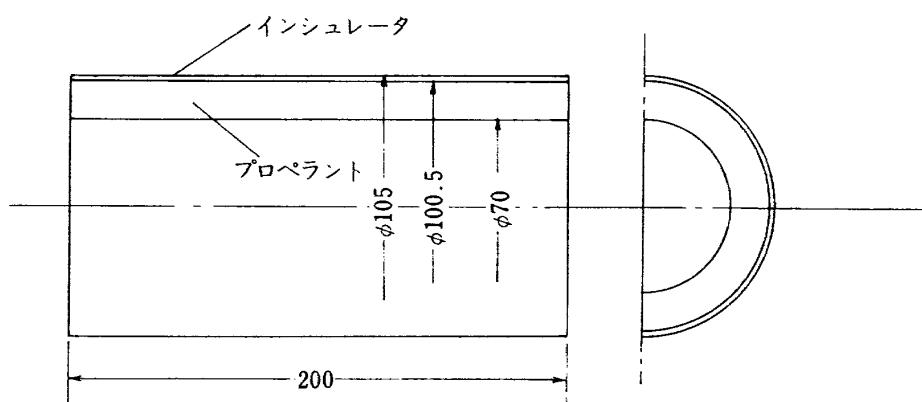


図3-10 100mm径ロケット推進薬形状

## 4. 後方点火方式ロケット

### 4.1 基本設計

従来の前方点火方式のスタークリーンに比べて、後方点火方式のヘッドウェーブ（ラジアルスロット）クリーンの場合には燃焼面積が小さくなり、従って長秒時になる。このような方式を取り入れられるようになつた背景には、ノズル回りの耐熱材料が極めて優れたものが得られるようになつたことがある。さらに長秒時燃焼用となる低燃速推進薬もこのような状況を踏まえて立案されている。従つて、この推進

薬を用いたロケットの実証例も後方点火方式を採用することが望ましい。また、わが国ではこの方式によるロケットの燃焼実験例がなかったので、そのデモンストレーションも兼ねて試作と燃焼実験を試み、種々の問題点を抽出することが必要と考えた。（その後、H-Iロケットのアポジモータの一部に開発が決つていくつかこの種のモータの実験はなされている。）

初めての燃焼実験に供する試作品であるため、すべてを網羅せず、いくつかの重点項目を定めて製作することにした。燃焼中の安全に対する配慮は重視

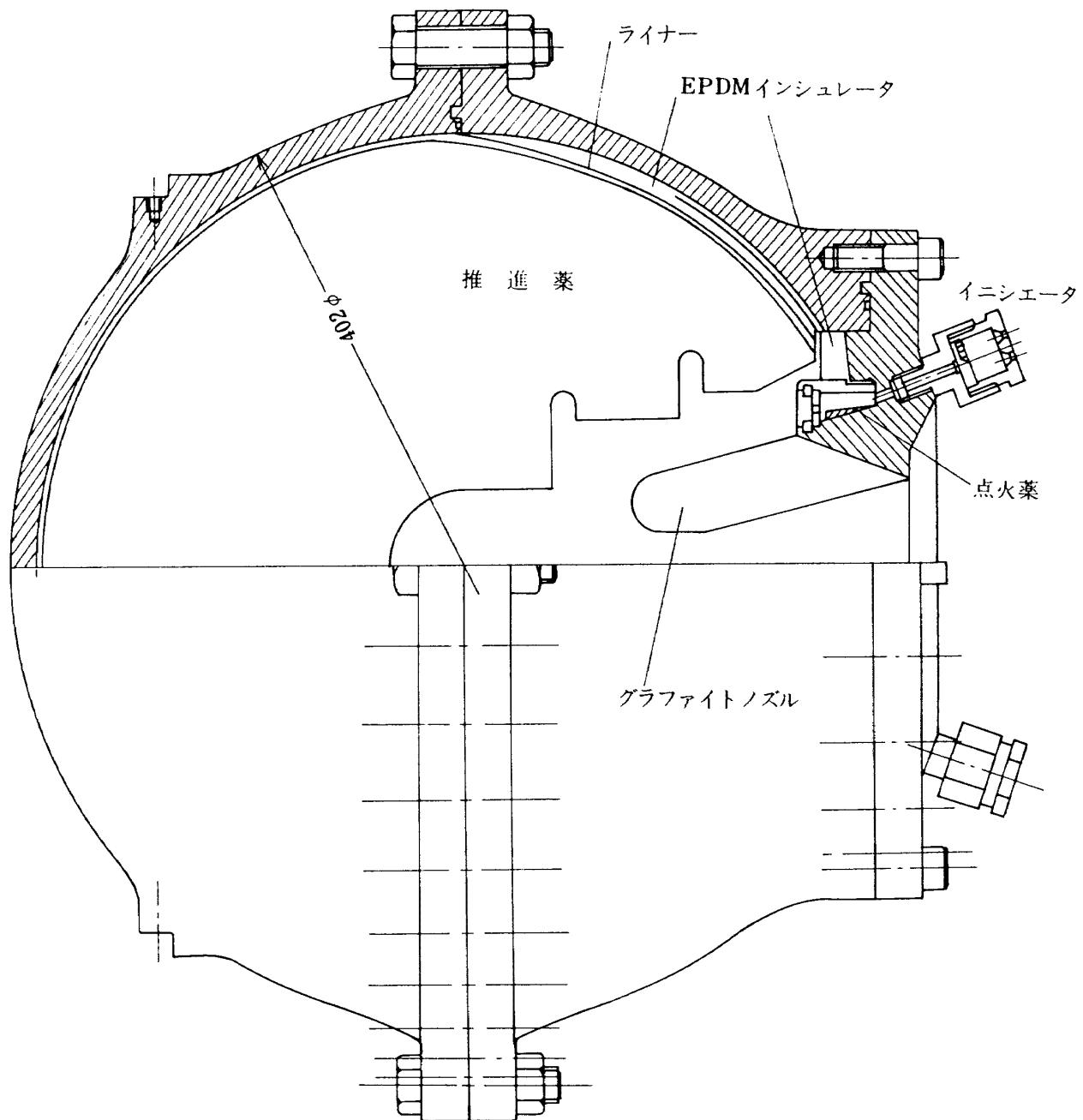


図4-1 供試後方点火式ロケットモータ

し、その他は可能な限り独創的になるようにした。球形モータの直径は、細かい部分が製作困難となる程度にできるだけ小さくし、外径約400mmと定めた。特にモータ内部についていくつか考慮した。第一に、本来の目的である低燃焼速推進薬の使用である。次に、そのグレイン形状が可能な限り平坦な燃焼圧力曲線になるよう設計した。更に、後方点火方式の導入であり、その点火器をこれまでにない環状にすることである。概要全体図を図4-1に示す。モータ内部に特に着目したため、安全を考え、チャンバは15MPa耐圧(普通鋼)のいわゆる厚肉チャンバとした。図4-1に示すような半割2個を製作して重ね合せる簡単な構造とし、異常燃焼に備えて、ノズルホルダ抑えのボルトを10MPaで切断するよう設計した。

推進薬は、前章までの種々の結果を踏まえて、表4-1に示すように、HTPB 12%, AP 72%, Al 16%を基本とし、この比率を変えないでオキサミド5%を内割で加えたものの2種類を用いた。オキサミド5%添加した推進薬の4MPaにおける燃焼速度は5.3mm/sec(100mm径ロケット実験)で、添加しないものに比べて概ね2.5mm/secだけ小さい。両者の燃焼圧力をできるだけ同じになるようにノズル径を決めるので、燃焼時間が異なることになる。本報告のねらいを完全に裏付けるためには、両者を真空環境下で燃焼実験しなければならないが、本形式のモータの燃焼実験はわが国で前例がないため、安全を考え大気圧環境下で試験することにした。

チャンバの設計、ノズル効率、理論比推力などを考えると、最適燃焼圧力が決まり、できる限り変動

しないで、しかも残留推力<sup>(13~15)</sup>の小さいものが望ましい。一般に、この形式のモータは初期の燃焼面積が(従って圧力も)小さく、時間と共に大きくなり勝ちである。これを最小限にとどめるためにスロット部分を二つにした。図4-2にグレイン詳細を示す。このスロット部分は推進薬硬化後、旋盤切削する場合もあり、この方が簡単であるが、中子(図4-3)を用いて硬化時の問題把握に努めた。結果的には推進薬後方にリリーフブーツを採用することで何ら特別なことは生じなかつた。この種のモータは、加圧キュアリング<sup>(16)</sup>が一般的に取入れられるので一層問題が生じることは少ないとみて良い。このグレイン形状の応力解析は次節で示す。

ノズルファイトの材質は、東洋炭素社製呼称IS EM-3で、呼称IG-11と15の中間程度の密度を有している。サブマージド(チャンバ内埋没形)ノズルの場合には熱応力緩和の目的で各種材料を積層にすることが多い。ここでは、図4-1に示されるように、インゴットから切削加工した一体物にしてあるが、簡単化と低廉化でどのような難点が生じるか観察する必要もあって図4-1のようにした。

チャンバと推進薬の間のライナあるいはインシュレータは次の通りである。燃焼中にライナが露出してしまうロケット後方の半分には、まずリリーフブーツ入りの厚さ6mmのEPDM(エチレンプロピレンジエンモノマー)合成ゴムを貼りつけ、その上にさらに、酸化チタン混入のHTPBをライナとして2mmだけ全体を内側からおおった。EPDMとコンポジット推進薬はなじみ難いと言われ、剝れ等問題になることが多いが、こうすることによって、EPDMと推進

表4-1 供 試 推 進 薬

推進薬名称		A O O (基 本)	D 5 0 (低燃速)
組 成	HTPB (R 4 5 M) 過塩素酸アンモン アルミニウム粉 オキサミド	1 2 % 7 2 1 6 —	1 1 . 4 % 6 8 . 4 1 5 . 2 5 . 0
物 性 (298K)	比 重 最大引張強度(25°C) " 伸度 彈 性 率	1.79 0.97 MPa 46.1 % 4.9 MPa	1.78 0.96 MPa 44.7 % 4.9 MPa

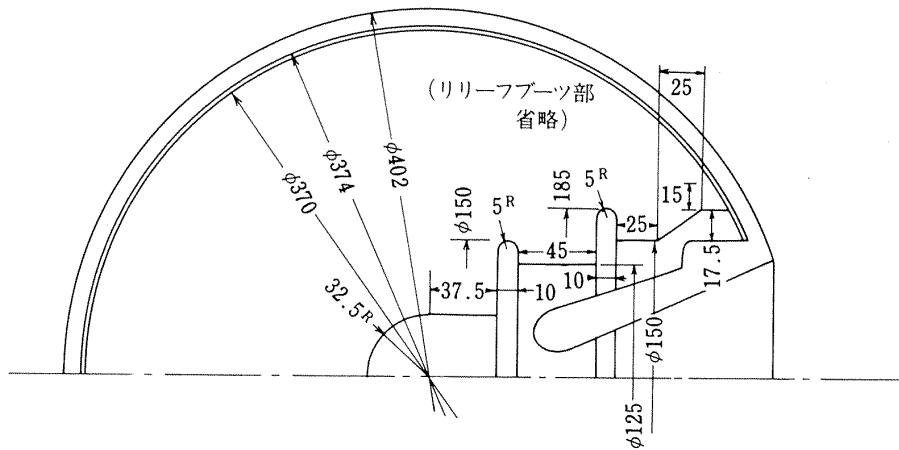


図 4-2 推進薬グレイン詳細図

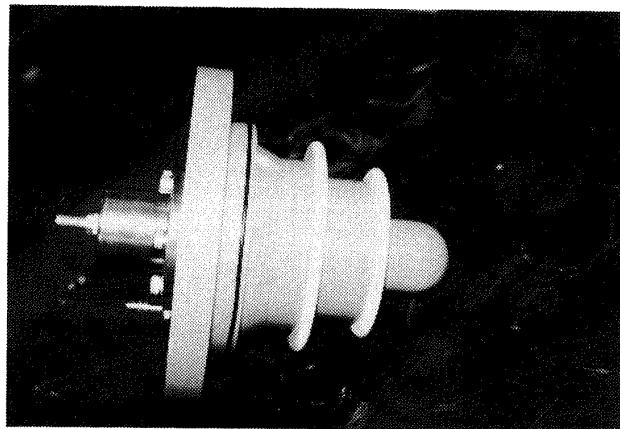


図 4-3 ラジアルスロット状中子

薬の接触個所をなくしたことになる(図4-1)。環状点火器の外周(図4-1では点火器の直ぐ上)に厚さ2mmのEPDM5枚重ねて、初めから熱焼ガスにさらされるときのEPDMの損傷状態を調べた。なお点火器については4.3節で述べる。

#### 4.2 推進薬の応力計算

基本及びオキサミド混入推進薬の物性値は表4-1に示した。表からわかるように、オキサミド5%混入しても物性上の変化はそれ程なく、ロケット製作上特別な配慮を更に行う必要はない判断した。前節で述べた図4-2のグレインにおける熱応力と歪の分布を有限要素法で算出し、結果を図4-4(a)～(d)に示す。用いられたプログラムは、SDRC社のSUPERBで、この種の線形解析としては確立されたものである。計算はリリーフブーツがない場合がなされた。ブーツがないと、環状スロット部分に低温のときの許容限界に近い応力集中ができるのでブ

ーツは設けることにした。

計算上の仮定は、(a)推進薬の重合収縮は無視する。(b)キュア温度(323K)で応力は生じない。(c)チャンバ内壁は拘束されており、冷却しても一定である。(d)用いた物性値は表4-2に示す通りで、温度によって変化するのは推進薬の弾性率である。(e)線形解析であるため、応力は伸びに弾性率を乗じたものに等しいとした。図4-4は323Kから273Kまで冷却したときの応力と歪で、最大応力及び歪は各々、 $\sigma_{\max} = 3.28 \text{ MPa}$ ,  $\varepsilon_{\max} = 17.7\%$ (ブーツ無し)  
 $\sigma_{\max} = 2.79 \text{ MPa}$ ,  $\varepsilon_{\max} = 15.1\%$ (ブーツ有り)であった。図中の最大応力の位置にその値を示した。歪分布の図(c)(d)には計算時のメッシュの取り方とともに、歪を誇張して示してある。点線が初めの位置を表わす。最大歪の位置が最大応力の位置と同じで、環状スロット部の先端である。

#### 4.3 後方点火実験

一般的に、後方点火は従来の前方点火に比べて点火し難い性質をもつことを前報<sup>(1)</sup>で述べた。しかも点火器はノズル周りの狭い領域に環状に取付けるため点火薬をどのような形状でどのように配置すれば良いか未経験のことが多い。そこで、図3-10に示した100mm径円筒状推進薬の実験を後方点火にし、種々の試みを行った。この100mm径推進薬は、前章の中でも度々出てくるように燃焼安定性等のチェック用として供したものであるが、点火は後方点火にして基本データを取得した。図4-5がその後部鏡板の説明図、図4-6はノズルのついた鏡板を

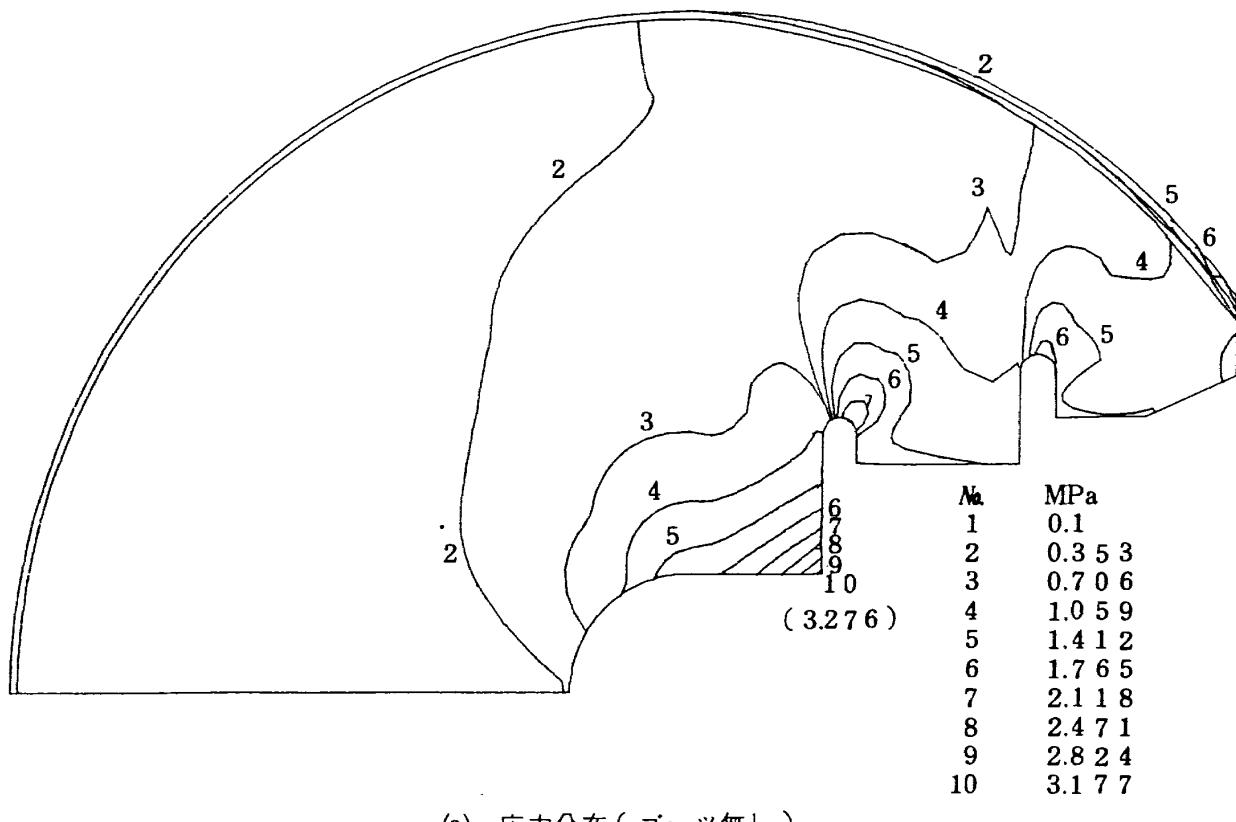
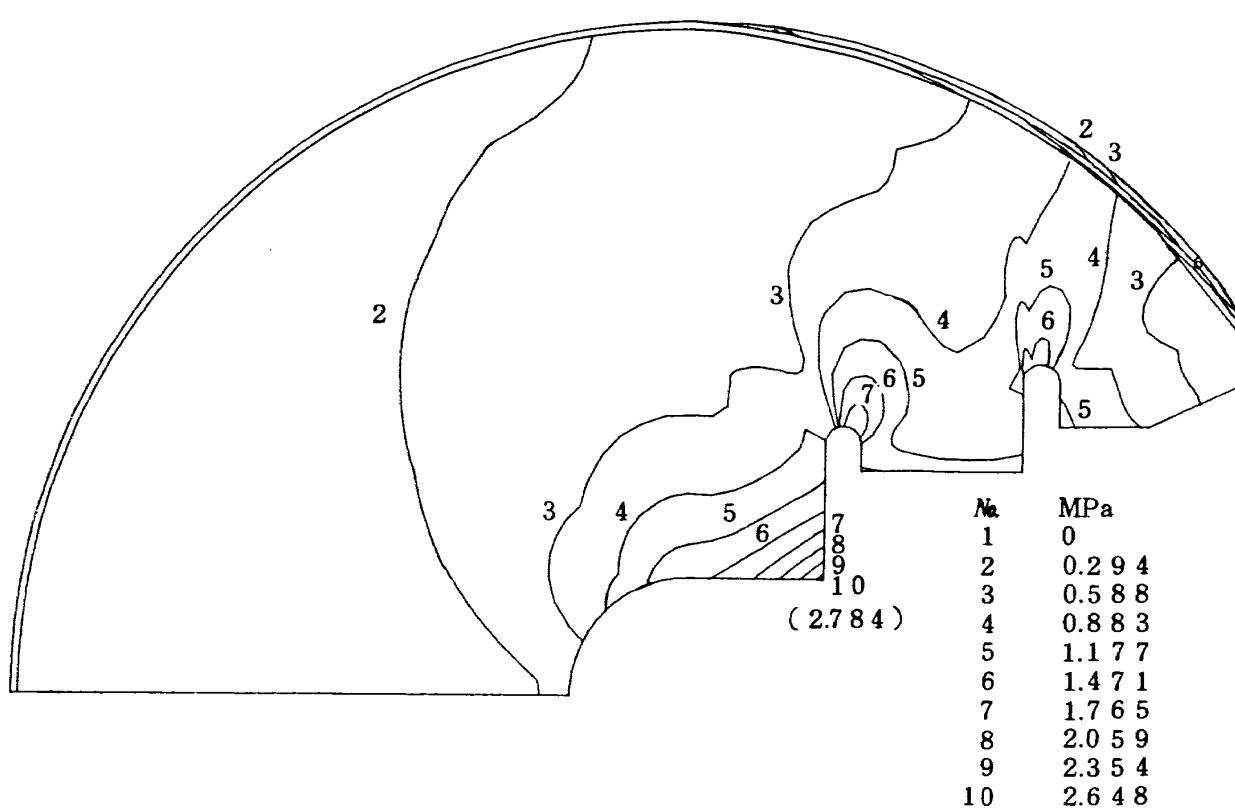
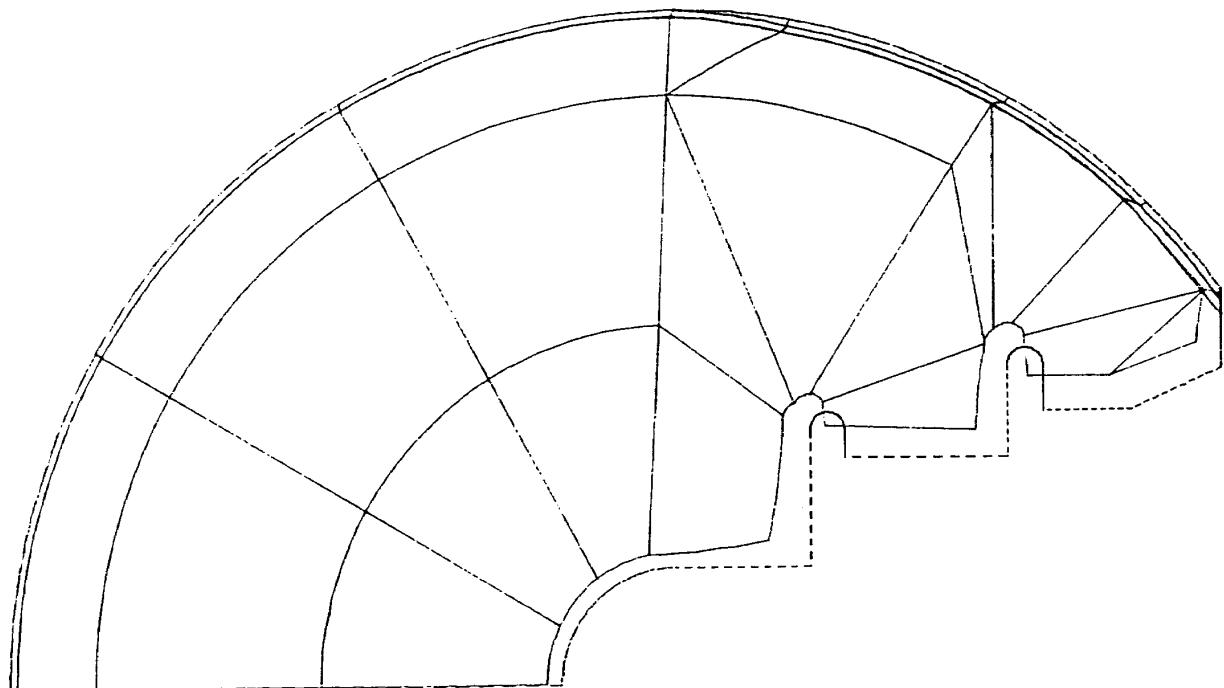


図4-4 273 Kにおける応力及び歪の分布



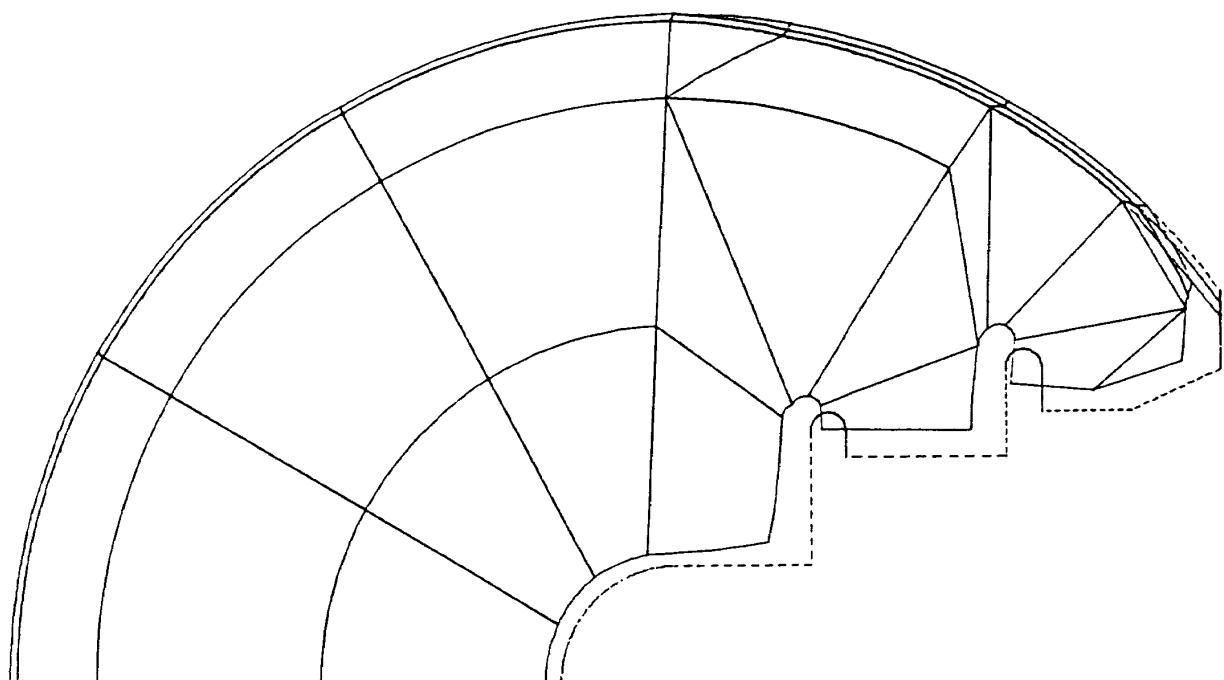
(b) 応力分布(ブーツ有り)

図4-4



(c) 歪分布(ブーツ無し)

図 4-4



(d) 歪分布(ブーツ有り)

図 4-4

表4-2 計算に用いた物性値

材質	ポアソン比	膨張係数(1/K)	弹性率(MPa)	備考
推進薬	0.499	$11.38 \times 10^{-5}$	90.33~0.263 T	T=273~323K
ライナ	0.499	24.12	0.981	
EPDM	0.499	7.70	0.530	

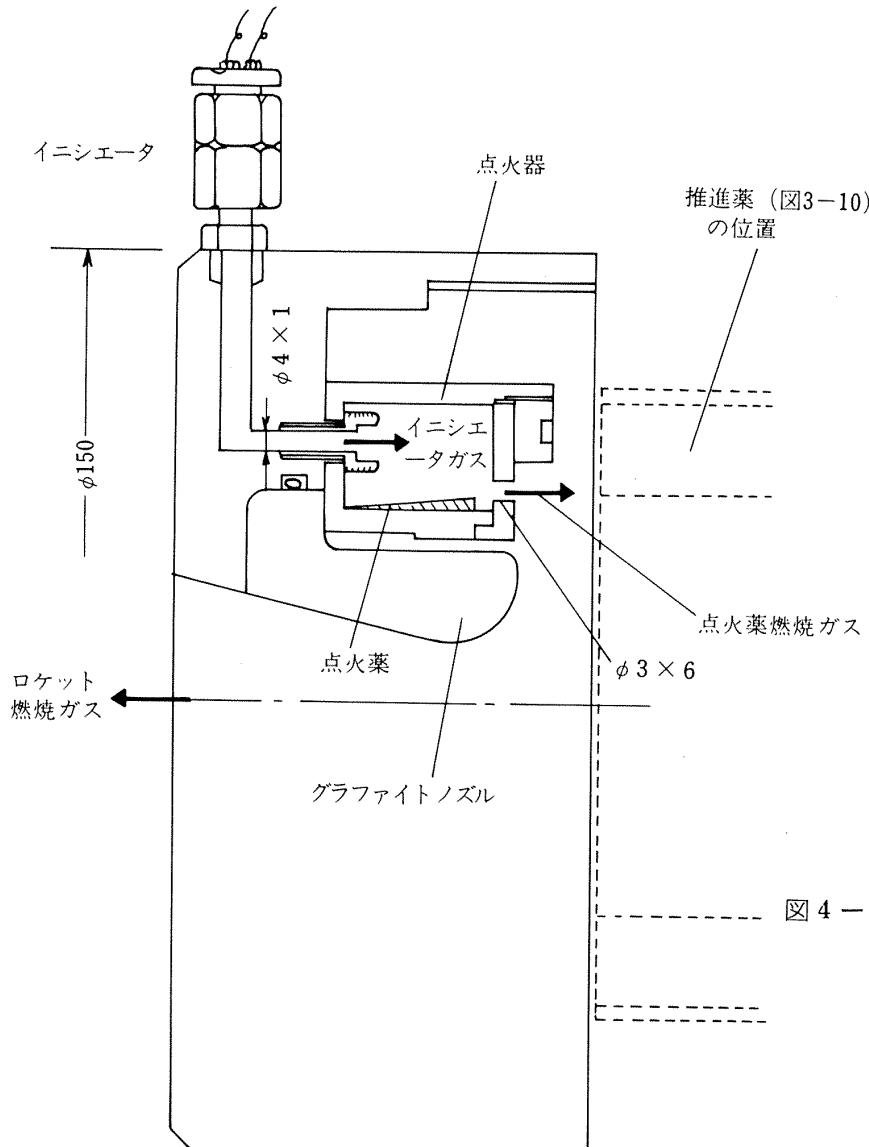


図4-5 100 mm径ロケット後部鏡板

燃焼室側から見た写真である。ノズル周りにドーナツ形点火器がはめ込まれ、左下にそのふたがある。これには直径3mmの穴が6個あけられており、点火薬燃焼ガスが噴射される。左側に点火器圧力測定のセンサ、右下にイニシエータが取付けられる。イニシエータには硝酸カリウムとボロンを主成分としたペレットが数グラム点火玉と共に入っており、4mm径の流路で点火器につながっている。ペレット量と点火薬量を種々変えて適正な組合せを求めた。

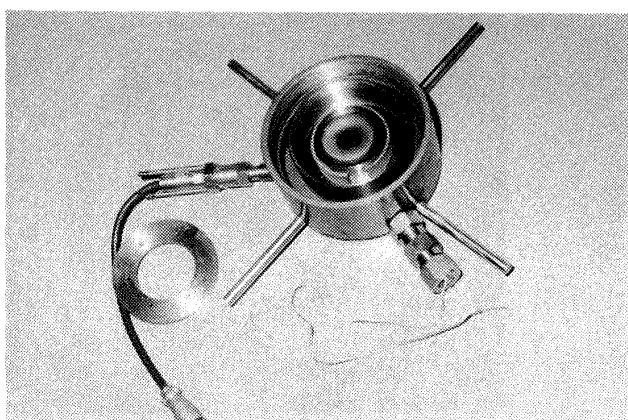


図4-6 100 mm径ロケットモータに用いた後方点火器についている後部鏡板

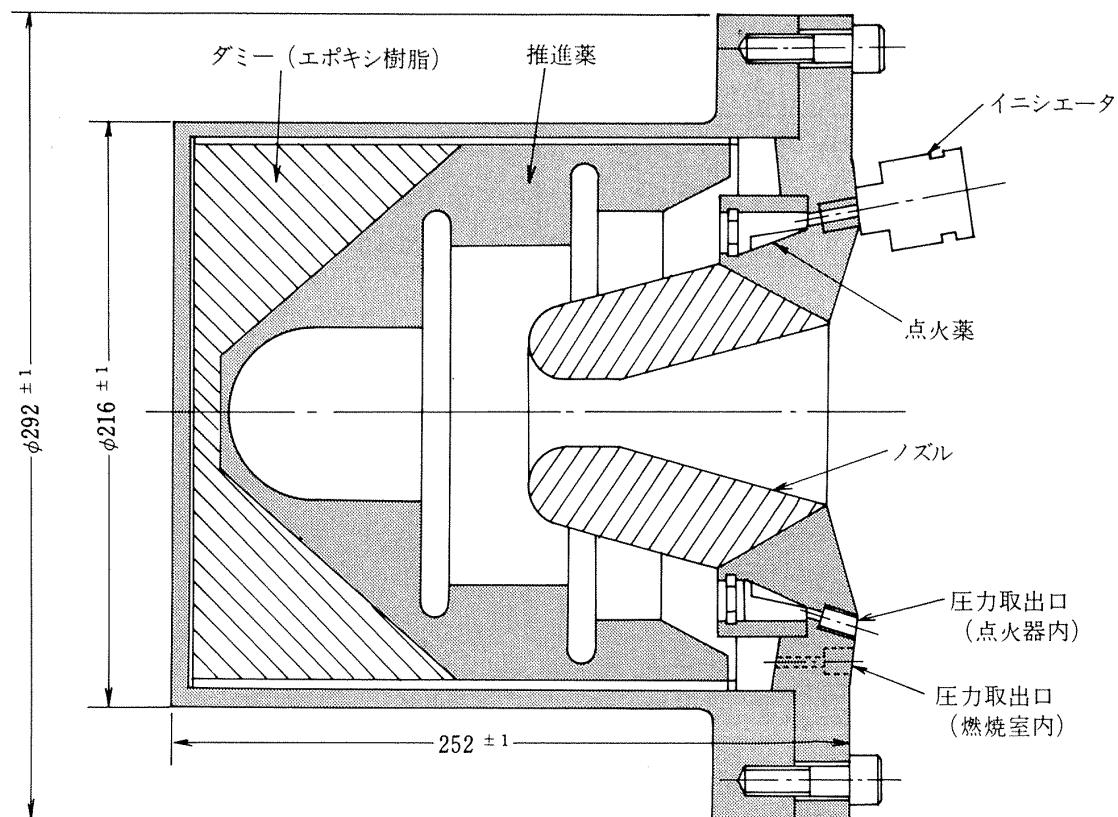


図4-7 点火実験用ロケット

点火薬は、通常のコンポジット推進薬を酸化鉄添加によって高燃速化（4 MPaで10 mm/secしたものを用いた。直方体や部厚い三角柱の点火薬など試みたが、点火時圧力履歴が定常燃焼圧力曲線と最もスムーズに接合するのは薄板状点火薬の場合であった。結局、断面が細長い三角形（図4-5）の薄板状点火薬（20 mm×100 mm）の片面にシリコン系接着剤によって点火器内に薄板状点火薬2枚貼りつけた。

最終的な形状モータ用の点火薬量は、200 mm径実

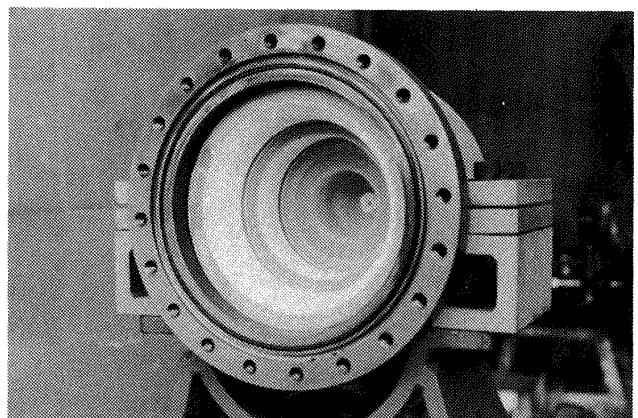


図4-8 後方点火実験用推進薬のグレイン

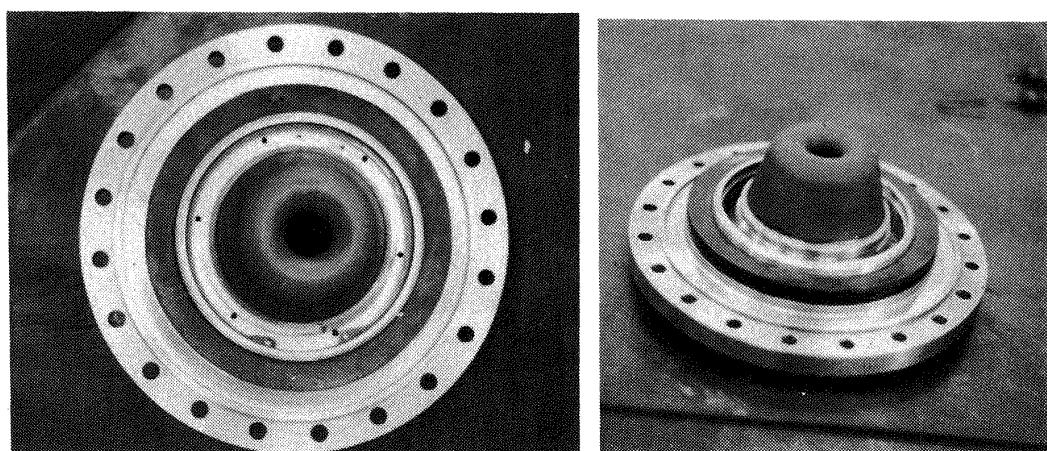


図4-9 後方点火器組立ての状態

験用ロケットを別に製作し、上述の結果を利用しつつ決めた。図4-1と内孔形状は全く同じであるような図4-7に示す点火実験用モータである。後部鏡板をとった内部の状態を図4-8に、ノズル回りに環状にとりついた後部鏡板を図4-9に示す。この鏡板は、図4-1の最終モータと全く同じものになる。点火薬の初期表面積は $55\text{cm}^2$ (前述の薄板状点火薬2~3枚)、重量4.85kg、イニシエータ薬量は3gを2個取付けるのが最も良いと決定した。

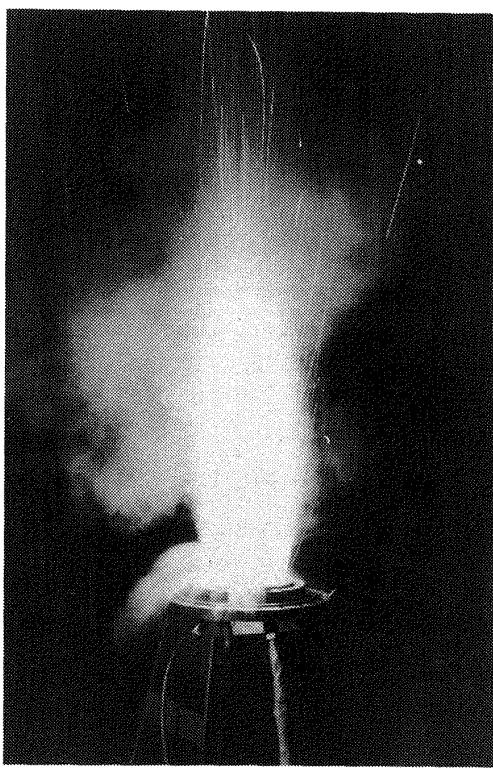


図4-10 点火器火炎の状態

この点火器だけの燃焼状態を示したのが図4-10である。なお、イニシエータ薬量を変えたときの点火器圧力曲線を図4-11に示す。2g×2個では着火遅れがあって不足し、3g×2個で十分であることがわかる。点火薬についても同様の実験を行い決定した。

#### 4.4 球形モータ燃焼実験

最終的に製作した図4-1のモータの写真を図4-12に示す。ただし、ノズルスカートは真空環境下の高膨張用モデルで、実際には大気圧下で行ったので開口比は約6.0である。合計4基製作し、2個は基本推進薬、2個はオキサミド添加低燃速推進薬を使用した。図4-13に示すようにテストスタンドに取付けられ、点火器圧力、燃焼室圧力及び推力が測定された。イニシエータ2個に加えて、圧力取出口も2個後方に取付いているのでノズル回りが混雑しているが、前方には何一つ取付っていない。燃焼中の写真は図4-14に示す通りで、4基とも正常に燃焼し終えた。

計測上の問題がないと思われる2基について圧力及び推力曲線を図4-15及び16に示す。いずれも293Kに調温して実験に供した。後で述べるように、燃焼速度が予想と異ってしまったので圧力が両者で異なり、従って性能比較は完全にできないが、表4-3のようにまとめられる。低燃速推進薬の方は圧力が高いが推力が小さくなっている。従って、燃焼時間が長くなり、推進薬の特徴が出ている。し

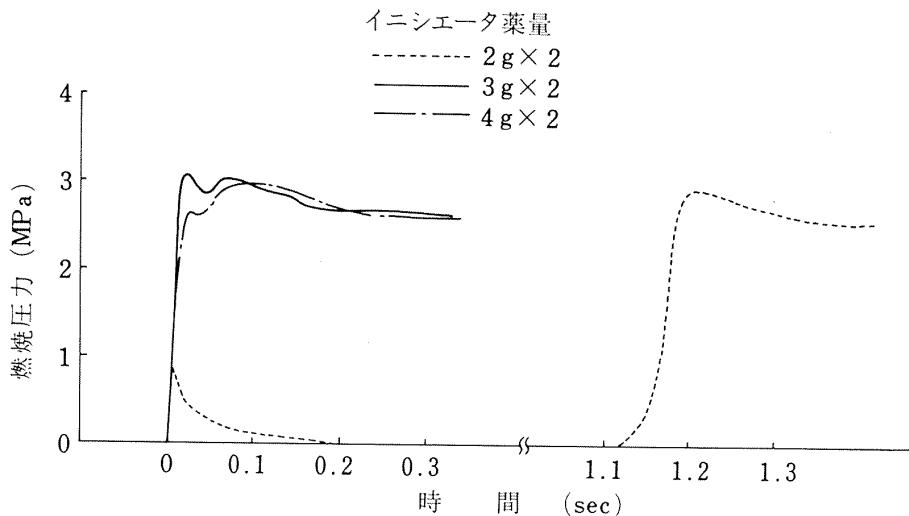


図4-11 イニシエータ薬量を変えたときの点火時燃焼圧力

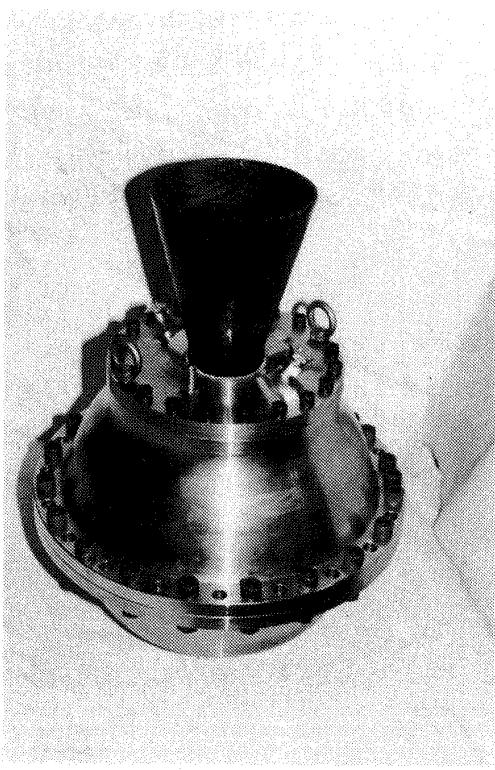


図 4-12 後方点火方式球形ロケットモータ

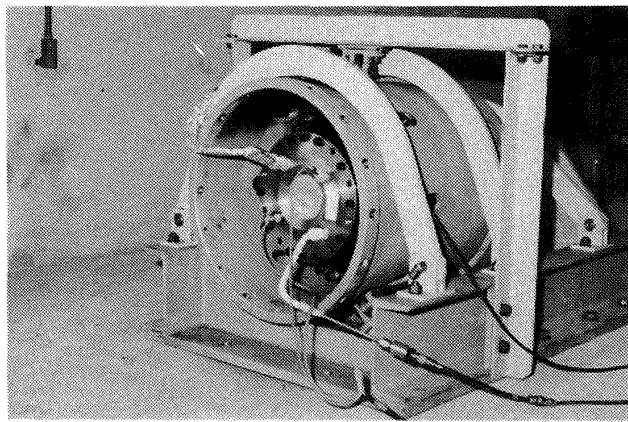


図 4-13 テストスタンドにセットされた後方点火方式球形ロケットモータ

かし、比推力の低下が 9 sec となり、予想の 220 ~ 221 sec をかなり下回った。高膨張ノズルを用いてどれ程加算されるか今後の正確な高空性能試験を待たなければならないが、低燃速化は一般的にアルミニウムの燃焼効率を下げると言われており、このための比推力低下が大きかったと思われる。

次に、実験後のチャンバ等の状況を記す。ノズルスロート径の増大が大きく(表 4-3)，この種の材質(呼称 I SEM-3)では長秒時に向かないことがわかる。実験に間に合わなかったが、当初予定し

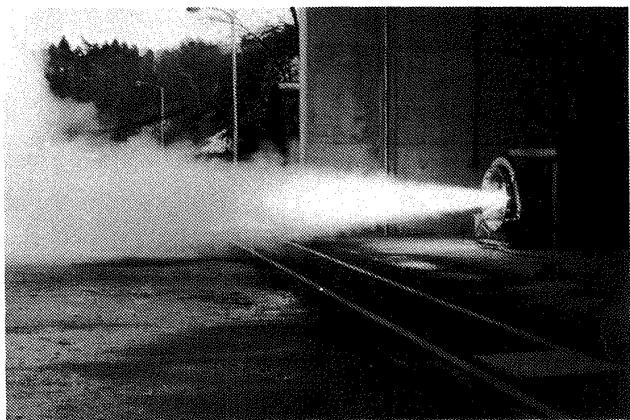


図 4-14 燃焼実験

ていた呼称 IG-15，あるいはノズルをタンクステンでコーティングすることにより良い結果が期待できる。しかし、ノズルスロート径増大以外の問題は何らなく、埋没形に伴う損傷は全くなかった。燃焼終了後、ノズルが赤熱した状態が外から観察され、残留推力の発生熱源がノズルからの放射熱であることが裏付けられた。<sup>(12)(13)</sup>

図 4-14 に示すライナは、後部は予想通り全部なくなってしまっており、その外側の EPDM インシュレータは約 1 mm 程度の焼損で概ね原形をとどめていた。前部のライナはほぼ完全に残っていた。点火器の外周に層状に張りつけた EPDM は約 1 mm 程度焼損していた。普通鋼チャンバは全く焼損等なく、また、ステンレススチール製点火器については、噴射口についているふたが若干溶融している程度であった。従って、このふたを交換すれば後部鏡板は再利用可能なほどであった。

ノズルスロート径の選択に問題があったと考えられるが、基本推進薬の燃焼速度は予想値より小さくなり、低燃速推進薬のそれは大きくなつたので両者の燃焼圧力を合せることができなかつた。従つて、厳密な性能比較が難しくなつたと同時に、燃焼速度の差が著しくはならず、低燃速推進薬ロケットモータの十分な実証例とは言えなくなつた。しかしながら、本報告で作製したモータは新しい形式の後方点火方式球形モータであり、わが国初の燃焼実験となつた意義は大きく、設計・製作及び燃焼実験に伴つて上述のような種々の技術資料を取得することができた。

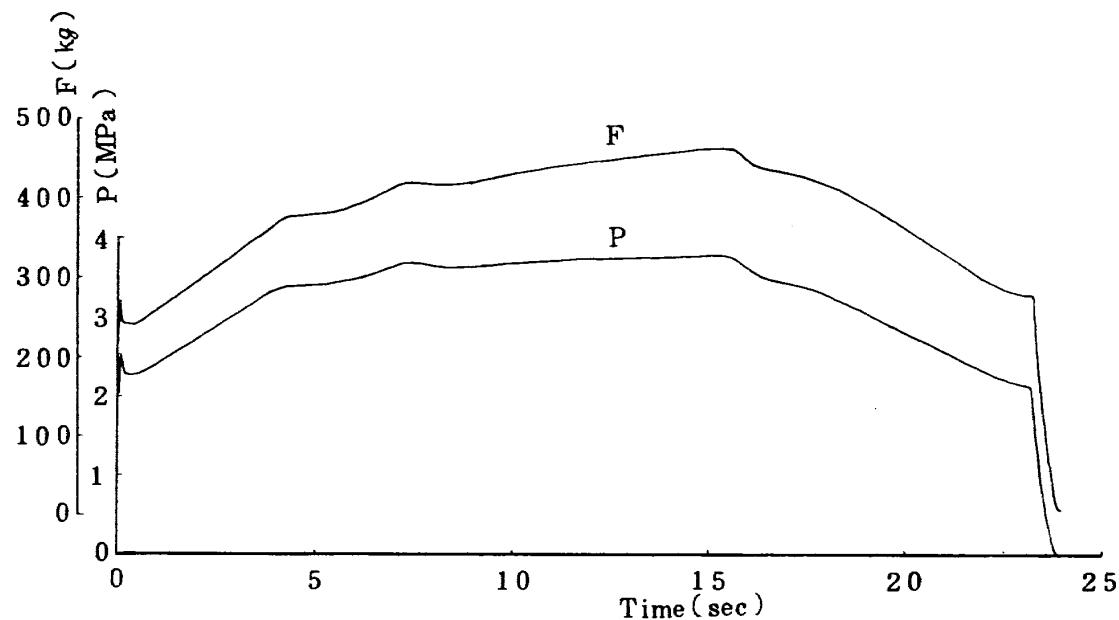


図 4-15 基本推進薬を用いた球形モータの実験結果

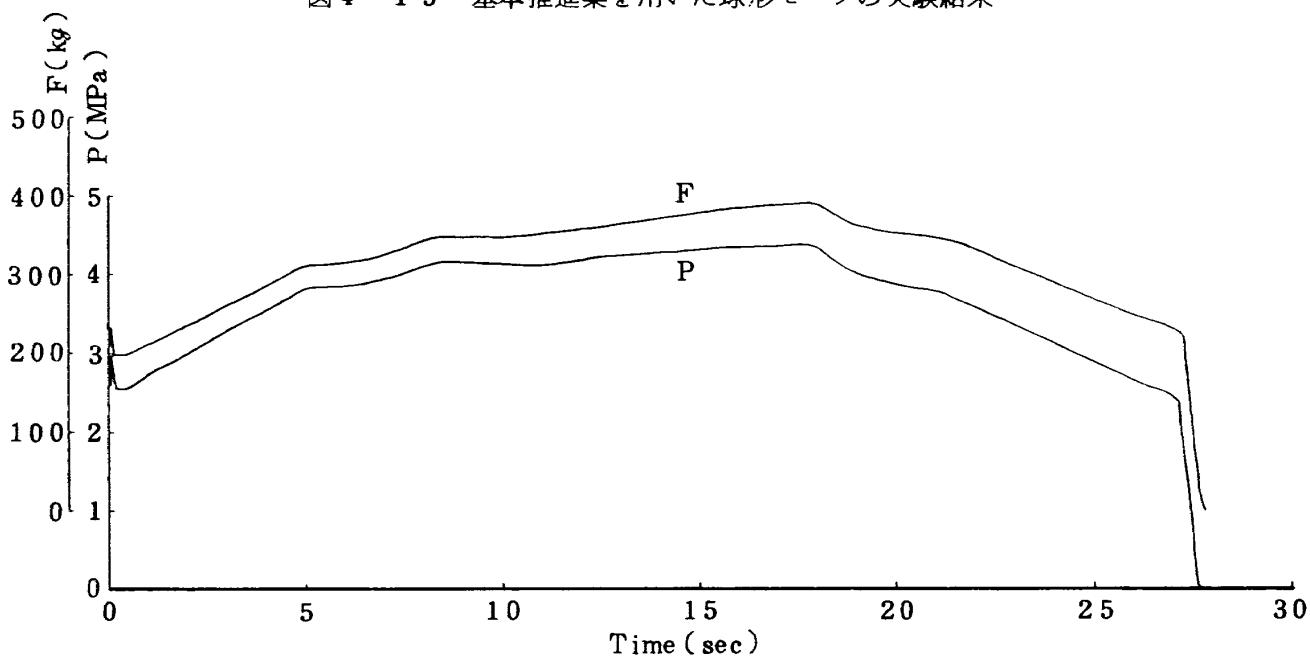


図 4-16 低燃速推進薬を用いた球形モータの実験結果

表 4-3 後方点火方式球形モータの試験結果

	基本推進薬	低燃速推進薬
平均圧力 (MPa)	3.3	3.8
最大圧力 (MPa)	3.8	4.4
最大推力 (kg)	4.60	3.90
全燃焼時間 (sec)	23.9	27.8
有効燃焼時間 (sec)	23.1	27.1
燃焼速度 (mm/sec)	6.6	5.6
ノズルスロート径 (燃焼前) (mm)	30.9	25.9
" (後) (mm)	31.9	27.4
膨張比 (燃焼前)	5.70	6.24
全推力 (kg·sec)	9021.4	8813.7
プロペラント重量 (kg)	40.1	40.9
比推力 (sec)	225	216

## 5. 結 言

推進薬の低燃速化を行ってノズルスロート径を小さくし、大きくした開口比の分だけ比推力を向上させる一つの試みを行った。ここでは、推進薬に負触媒を添加する方法について種々の実験をした後、後方点火方式球形モータに応用して燃焼実験に供した。その結果、次のような知見を得た。

- (1) 化学平衡計算の結果、尿素やオキサミドなどの添加によって燃焼ガスの平均分子量が小さくなり、比推力が大巾に低下しないことがわかった。
- (2) ストランド燃焼試験の結果、これらアミド基をもつ化合物の場合、燃焼速度の低下が最も著しいことがわかった。
- (3) 燃焼抑制剤として知られるアルカリ金属化合物は、高温の推進薬火炎には効果が小さかった。従来用いられているフッ化リチウムは低燃速化には良いが比推力の低下が著しく不適であった。
- (4) 100 mm 径ロケット燃焼実験では、本報告の各種添加物で異常な燃焼状態は認められなかった。
- (5) 後方点火方式について種々の予備実験を行い、その結果を生かした例として、本研究最終目的の球形モータ用点火器を作製した。
- (6) オキサミド 5% 添加した低燃速推進薬を用い、後方点火方式 400 mm 径球形ロケットを試作し燃焼実験に供した。わが国初めての後方点火方式球形モータであったが、安定な良好な燃焼圧力曲線を得ることができた。

本実験の後、いくつか後方点火方式モータが作られ燃焼試験に供された。本研究同様、性能的に前方点火方式とならない後方点火器の作製に努力が払われている。H-I ロケットのアボジモータの一つとして本形式ロケットの開発が進められているが、後方点火技術と共に加圧充填技術<sup>(15)</sup>が好成績を収め、高性能モータができ上ることが切望されている。宇宙開発用推進薬については、低燃速化に対する問題意識が低い感じを否めないが、本研究によって、後方点火方式同様活性化されることを望んでいる。ここで取上げた負触媒添加方法は、劇的な低燃速化ができない限り、或いはロケットの低加速度化の要求が出ない限り本報告からわかる通り採用し難い。し

かし、一つの方法として可能性があることがわかつたし、他の方法（例えば HMX の導入）との比較検討材料として当面有用な資料となろう。

終りに臨み、本研究に種々の御便宜御鞭達を賜った鈴木昭夫角田支所長、清水盛生宇宙研究グループリーダ、ダイセル化学工業㈱の林実副事業部長（当時）、得猪治輔研究部長（当時）に感謝の意を表す。

## 文 献

- (1) 新岡、三谷、高橋、泉川；航技研報告 TR-694 (1982).
- (2) Glaskova, A.P. ; AIAA Paper № 74-120 (1974).
- (3) 桑原、久保田；工業火薬協会誌, vol. 42, № 6 (1981), pp 334-339.
- (4) 泉川、三谷、新岡；第 21 回安全工学シンポジウム講演集 (1982), pp 137-141.
- (5) Niioka, T., Mitani, T. and Takahashi, M.; Combustion and Flame, Vol. 48 (1982), pp. 89-97.
- (6) Mitani, T.; Combustion and Flame, Vol. 50 (1983), p. 177-188.
- (7) Mitani, T. and Niioka, T.; Nineteenth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, (1982), pp. 869-875.
- (8) Mitani, T. and Niioka, T.; Combustion and Flame, Vol. 55 (1984), p. 13-21.
- (9) 泉川、三谷、新岡；第 21 回燃焼シンポジウム前刷集 (1983), pp 365-367.
- (10) 岩尾、久保田ら；工業火薬協会誌, vol. 42, № 6 (1981), pp 366-371.
- (11) Gordon, S. and McBride, B.J.; NASA SP-273 (1971).
- (12) 三谷、新岡；第 21 回燃焼シンポジウム前刷集 (1983), pp 254-256.
- (13) 三谷、新岡；固体ロケット残留推力の理論解析 航技研報告 TR-777 (1983).
- (14) 三谷ほか；固体ロケット残留推力の実験, 航技研報告 TR-800 (1984).
- (15) 日下ほか；残留内圧測定装置および機能試験結

果, 航技研資料TM-515(1983).

- ⑩ 荒井ほか; 工業火薬, vol. 43, №6(1982),  
pp 360 - 367.

---

## 航空宇宙技術研究所報告 805 号

昭和 59 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  
電話武藏野三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182

印刷所 株式会社 実業公報社  
東京都千代田区九段南 4-2-12

---

Printed in Japan