

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-637

推力大きな制御型固体ロケット・モータの
燃焼実験 (第1報 300φ 端面燃焼方式)

五代 富文 ・ 清水 盛生 ・ 伊藤 克弥
種村 利春 ・ 藤原 勉 ・ 日下 和夫
木皿 且人 ・ 佐藤 政裕 ・ 高橋 守
泉川 宗男

1980年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

| | |
|---------------------------------|----|
| 概 要 | 1 |
| 1. はじめに | 2 |
| 2. 予備実験 | 2 |
| 2.1 イグナイタ実験 | 3 |
| 2.2 $K_N - P - \tau$ 確認実験 | 5 |
| 2.3 H_2O_2 分解実験 | 6 |
| 2.4 推力大きさ制御予備実験 | 7 |
| 3. 実験装置と供試体 | 9 |
| 3.1 実験装置 | 9 |
| 3.2 供 試 体 | 9 |
| 4. 実験結果 | 12 |
| 4.1 通常燃焼実験 | 12 |
| 4.2 推力大きさ制御実験 | 12 |
| 4.3 圧力レベル可変特性 | 15 |
| 4.4 燃焼中断特性 | 16 |
| 4.5 耐熱ライナの燃焼後の状況 | 17 |
| 5. 燃焼中断性への耐熱ライナの影響（追加実験） | 18 |
| 6. む す び | 21 |
| 参考文献 | 21 |

推力大ききさ制御型固体ロケット・モータの 燃焼実験*

(第1報 300φ 端面燃焼方式)

五 代 富 文** 清 水 盛 生** 伊 藤 克 弥**
種 村 利 春** 藤 原 勉** 日 下 和 夫***
木 皿 且 人*** 佐 藤 政 裕*** 高 橋 守***
泉 川 宗 男***

Firing Tests of Thrust Controllable Solid Rocket Motors
Part I : 300-mm-Diameter End-Burning Grain Motors

By

Tomifumi Godai, Morio Shimizu, Katsuya Ito,
Toshiharu Tanemura, Tsutomu Fujiwara, Kazuo Kusaka,
Katsuto Kizara, Masahiro Sato, Mamoru Takahashi
and Muneo Izumikawa

Abstract

300-mm-diameter thrust controllable solid rocket motors were successfully fired under atmospheric conditions. Thrust magnitude control was attained by changing the flow rate of the hydrogen peroxide decomposition gas injected into the solid rocket motor. Incomplete combustion termination that occurred earlier than expected was due to the excessive heat flux irradiated from the hot surfaces of the ablative insulation liner towards the extinguished propellant surface. More effective liner material was selected through additional tests for the advanced thrust controllable motor.

概 要

直径 300φ、長さ 300mmの端面燃焼型プロペラント・グレインを用いた過酸化水素分解ガス噴射式推力大ききさ制御(TMC)型固体ロケットの大気圧環境下地上燃焼実験を行なった。このTMC 厚肉モータは安定した燃焼を行ない、複数回の推力大ききさ制御を既定のシーケンスに従って実行し、推力中断性を除いては、ほぼ予期していた結果が得られた。燃焼中断性の予想以上の悪化については、その後に行な

* 昭和55年9月11日 受付

** 宇宙研究グループ

*** 角田支所

われたライナ効果の追加実験により、燃焼室壁保護のための耐熱ライナからプロペラント燃焼中断面への熱放射が原因であることが明らかになり、より良いライナ材質の選定が行なわれた。

1. はじめに

固体ロケット・モータの最大の欠点である推力中断性、再着火性、推力レベル制御性 (Thrust Magnitude Control, 略称 TMC) の欠除という問題を解決するために、航空宇宙技術研究所においては、流体噴射方式の TMC 固体ロケットの研究を行なっている。濃度 90% の過酸化水素水溶液を銀触媒を通して分解し、その高温ガスを固体ロケット・モータ内へ噴射し、その流量を制御することにより TMC を実現しようとする方式である。^{1,2)} この流体噴射方式では、固体ロケット・ノズルをスロート面積可変方式とする必要はなく、TMC 固体ロケットは通常の固体ロケット・モータにガス・ジェット装置が附加された構造となっている。このため、ノズル構造は簡単であるが流体噴射によって TMC を可能にするためには、固体プロペラントは特殊な燃焼特性をもっていなければならない。

一般固体ロケット用プロペラントと大きく異なる燃焼特性は、(1) 燃焼速度の圧力依存式における圧力指数 (n) が、通常モータでは低いことが望ましいのに反して、極限値の 1 に近い大きな値をとる必要があること。^{3,4)} (2) 燃焼圧力の急速減少によって燃焼が容易に中断する性質 (dp/dt 燃焼中断性) をもつこと、⁵⁾ (3) 噴射流体とプロペラントを組合せた時に比推力がプロペラントのみの比推力より増加すること、⁶⁾ 等である。さらに、(4) 大気圧状態においても完全な燃焼中断を期待するためには、プロペラントの低圧燃焼限界 (P_{dl}) の値が高く大気圧以上であることも要求される。⁷⁾ これらの目標の内少くとも (1)(2)(3) を満足するプロペラントを実現するために、組成を変えて各種プロペラントを試作し、最終的には、RS-1105 と称するブタジェン系コンボジット・プロペラントが開発された。このプロペラントを用い、 H_2O_2 分解ガス、あるいは、他の燃焼ガスを噴射流体として用いた直径 100 ~ 160 ϕ 程度の小型の TMC 固体ロケットの特性は、数多くの燃焼実験によってすでに求められており、ひきつづきモータの大型化が計画されていた。

一方、高度 100 km 圏という超低高度の下部電離層を直接観測することを目的とし、軌道変換能力をもつ人工衛星 DAS を航空宇宙技術研究所において検討していた。^{8,9,10)} このための衛星搭載用ロケット・モータとして直径 300 ϕ 長さ 300 mm のプロペラントをもつ端面燃焼方式 TMC

固体ロケットの開発計画をたて、この実現性チェックのために厚肉モータを試作し、大気圧環境下において燃焼実験を行なうこととした。端面燃焼方式は燃焼面積一定であるため、燃焼室圧力、ひいては推力が一定に保たれ、比較的小さい推力が長い燃焼時間にわたって実現できる利点があるが、モータ内プロペラントの燃焼につれて火炎にさらされる燃焼室壁面積が増え、その熱対策が極めて重要となる。さらに、TMC モータとしては、プロペラント燃焼ガスと H_2O_2 分解ガス流が対向し、かつ、ノズルが H_2O_2 分解ガス噴射孔に近いためこれら両ガスの混合・反応が十分に行なわれないで比推力の低下をもたらしたり、あるいは、不均一なガスの混合・反応によってハードウェアが局部的に加熱され焼損すること等問題点が考えられた。これらの問題点を調べるために 300 ϕ \times 300 L 端面燃焼型プロペラント・グレインを用いた厚肉 TMC モータの燃焼実験を行なったので、以下に実験結果を記す。

2. 予備実験

300 ϕ \times 300 L TMC モータ実験に先立って、300 ϕ \times 20 L の円盤状プロペラント・グレインを用いての 3 種類の予備実験と、4 番目の予備実験としての H_2O_2 分解実験を行なった。これらの予備実験および本実験に用いた RS-1105 プロペラントの組成を表 1 に示す。

予備実験(I)はイグナイタ実験であり、着火が一般に困難な端面燃焼グレインに対して最適なイグナイタを求めることを目的としている。予備実験(II)は本実験と同一バッチで製作したプロペラントを通常燃焼実験に供して、300 ϕ \times 300 L モータの実験のためにあらかじめ求めておかなければならない燃焼特性 K_N-P-r 関係と n を得ることを目的としている。予備実験(III)は 300 ϕ \times 300 L モータの TMC 時における着火性、燃焼中断性を確認することを目的としている。

これら実験に用いたプロペラント・グレインは、直径は原寸モータと同じく 300 ϕ であるが、厚さを現寸モータの場合の 300 mm から 20 mm と薄くして、薬量を 34 kg から約 2.3 kg に減らした。このグレインによって現寸モータの着火時と、着火後の燃焼初期をシミュレートすることができる。また、燃焼実験の内の多くの場合には、プロペラント・グレイン面とノズル側ハードウェア間のフリーボリューム部の間隔 l を現寸モータと同じように 50 mm にとったが、燃焼室長さを延長することによって

表1 プロペラントの組成

| 薬 種 | 組 成 | | | | | |
|---------|---------------------|----------|----------|------------|---------------------|--------------------|
| | 酸化剤 配合比 AP/PP | AP 粒径 | PP 粒径 | 燃 料 種 類 | 酸化剤燃 料混合比 O/F | アルミニウ ム含有率 % |
| RS-1105 | 80/20 | 小粒 | 微粒 | CTPB | 80/20 | 2.4 |

l を変えることができ、例えば、 $l = 300\text{mm}$ とすることによって、現寸モータの燃焼末期における状態をシミュレートすることもできる。

H_2O_2 分解実験は現寸モータ用 H_2O_2 分解室の性能を確認するための予備実験である。なお、ここで用いた分解室は、触媒の種類と配置、分解室の構造、 H_2O_2 供給圧力等をパラメータとして行なった実験的研究¹¹⁾から最適なものとして選ばれた分解室である。

2.1 イグナイタ実験

イグナイタとしては、硝酸ナトリウム 75wt%，ボロン 25wt% の混合粉末を加圧成形したペレット型装薬を用いることとした。NAB-20 と呼ばれるペレット型装薬は、直径 20φ、長さ 15mm の円柱状で一端面を除いて、2ないし3重のガラス・クロスとエポキシ樹脂で周辺を固めてレストリクタとしている。このNAB-20を1個用いたイグナイタ(A)の構造を図1に示す。薬量は約9 grである。このイグナイタ(A)の外部制約係数(K_N)、圧力(P)、燃焼速度(r)の関係は図2、3に示されている。

図4はこのイグナイタ(A)単独の燃焼実験によって得られた圧力・時間曲線の一例であって、圧力はほぼ一定に保たれているが微小圧力スパイクが数多く見られる。こ

れは、レストリクタとNAB-20間の接着が必ずしも良好でないためであり、レストリクタにガラス・クロスを全く使わない場合にはさらに状況は悪化に燃焼が一端面から進行することは通常は期待できず、このため、平坦な圧力曲線は得られない。イグナイタ(A)のガス流量は約

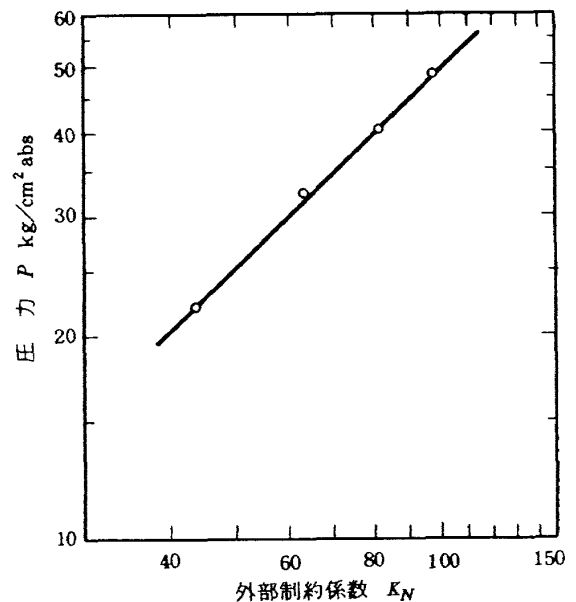


図2 イグナイタ用ペレット
NAB-20の K_N - P 関係

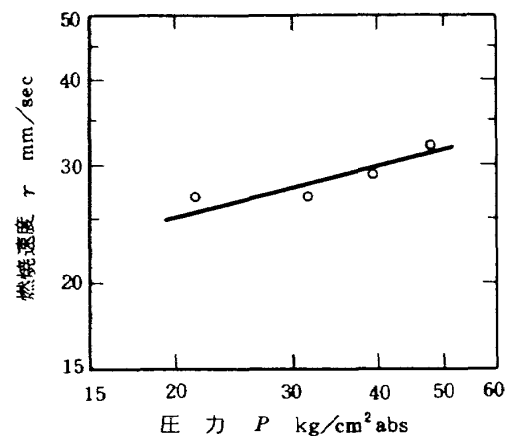


図3 イグナイタ用ペレット
NAB-20の P - r 関係

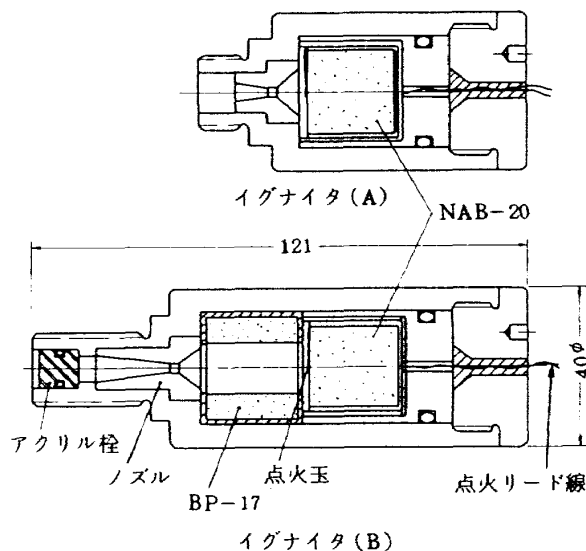


図1 イグナイタ構造

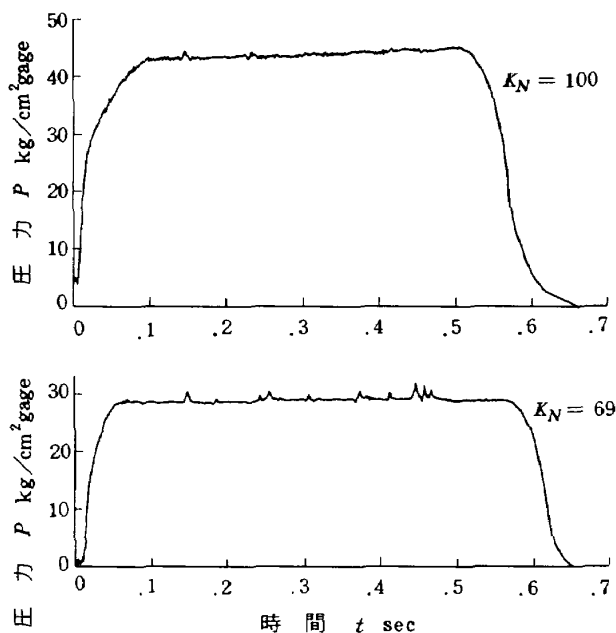


図4 イグナイタ(A)の圧力・時間曲線
(NAB-20 ペレット)

15gr/secで燃焼時間は0.6 secであり、このイグナイタ(A)を図5に示すような $300\phi \times 20^L$ 円盤状プロペラントのモータに使用した場合には、モータの圧力・時間曲線は図6に一例を示すように点火玉に電流印加後0.8 sec近い着火遅れを生じる、これは明らかにイグナイタ薬量が不足しているためであり、このイグナイタ(A)を2個同時に使用した別の実験の場合にも、モータの圧力・時間曲線は同様の着火遅れ傾向を示し着火性の向上は見られなかった。このため、NAB-20よりもガス発生量の多いBP-17プロペラントをNAB-20と併用することとし、図1に示した構造のイグナイタ(B)を試作した。BP-17はポリブタジェン系コンポジット・プロペラントで、外

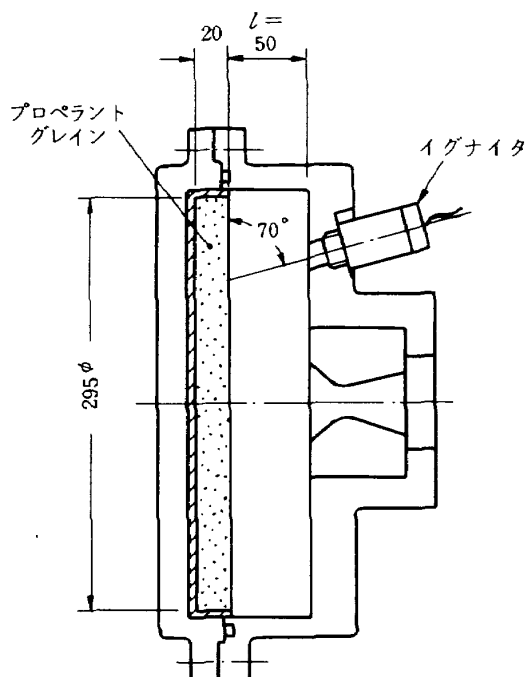


図5 イグナイタ実験用モータ

$l = 50 \text{ mm}$

$L^* \div 7.5 \text{ m}$

径 24ϕ 、内径 13ϕ 、長さ20mm、薬量11grであり、内面燃焼型式である。なお、イグナイタ(B)のノズル出口にはめこまれている栓は、アクリル樹脂製の耐圧気密栓で、TMC複数推力パルス燃焼実験においてモータ燃焼ガスがイグナイタ側に逆流してイグナイタを過早着火させることを避けるためのものであり、その有効性は従来の燃焼実験によって確認されている。このため、このアクリル栓は $300\phi \times 300^L$ TMCモータのみに使用し、 $300\phi \times 20^L$ 円盤グレインのモータでは使用していない。イグナイタ(B)単体の圧力・時間曲線の一例を図7に示す。イ

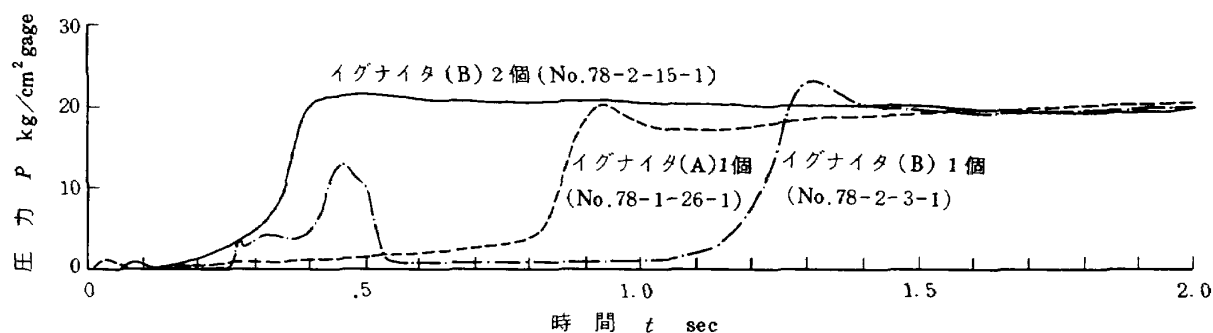


図6 圧力立上り曲線のイグナイタによる差大気圧

H_2O_2 なし

$K_N = 145$

$dt = 24.47\phi$

$l = 50 \text{ mm}$

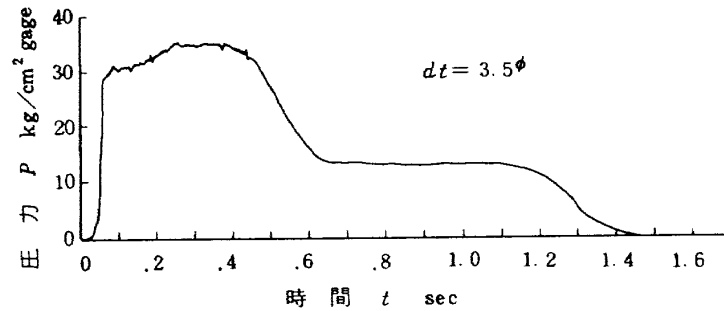


図7 イグナイタ(B)の圧力・時間曲線
(NAB-20ペレット+BP-17プロペラント)

グナイタ(B)を1個 $300\phi \times 20^L$ 円盤グレインのモータに用いた場合には、図6に示したように一応0.3 secで着火は行なわれたが、熱流量、ガス流量が未だ不足で1 sec経過しても圧力は定常値に達していない。このため、イグナイタ(B)2個を同時に使用することとし、この場合は0.3 secの着火遅れはあるものの、モータはスムーズな着火圧力曲線を呈している。なお、この着火遅れは他の実験のデータにおいても0.3～0.4 secの範囲内にあり再現性が認められている。

これらの着火実験は H_2O_2 噴射を伴わない通常燃焼実験ではあるが、 H_2O_2 分解ガスをイグナイタと同時に噴射するTMC燃焼実験の際には、高温・酸素雰囲気での分解ガスによって、着火特性が改善されることが知られている。このため、以後の通常燃焼実験、および、TMC実験においては、原則としてイグナイタ(B)2個を同時に使用することとした。

なお、図5に示したようにイグナイタ中心線とプロペラント面との角度は 70° を標準としているが、一部の実験ではこの角度を 90° としており、その場合、モータ圧力・時間曲線が異常に高くなる現象が見られた。衝突角度を 90° のままでもイグナイタ(B)2個の代りにイグナイタ(A)2個、および、イグナイタ(B)1個とイグナイタを弱くすることによって、この異常燃焼が消滅することから、イグナイタ噴射がプロペラントとレストリクタ間の接着部附近に強く衝突し、その部分を局所的に強く侵食または破壊し、その結果として圧力・時間曲線が異常に高くなったものと考えられる。

2.2 K_N - P - r 確認実験

TMC 固体ロケット用プロペラントとしては、RS-1105を標準プロペラントとして使用しており、その成形に際しては、原料と製造条件の管理を十分に行なうことにより燃焼特性のばらつきを少なくするよう努めている。しかしながら、酸化剤粒度が微細であること等が原因となって、プロペラント成形のロット(あるいはバッチ)

毎に燃焼特性にばらつきが見られる。一般には、圧力指数 n はロット差によってあまり変化しないが、 K_N - P 、 P - r 直線(両対数グラフ上)は平行移動的な変動を示すことが多い。TMC 実験の条件を設定するためには、実験に使用すると同一のロット(ロット78)のプロペラントについて、 K_N - P 、 P - r 、および、 n を求めておく必要がある。

このため、図5に示した $300\phi \times 20^L$ 円盤状プロペラント、グレイン用モータを用いて、ロット78のプロペラントについて、 $K_N = 140 \sim 155$ の実験条件で燃焼実験を行なった。その結果、図8および9に示すような、従来の他のロットのデータとはほぼ一致する K_N - P 、 P - r 直

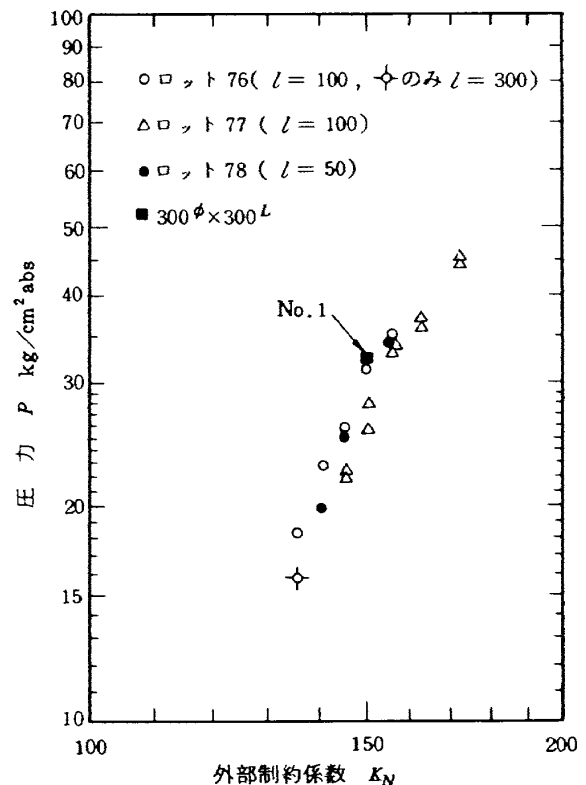


図8 $300\phi \times 20^L$ グレインのモータにおける K_N - P の関係

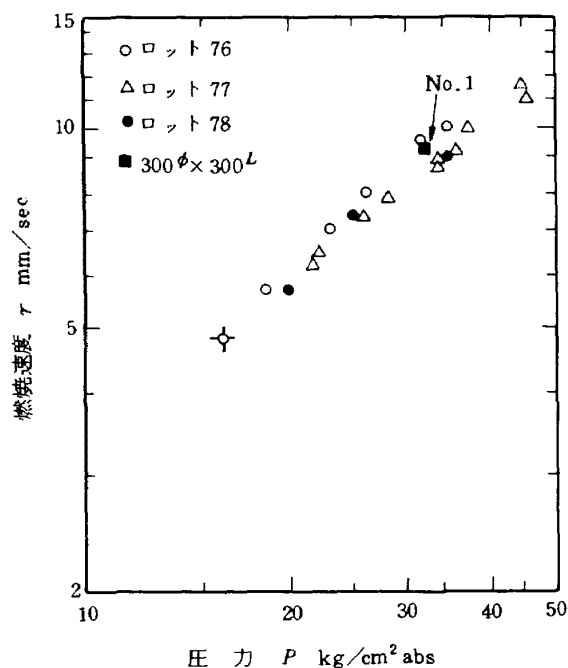


図9 300φ×20^Lグレインのモータにおける
P-r の関係

線を得た。図8の $K_N - P$ 関係から求められる圧力指数はデータ数が少ないが、現寸モータと同一ロットのロット78では概略、 $n = 0.81$ であり、ロット76の $n = 0.79$ 、ロット77の $n = 0.76$ に近い値が得られている。図9に示す P-r 関係から求められる圧力指数は、ロット78では $n = 0.84$ であり、一方、ロット76では $n = 0.89$ 、ロット77では $n = 0.82$ であった。なお、ロット78のみは、燃焼室壁を高温炎災から保護するために耐熱ライナが内貼りされているが、このライナのプロペラント燃焼速度への影響は無視できる程小さいことが知られている。¹²⁾

2.3 H₂O₂ 分解実験

90%濃度の H₂O₂ 水溶液を分解するための分解室の実験を行なった。TMC モータに H₂O₂ 分解ガスを供給する分解室としては、大きさがコンパクトで、分解効率とレスポンス・タイムが優れていることが要求される。分解効率についていえば、分解室内の触媒の暖まった状態のホット・スタートであれば最高90%以上は得られており、その時のガス温度は 650°C 以上に達している。¹³⁾ TMC モータの場合には第1回目の着火時は、H₂O₂ 温度ばかりでなく触媒層温度も低い状態にあり、いわゆる、コールド・スタートに相当する。このコールド・スタートでは、短時間の内に分解効率、ガス温度共に上記のようなホット・スタート時におけるような高い値は得られず、レスポンス・タイムが長くなって、TMC モータの着火遅れ現象の誘因となる怖れがある。一旦、TMC モータ

が燃焼を開始して定常状態に移行すれば、分解室内触媒も十分に高温に達しているし、また、分解不十分な H₂O₂ が燃焼室内へ噴射されたとしても、プロペラント燃焼ガスと接触して完全に熱分解するので問題はない。

分解室の実験としては、300φ TMC モータ用として最適な条件を求めるために、触媒の種類、組合せ、配列、触媒層の長さ、触媒予熱時間（本番前に H₂O₂ を少量流す時間）、供給圧力、スペーサ長さ等をパラメータとして実験を行なっている。その詳細は別報¹¹⁾を参照されたいが、この実験によって最適とされた分解室を 300φ TMC モータのために用いることとし、TMC モータ実験に先立って分解室単体の H₂O₂ 分解実験を行なった。

使用した触媒は銀ペレットと酸化サマリウム・コーティングを施した銀網であり、図10に示すように内径50φ、長さ50 mm の空洞内へこれら触媒を充填している。H₂O₂ 入口側にはレスポンス・タイムの短縮を狙って厚さ12.5 mm にわたって銀ペレットを充填し、その下流には分解効率を上げるために銀網が充填されている。分解室は触媒層内の温度と圧力分布を測定でき、また、内部構造を変えられるように分割型となっており、また、熱収縮した銀網の周辺を H₂O₂ が触媒に接触しないまま流れることを避けるために邪魔板がもうけられている。この分解室は 300φ×20^L TMC モータに使われ予期した結果が得られたため、触媒の配列は変えずに分解室を分割型から一体型へとまとめたものを実寸の 300φ×300^L TMC モータへ用いた。

図11は分割型式の分解室単体の H₂O₂ 分解実験の結果の一例である。H₂O₂ 電磁弁が開いてから 0.15 sec で圧力は定常値の 1/2 に達し、その時の分解ガス温度は 250°C に上昇している。そして、0.5 sec 後には圧力は 23

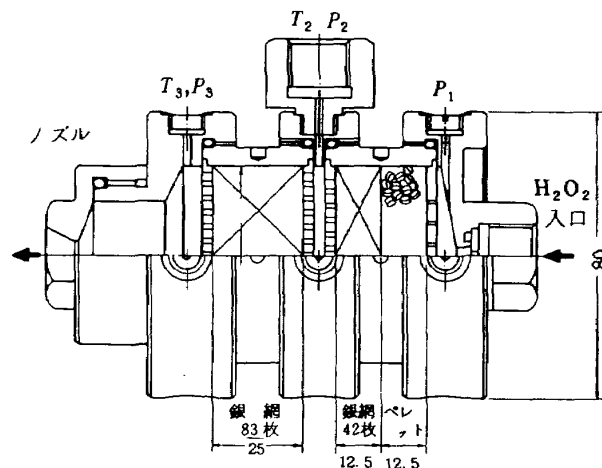


図10 300φ×20^L TMC 固体ロケット・モータ用
H₂O₂ 分解室

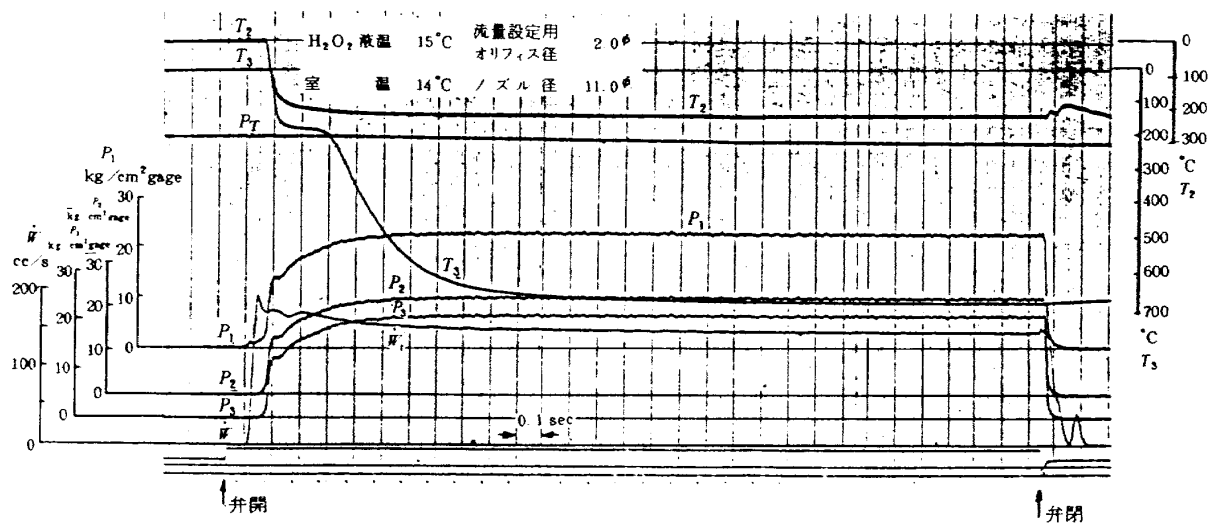


図11 H₂O₂ 分解実験の例

kg/cm²の定常値に達している。

2.4 推力大きさを制御予備実験

300φ×20^Lプロペラント・グレインを用いてのTMC予備燃焼実験を7回行なった。その目的は、先に特性を調べ通常燃焼実験用として採用を決めたイグナイタ(B)がH₂O₂が噴射されるTMCモータの場合にどのような特性を示すかを調べることで、H₂O₂噴射停止時に燃焼が中断して圧力が0に降下するか、あるいは、圧力は低下しても燃焼が持続するかを調べることにある。

供試モータを図12に示す。H₂O₂分解ガスの噴射孔(3.5φ)はノズル周辺の150mmの同心円上に20個あり、プロペラント燃焼面に向かってH₂O₂分解ガスは噴射される。H₂O₂分解室は2.3記載のものである。H₂O₂噴射孔からプロペラント面までの距離は実寸TMCモータ初期状態をシミュレートするための $l = 50\text{mm}$ の場合

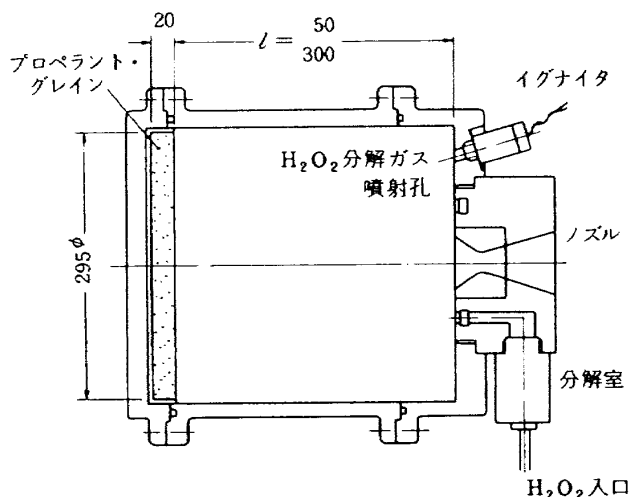


図12 300φ×20^LTMC固体ロケット・モータ

と、実寸モータの燃焼終了期をシミュレートする $l = 300\text{mm}$ の2ケースについて実験を行なった。なお、 $l = 50\text{mm}$ の場合、モータの特性長さ($L^* = V_c/A_t$, V_c :燃焼室容積, A_t :ノズル・スロート面積)は4.7^mで燃焼ガスの滞留時間の計算値は7.8^msec, $l = 300\text{mm}$ の場合は、それぞれ、28^m, 47^msecである。

図13は着火時の圧力立上り特性を示したものである。図13(a)と(b)を比較することによって、H₂O₂噴射に先立ってイグナイタを作動させる、すなわち、イグナイタ先行の場合は着火遅れ(イグナイタ回路閉、あるいは、H₂O₂電磁弁ONの時点から、圧力が定常値の50%に達

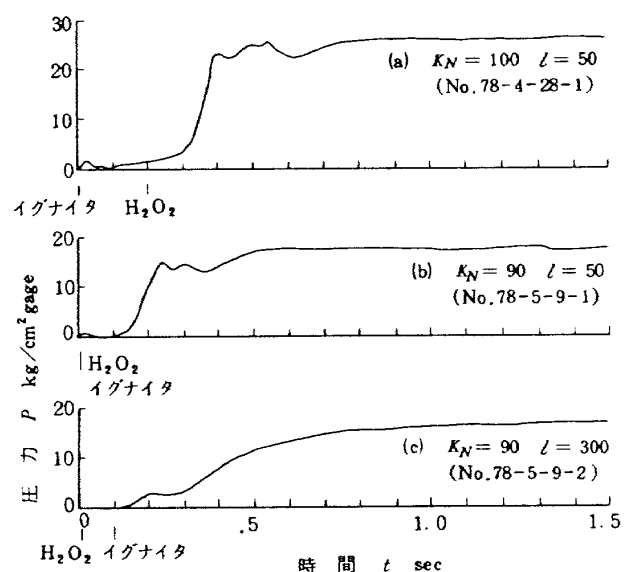


図13 300φ×20^LTMC固体ロケット・モータの圧力立上り特性

大気圧

イグナイタ(B) 2個

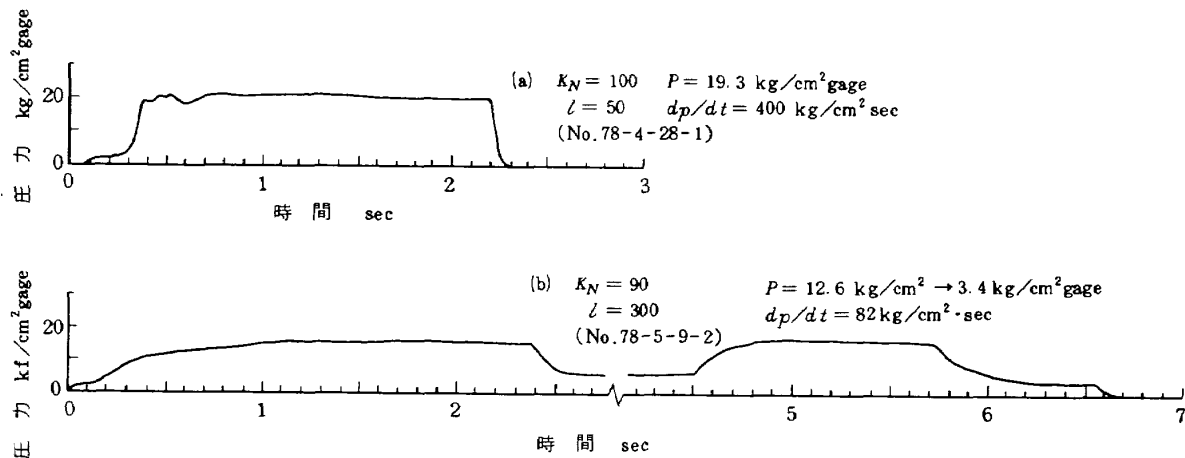


図14 300φ×20^LTMC固体ロケット・モータの圧力・時間曲線 (大気圧)

する時間)が大きく0.35secであった。(b)のイグナイタとH₂O₂の同時作動の例では、(a)と比べて K_N が小さく条件は厳しい方向にあったが、0.18secと着火遅れは(a)の半分に短縮されている。(a)とは逆に、H₂O₂をイグナイタより先行させた場合は、(a)(b)と同じ条件、すなわち、 $l = 50 \text{ mm}$ の例はないが、従来の実験によればさらに着火遅れが短くなる傾向にある。(a)(b)の例は $l = 50 \text{ mm}$ と燃焼室容積が小さい状態で圧力も速やかに上昇するが、 $l = 300 \text{ mm}$ の場合には図13(c)の如くイグナイタとH₂O₂の作動時間を最良の状態に設定しても L^* が大きいため着火遅れは0.40secと長い。2.3に示した如く、H₂O₂電磁弁ON後0.2secはH₂O₂水溶液はあまり分解せずに噴射される。従って、酸素過剰な高温分解ガスが燃焼室内に一応充滿し燃焼室圧力も上昇し始める直前の状態で、イグナイタを作動させることが着火遅れを減らし、また、H₂O₂消費量を少なくするという見地から好ましいと考えられる。

TMCモータの燃焼中断性のクライテリアとして、H₂O₂噴射停止直後における燃焼室圧力の急速降下時の減少率 $(dp/dt)_{\max}$ が用いられている。 $(dp/dt)_{\max}$ が限界値以上であれば燃焼が中断し、逆に限界値以下であれば燃焼中断せずに、モータの K_N で定まる低い平衡燃焼室圧力の状態へ移行して燃焼が持続する。RS-1105プロペラントの急速減圧燃焼中断限界線は、直径30φの端面燃焼型プロペラント試験片を用いた実験によれば圧力に比例した直線で示され、その勾配値は $-11.6 \text{ }^1/\text{s}$ である。⁵⁾そして、直径100φの内面燃焼型プロペラントのTMCモータでは、侵蝕燃焼効果によってこの限界線の勾配は大きくなり、燃焼中断しにくくなることが知られている。300φ端面燃焼グレインTMCモータでは、30φの実験値とどのような関係があるかを知ることがこの

実験の目的である。

図14は燃焼中断の例(a)と燃焼持続の例(b)を示している。(a)の場合、大気圧環境下の実験であるにもかかわらず圧力降下後完全に燃焼は中断し、プロペラントは自発再着火せず回収されている。降下直前の圧力 $P = 19.3 \text{ kg/cm}^2$ 、圧力減少率 $(dp/dt)_{\max} = 400 \text{ kg/cm}^2 \text{ sec}$ であった。(b)の場合は典型的な二段圧力型でH₂O₂噴射時は $P = 12.6 \text{ kg/cm}^2$ であったものが、H₂O₂噴射を停止してプロペラントのみが燃焼した場合 $P = 3.4 \text{ kg/cm}^2$ であった。再度H₂O₂を噴射することによって圧力は高い平衡値に達しているが、 l が長く L^* が大きいため圧力立上り特性は緩やかである。

このような燃焼中断、持続のデータを $P - (dp/dt)_{\max}$ 図上にプロットしたものが図15である。データ数が少ないため燃焼中断と持続の明確な限界線を求めることはかなり無理があるが、一応、勾配 $-6.3 \text{ }^1/\text{s}$ の限界線

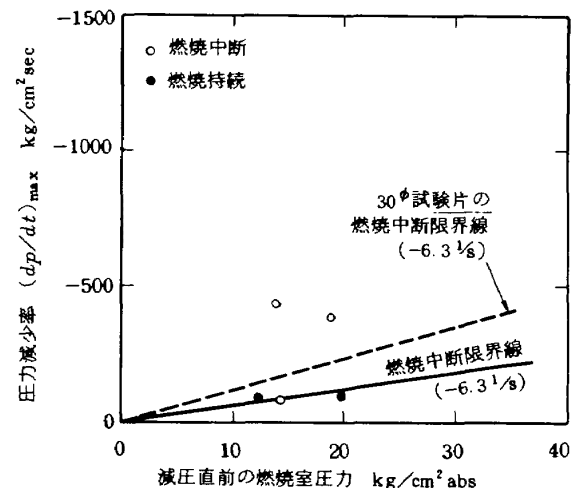


図15 300φ×20^LTMC固体ロケット・モータの燃焼中断限界

が求められた。この値は 30φ 試験片の値よりも燃焼中断し易い側にある。

このように、300φ×20^L TMC モータによって、着火性は確認され、また、燃焼中断性は予期以上に良好であることが明らかになったので、予備実験で確認された方式を実寸型 300φ×300^L TMC モータに適用することとした。

3. 実験装置と供試体

300φ×300^L プロペラント・グレインを用いて、1 回の通常燃焼実験と 2 回の TMC 燃焼実験を昭和53年 5 月に航空宇宙技術研究所角田支所において行なった。いずれも実験条件は大気圧環境下である。通常燃焼実験は 300φ×300^L プロペラント・グレインの燃焼安定性と、実験機器、計測システムの作動の確認のために行なったものであり、これに続く 2 回の TMC 燃焼実験は、燃焼中断・推力レベル制御、再着火性を長燃焼秒時型モータについて調べ、その特性を求めることを目的としている。

3.1 実験装置

実験装置全体を図16に示す。供試モータの分解室に H₂O₂ 水溶液を圧送するための H₂O₂ 供給系は、窒素ガス・ポンプ、窒素ガス用調圧弁、H₂O₂ タンク、H₂O₂ 流量計、H₂O₂ 用 ON・OFF 電磁弁と配管、弁類よりなる。テスト・スタンドは図17に示すように、供試モータを下 4 個、上 1 個のローラによって支持しモータ発生推力は前方ロードセルで受けている。このロードセルに対するプリロードはゴム張力によって与えている。容量 10 ^L の H₂O₂ タンクは配管を短くするために供試モータの近くに取付けられている。イグナイタと H₂O₂ 用電磁弁（マロッタ製）作動のシーケンスのためには和泉電気製

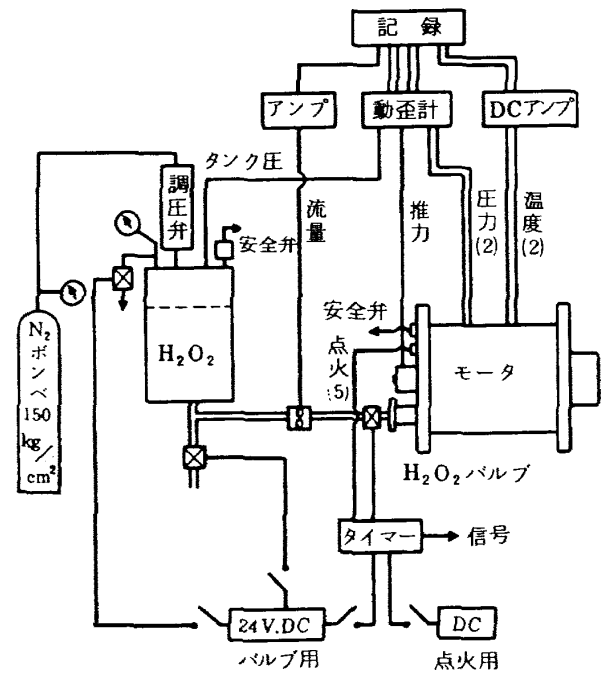


図16 実験装置全体図

タイマ PRG-2018 を使用している。推力、圧力、流量、温度の計測のためのデータ取得装置としては高空燃焼試験設備の計測装置¹⁴⁾を利用し、オシログラフによるアナログ記録と 0.01 sec 間隔のデジタル記録を同時に行なっている。推力計測用ロードセルは新興通信製 BLH-1 ton、圧力ピックアップは新興通信製 MP-50/100、H₂O₂ 流量計用タービン流量計はトキコ製ポッターメータ、温度計には 0.5φ シース型アルメル・クロメル熱電対を、それぞれ用いた。

3.2 供試体

3 個の供試体の重量、寸法、実験条件などを表 2 に示

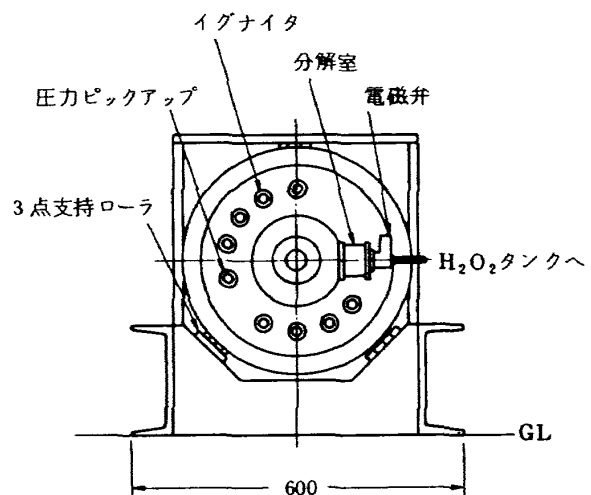
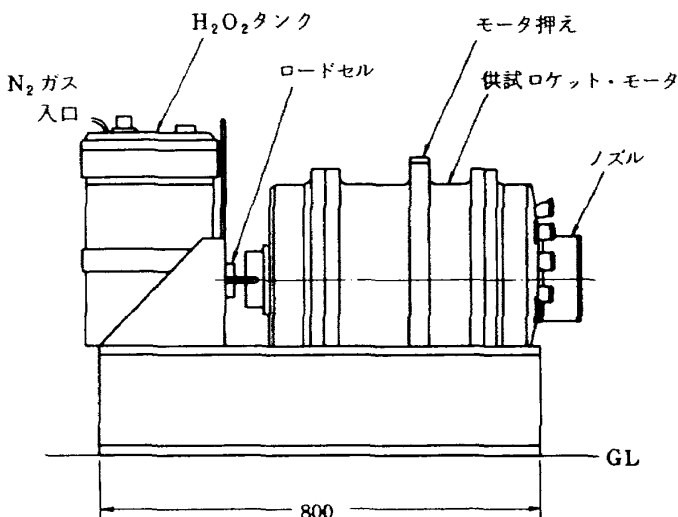
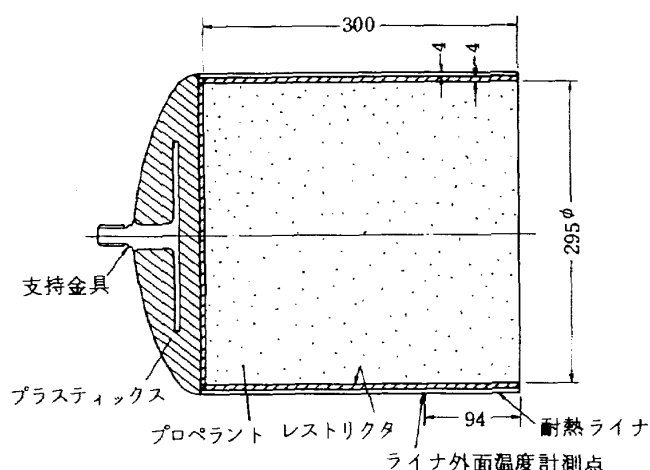


図17 テスト・スタンド上の供試 TMC ロケット・モータ

表 2 実 験 条 件

| モータ No. | 1 | 2 | 3 |
|--------------------------------------------------------------------|-------|-------|-------|
| 目 的 | 通常燃焼 | TMC | TMC |
| プロペラント 外径 (ϕ) | 295.0 | 295.0 | 295.1 |
| 長さ (mm) | 300.9 | 301.0 | 300.7 |
| 重量 (kg) | 34.40 | 34.38 | 34.30 |
| ノズル・スロート径 (ϕ) | 24.03 | 29.44 | 30.95 |
| K_N | 150 | 100 | 90 |
| 初期 L^* (m) | 7.5 | 5.0 | 4.5 |
| 予想燃焼室圧力 ($\text{kg}/\text{cm}^2 \text{abs}$) | 30 | 20 | 15 |
| プロペラント温度 ($^{\circ}\text{C}$) | 21.5 | 18 | 18 |
| H_2O_2 タンク圧 ($\text{kg}/\text{cm}^2 \text{abs}$) | — | 45 | 37.5 |
| シーケンスのパルス数 | — | 6 | 7 |

図 18 300 ϕ ×300L端面燃焼型プロペラント・グレイン

す。プロペラント・グレインはその詳細を図18に示すように、一端面を除いて燃焼抑制のためのレストリクタ処理が施こされ、燃焼面と逆の他端面に金具を埋込み、それをモータ鏡板に固定している。レストリクタ外周と耐熱ライナ内面間には接着処理を施こしていない。耐熱ライナは、以前に行なった耐熱実験（直径100 ϕ モータにより最大4回まで繰返し加熱）と真空環境下における脱ガス実験によって、4種類の材料の中から最良のものとして選ばれており、¹⁵⁾その材料はフェノール樹脂のプライオーフェン5900とEガラスからなる積層品であり、成形後のアフタキュアは130 $^{\circ}\text{C}$ 24hrである。

プロペラント重量は3個の供試体共に約34.4kgである。通常燃焼のためのNo.1モータは H_2O_2 の噴射はなく、 $K_N=150$ の条件で燃焼室圧力の予想値は30 kg/cm^2 である。No.2, 3モータは H_2O_2 分解ガスの噴射をON,

OFF制御して行なうTMC燃焼実験が目的であり、No.

2および3モータで、 $K_N=100$ および90と設定し、それぞれ、予想燃焼室圧力は20および15 kg/cm^2 である。No.2モータでは H_2O_2 を6回噴射することにより、6ケの推力パルスを計画した。その内イグナイタ同時作動は推力パルス番号#1, 2, 4および6であり、推力パルス#3および5では H_2O_2 電磁弁のみをONとしイグナイタを併用していない。 H_2O_2 タンク圧は45 kg/cm^2 である。なお、推力パルスと推力パルスとの時間間隔を2secに設定した理由は、実験が大気圧環境下で行なわれるため H_2O_2 噴射停止後に完全な燃焼中断は当初から期待できず、自発再着火以前に次の推力パルスに移行させるためである。No.3モータでは H_2O_2 噴射による推力パルスは7回で、その内推力パルス番号#1, 2, および3のみイグナイタを H_2O_2 噴射と併用している。タンク圧は37.5 kg/cm^2 とした。これらの実験全てにわたって、 H_2O_2 電磁弁ONとイグナイタ電流ONとは0.1secの時間差をとり H_2O_2 噴射を先行させている。

No.2, 3モータに使用した H_2O_2 分解室を図19に示す。その内部構造、触媒は図10に示した予備実験用分解室と基本的に同一である。端面燃焼方式のモータでは、ノズル、イグナイタ、 H_2O_2 分解ガス噴射孔、さらに、圧力取出孔も図20および21に示すように、全てがノズル周辺に集まる構造となる。ノズルはグラファイト製でコーティングは施こしていない。イグナイタは2.1記載のイグナイタ(B)2個が組となっており、プロペラント燃焼ガスによる過早着火を防止するためのアクリル栓が先端にはめられている。分解室を通った H_2O_2 分解ガスはマニホールド内を流れ3.5 ϕ 孔20個所の噴射孔からプロペラン

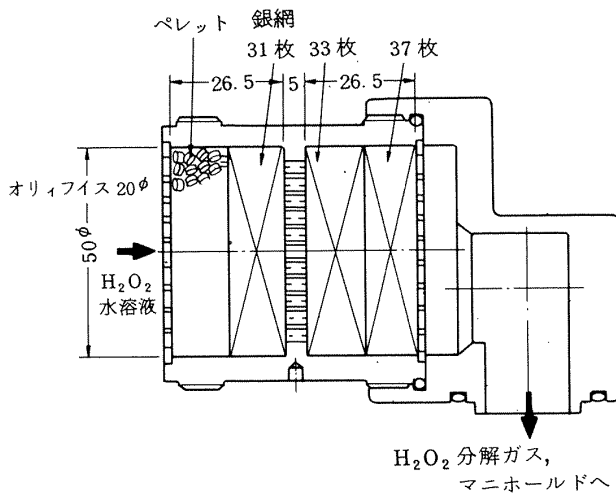


図19 H_2O_2 分解室

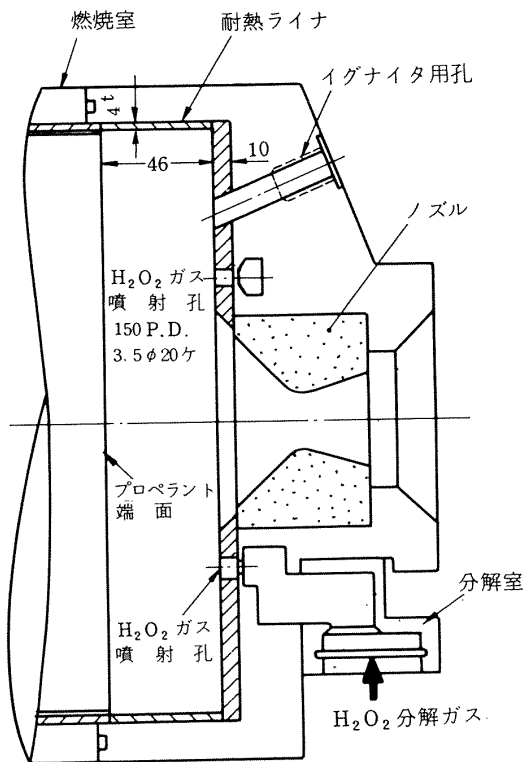


図20 300φ×300L TMC モータのノズル周辺

ト燃焼面へ向って噴射される。以前のTMC 予備実験によれば、噴射流速が過大、かつ、プロペラント燃焼面と噴射孔の間隔が数十mmと短い場合には、プロペラント燃焼ガス温度よりも H_2O_2 分解ガスが低温であるため、 H_2O_2 分解ガスの衝突するプロペラント面に凸部を生じさせプロペラント燃焼面の均一性が失われることが知られている。このため、 H_2O_2 分解ガスからの噴射はプロペラント燃焼面に対してシャワー状に衝突する構造とし

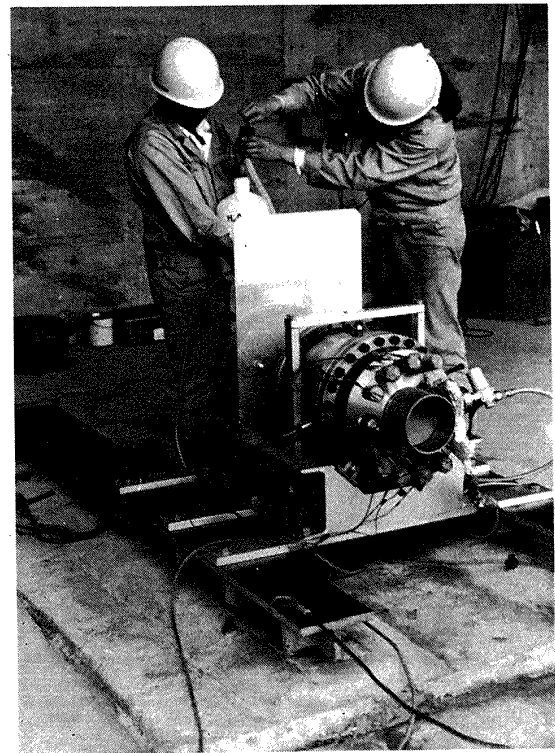


図21 300φ×300L TMC 固体ロケット・モータ

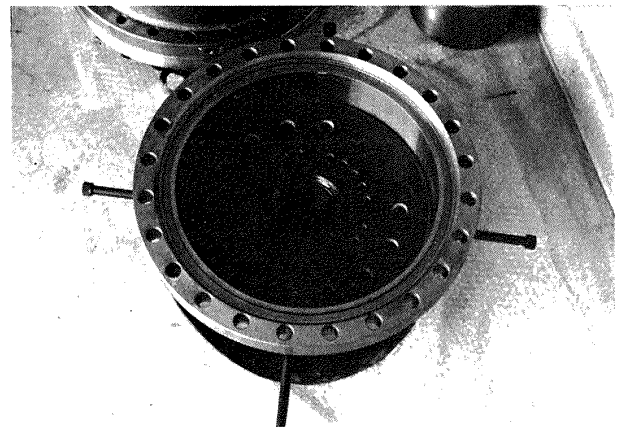


図22 ノズルまわりの耐熱ライナ

| | |
|------------------|--------|
| ノズル | : 中央1ケ |
| H_2O_2 分解ガス噴射孔 | : 20ケ |
| イグナイタ噴射孔 | : 8ケ |
| 圧力取出孔 | : 2ケ |
| 安全弁用孔 | : 左下1ケ |

た。ノズルまわりの耐熱ライナは、プロペラント周辺用ライナと同じ材質のものを用いてノズル周辺の金属部を全て覆う構造とした。図22にノズル側端面の断熱ライナの燃焼実験前の状況を示す。なお、ライナによる断熱効果を測定するためにプロペラント周辺のライナ外面（プロペラント初期燃焼面より94mm前方寄りの位置）に

0.5φ アルメル・クロメル，シース型熱電対を接着している。

4. 実験結果

4.1 通常燃焼実験

TMC 燃焼実験に先立って行なわれた 300φ×300^L プロペラント・グレインの通常燃焼実験によって得られた推力，燃焼室圧力，ライナ外壁温度の時間変化を図23に示す。着火，燃焼共に正常で，性能も表3に示すように予期した値が得られている。

耐熱ライナ外側の温度は，着火直後から燃焼終了時までの間， T_2 が僅かな値だけ上昇し，燃焼終了と同時に初期値に復帰しているが，これは耐熱ライナと燃焼室壁間の隙き間に燃焼ガスがまわりこんだためと考えられる。耐熱ライナの内側が燃焼ガスによって加熱され，そのためにライナ外側が温度上昇する現象は，燃焼終了後 T_1 の僅かな上昇に示されている。いずれにしても，耐熱ライナの燃焼室壁保護効果は十分であると判断される。こ

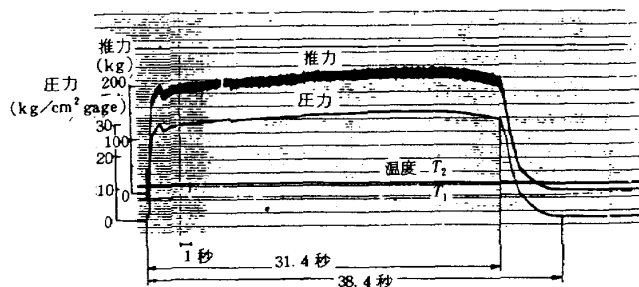


図23 No.1 モータのデータ

$$K_N = 150$$

$$dt = 24.03\phi$$

表3 No.1 モータの実験値

| 項 目 | 実 験 値 |
|-------------------|-----------------------------|
| 最 大 推 力 | 227.5 kg |
| 有 効 平 均 推 力 | 213.6 kg |
| 全 力 積 | 6999 kg-sec |
| 最 大 燃 焼 室 圧 力 | 34.0 kg/cm ² abs |
| 有 効 平 均 燃 焼 室 圧 力 | 32.2 kg/cm ² abs |
| 比 推 力 | 203.5 sec |
| 全 燃 焼 時 間 | 38.4 sec |
| 有 効 燃 焼 時 間 | 31.4 sec |

のプロペラント燃焼特性の実験結果を図8の K_N-P ，図9の $P-r$ 上にプロットしたが，同一ロットの300φ×20^Lのデータと一致している。なお，この燃焼実験においては， H_2O_2 の噴射が無いために，ノズル・スロート径は燃焼前後において0.01mmのオーダーまで変化は見られなかった。

4.2 推力大きさ制御実験

No.2 および3モータを用いて，推力中断，再着火，推力レベル制御の実験を行なった。図24，25に，それぞれのモータについての推力，圧力，温度の時間曲線を示す。 H_2O_2 噴射時には燃焼室圧力（圧力にはほぼ比例する推力 t ）は高いレベルの平衡圧力（No.2 モータの場合は約20 kg/cm²）に維持され，噴射停止によって一見0に近づくか，あるいは，低いレベルの平衡圧力（No.2 モータの場合約5.5 kg/cm²）で燃焼が持続する。No.2 モータでは#1，#2の推力パルス直後，燃焼室圧力は殆ど0に復帰しているが，0.1 sec オーダの短時間後に

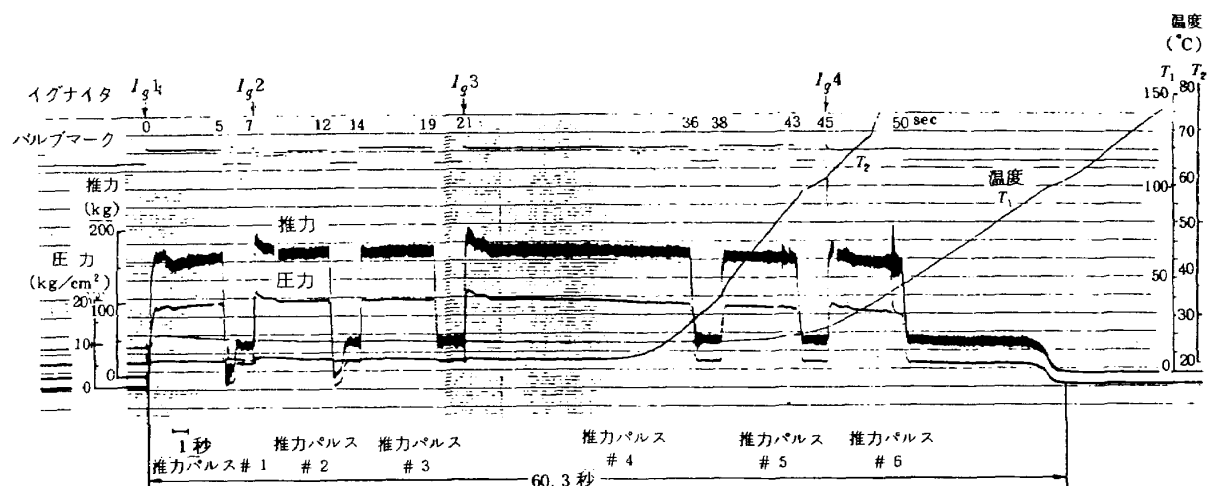


図24 No.2 モータのデータ

$$K_N = 100$$

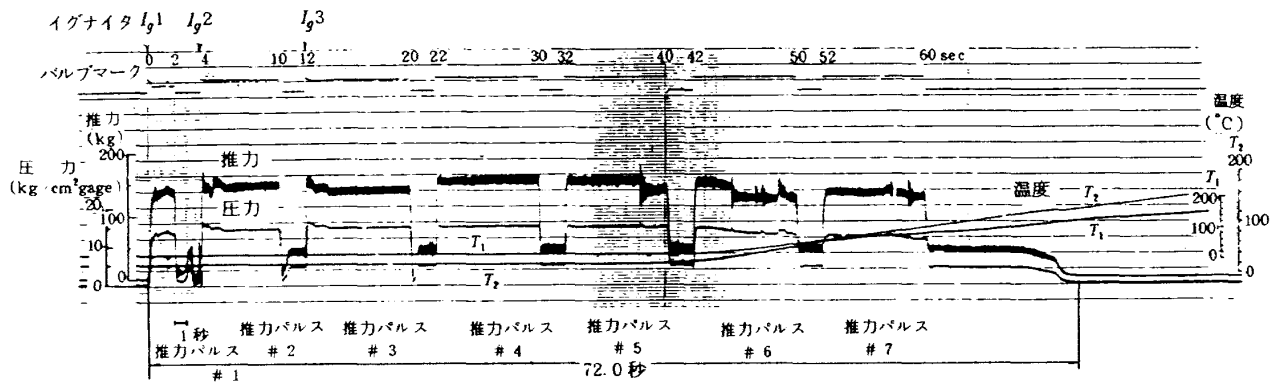


図25 No.3 モータのデータ

 $K_N = 90$

再び上昇しており、燃焼中断はおこっていないと判断される。この状況を32駒/秒の速度で撮影した16mm映画により観察すると、この瞬間に1ないし2駒だけ火炎がノズルから消滅している。#3推力パルス以降は H_2O_2 噴射停止後、ノズルからの火炎に変化は見られず、燃焼室圧力は直ちに低いレベルに降下するものの、燃焼は完全に継続している。推力パルス#6以降は残りのプロペラントが燃焼しつくす状態である。

No.2モータより K_N を小さくして燃焼室圧力を低くしたNo.3モータにおいても、実験結果はNo.2モータとほぼ同様であり、#1, 2, 3推力パルス末期には一旦圧力が0近くに降下するものの燃焼中断はおこらず二段圧力型を呈している。No.2, 3モータ共に最初の着火条件としては、 H_2O_2 についてはコールド・スタート状態にあったが H_2O_2 噴射とイグナイタの同時作動によって、着火遅れ、ピーク圧力共に発生せず定常燃焼へスムーズに移行している。その後の再着火性については、燃焼が十分に中断していないモータへ H_2O_2 を噴射し、あるいは、イグナイタを作動させていることから、当然のことながら圧力は遅れなく高いレベルに上昇している。燃焼中のモータに対してイグナイタを作動させているため、イグナイタを併用した推力パルスにおいては若干の圧力ピークが現われている。イグナイタの先端にはめられた逆火防止用アクリル栓は、No.2モータの推力パルス#6、すなわち、モータ・スタート後45sec経過しても正常に作動していることから、その効果は確認された。

表4および5は、No.2および3モータの代表的な定常データを示している。推力、燃焼室圧力は H_2O_2 噴射の有無によって3倍以上に変化しているが、この検討は4.3で記す。 H_2O_2 タンク圧力はモータの全作動時間中はほぼ一定に保たれているが、 H_2O_2 流量がモータ作動末期に若干増加しているのは、ノズル・スロートの侵食によ

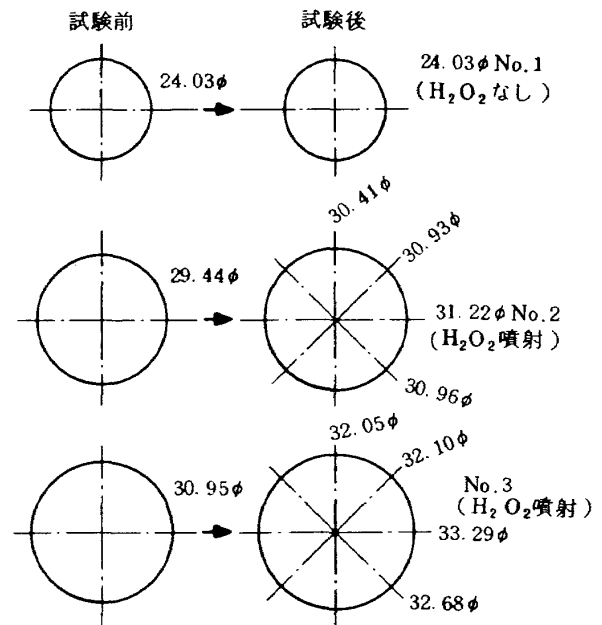


図26 ノズル・スロート径の変化

って平均燃焼室圧力が低下し、その結果、供給圧力と燃焼室圧力の差圧の増大によって流量増をまねいたものである。

ノズル・スロート径の燃焼前後の変化を図26に示す。No.2モータでは6%, No.3モータでは5%直径が増加しているが、この現象は H_2O_2 噴射を伴わないNo.1モータでは全く変化していないことと対照的であり、 H_2O_2 噴射によるプロペラント燃焼ガスの温度と雰囲気の変化によるものである。燃焼実験後にノズル周辺を調査した結果、ノズルに接している耐熱ライナはほとんど炭素化し、特に燃焼時間の長いNo.3モータではライナが所により欠落しており、また、 H_2O_2 噴射孔附近の金属部も孔まわりが熔融、焼損しているのが認められた。噴射孔まわりにおいては、 H_2O_2 分解ガスとプロペラント燃焼ガ

表 4 No.2 モータの代表的データ

| 状 態 | *2 時 間 sec | 平均推力 kg | 平均燃焼室 圧 力 kg/cm ² abs | 平均タンク 圧 力 kg/cm ² abs | H ₂ O ₂ 平均 流 量 cc/s | *3 特 性 長 m |
|-------------------------|------------------|------------|----------------------------------------|----------------------------------------|-------------------------------------------------|------------------|
| 推力パルス # 1 | 0 ~ 5 | 160 | 18.7 | 44.2 | 144 | 5.0-8.1 |
| # 1 ~ # 2 ^{*1} | 5 ~ 7 | 43 | 5.5 | 45.1 | 0 | 8.1-8.6 |
| 推力パルス # 2 | 7 ~ 12 | 172 | 19.8 | 44.1 | 141 | 8.6-12.0 |
| # 2 ~ # 3 | 12 ~ 14 | 45 | 5.6 | 45.0 | 0 | 12.0-12.4 |
| 推力パルス # 3 | 14 ~ 19 | 172 | 20.0 | 44.2 | 140 | 12.4-15.7 |
| # 3 ~ # 4 | 19 ~ 21 | 48 | 5.7 | 45.0 | 0 | 15.7-16.2 |
| 推力パルス # 4 | 21 ~ 36 | 173 | 19.6 | 44.1 | 140 | 16.2-26.1 |
| # 4 ~ # 5 | 36 ~ 38 | 48 | 5.4 | 44.5 | 0 | 26.1-26.6 |
| 推力パルス # 5 | 38 ~ 43 | 163 | 18.1 | 44.1 | 143 | 26.6-29.6 |
| # 5 ~ # 6 | 43 ~ 45 | 47 | 5.2 | 44.5 | 0 | 29.6-30.0 |
| 推力パルス # 6 | 45 ~ 50 | 156 | 16.9 | 44.1 | 146 | 30.0-33.1 |
| # 6 以降 | 50 ~ | 44 | 4.7 | 45.2 | 0 | 33.1- |

*1 推力パルス # 1 と推力パルス # 2 の間の H₂O₂ 噴射休止期間を示す

*2 推力パルス # 1 の開始時期を 0 とする

*3 ノズル・スロート径一定とした計算値

表 5 No.3 モータの代表的データ

| 状 態 | 時 間 sec | 平均推力 kg | 平均燃焼室 圧 力 kg/cm ² abs | 平均タンク 圧 力 kg/cm ² abs | H ₂ O ₂ 平均 流 量 cc/s | 特 性 長 m |
|-----------|------------|------------|----------------------------------------|----------------------------------------|-------------------------------------------------|------------|
| 推力パルス # 1 | 0 ~ 2 | 143 | 14.4 | 37.1 | 135 | 4.5-5.8 |
| # 1 ~ # 2 | 2 ~ 4 | | | 37.9 | 0 | 5.8-6.0 |
| 推力パルス # 2 | 4 ~ 10 | 150 | 14.9 | 37.0 | 132 | 6.0-9.0 |
| # 2 ~ # 3 | 10 ~ 12 | 43 | 4.7 | 37.8 | 0 | 9.0-9.4 |
| 推力パルス # 3 | 12 ~ 20 | 141 | 15.2 | 37.0 | 130 | 9.4-13.4 |
| # 3 ~ # 4 | 20 ~ 22 | 45 | 4.9 | 37.8 | 0 | 13.4-13.7 |
| 推力パルス # 4 | 22 ~ 30 | 157 | 15.5 | 37.0 | 129 | 13.7-17.7 |
| # 4 ~ # 5 | 30 ~ 32 | 47 | 5.0 | 37.6 | 0 | 17.7-18.1 |
| 推力パルス # 5 | 32 ~ 40 | 157 | 15.4 | 37.0 | 128 | 18.1-22.0 |
| # 5 ~ # 6 | 40 ~ 42 | 48 | 4.9 | 37.9 | 0 | 22.0-22.4 |
| 推力パルス # 6 | 42 ~ 50 | 127 | 13.3 | 37.0 | 137 | 22.4-26.4 |
| # 6 ~ # 7 | 50 ~ 52 | 47 | 4.6 | 37.6 | 0 | 26.4-26.7 |
| 推力パルス # 7 | 52 ~ 60 | 137 | 12.7 | 37.0 | 139 | 26.7-29.7 |
| # 7 以降 | 60 ~ | 45 | 4.3 | 37.9 | 0 | 29.7- |

スの反応によって局所的に雰囲気酸素過剰となるためであろう。

プロペラント・グレイン周辺の耐熱ライナ外側の温度 (T_1, T_2 の 2 点) は No. 2, 3 モータ共に、モータ作動開始後 40 秒前後から上昇し始めている。4.5 に記すように、耐熱ライナは必ずしも均一に焼損していないにもかかわらず、4 個の測定データはいずれも、温度上昇開始後約 10 sec で初期値の 18°C から 50°C に上昇している。温度上昇の程度は小さく、耐熱ライナは燃焼室壁保護に有効であることが確認された。

4.3 圧力レベル可変特性

推力はほぼ燃焼室圧力に比例するため、推力大きさ制御性は圧力レベル制御性を検討することによって明らかになる。ここで実験を行なった流体噴射方式の TMC 固体ロケットでは、 H_2O_2 の噴射によって燃焼室圧力は増巾されるが、その圧力増巾率として、 H_2O_2 の噴射のない時の圧力 P_0 と噴射時の圧力 P_i の比、 P_i/P_0 をとった。 H_2O_2 の噴射流量 \dot{W}_i を無次元化するために「 P_i に対応する固体プロペラントの燃焼流量」 \dot{W}_p' との比をとり、これを「 P_i に対応する噴射流量比」 \dot{W}_i/\dot{W}_p' とした。 \dot{W}_i/\dot{W}_p' と P_i/P_0 の関係を No. 2, 3 モータについて図 27 にプロットした。流量比 20~25% において圧力比 3 前後の値が得られており、ほぼ設計通りに圧力の増巾が行なわれていることが明らかになった。流量比を大きくすることにより圧力比を上げることは可能であるが、流量比を大きくすると TMC 固体ロケットの構成の内の H_2O_2 系が大型化しその重量も増大して TMC 固体ロケットとしての質量比が低下し、また、比推力の点からも有利とならない。

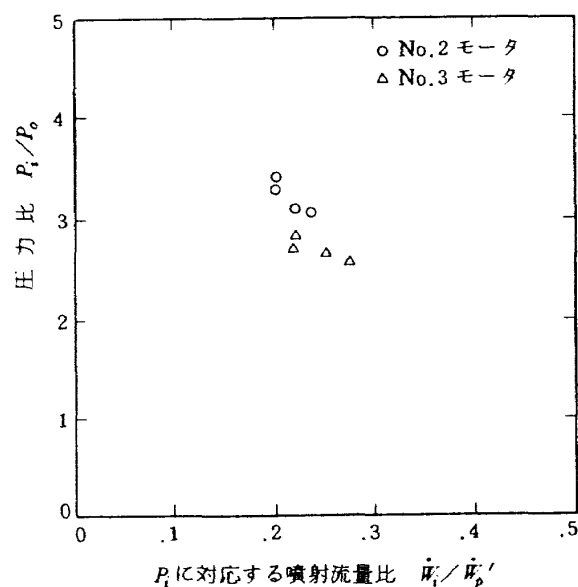


図 27 P_i に対応する噴射流量比と圧力比の関係

このため、RS-1105 プロペラントを用いる TMC 固体ロケットにおいては、流量比としては 30% 以下を目標としてモータの条件を設定している。

このように、噴射流量比として「 P_i に対応する噴射流量比」をとると、TMC 固体ロケットの圧力レベル可変特性として分かり易いが、別の流量比「 P_0 に対応する噴射流量比」 \dot{W}_i/\dot{W}_p と圧力比 P_i/P_0 の関係については次の式が求められている。¹⁾

$$\dot{W}_i/\dot{W}_p = \frac{C^*}{C^{*'}} \left[\frac{P_i}{P_0} - \left(\frac{P_i}{P_0} \right)^n \right] \quad \dots\dots\dots (1)$$

ここで、 \dot{W}_p は P_0 に対応するプロペラントの燃焼流量、 $C^*, C^{*'}$ は、それぞれ、流体噴射の無い時と有る時の特性排気速度である。 n の値としては、図 8, 9 に示した $300\phi \times 20^L$ プロペラント・グレインの実験データから $n = 0.775$ 前後の値が適当と考えられる。 C^{*}/C^* については、RS-1105 プロペラントに濃度 90% H_2O_2 を噴射した場合の特性排気速度の計算から図 28 が求められている。酸化剤である H_2O_2 と燃料過剰なプロペラントが反応することによって、 $\dot{W}_i/\dot{W}_p \div 0.6$ 程度までは C^{*} が増大することがわかる。図 28 の関係を多項式近似して (1) 式より、図 29 に示すように P_i/P_0 と \dot{W}_i/\dot{W}_p の関係を求めた。 $300\phi \times 20^L$ プロペラントに対して妥当と思われる n の値 0.775 に対応する理論曲線に No. 2 モータのデータは合致しているが、No. 3 モータについては 0.775 よりも低い n の値に対応する様子が見られる。

一般の固体ロケットにおいては、TMC 固体ロケット用プロペラントがもつような高い圧力指数は不安定な燃焼室圧力変動をひきおこすため、これを避けて、0~0.3 程度の低い n の値をもつプロペラントが開発・使用され

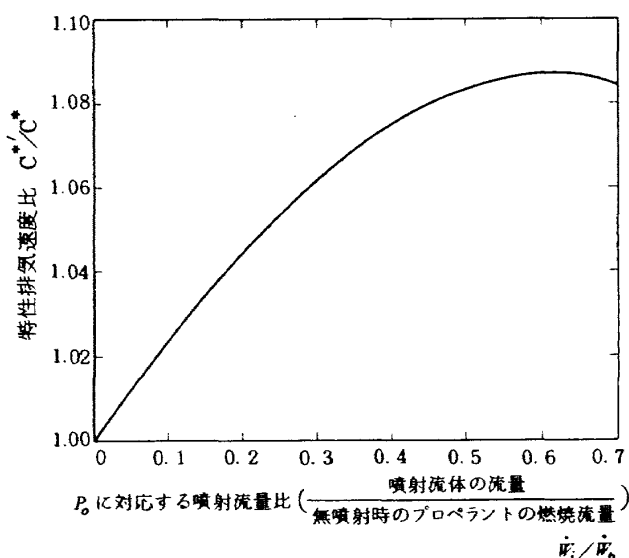
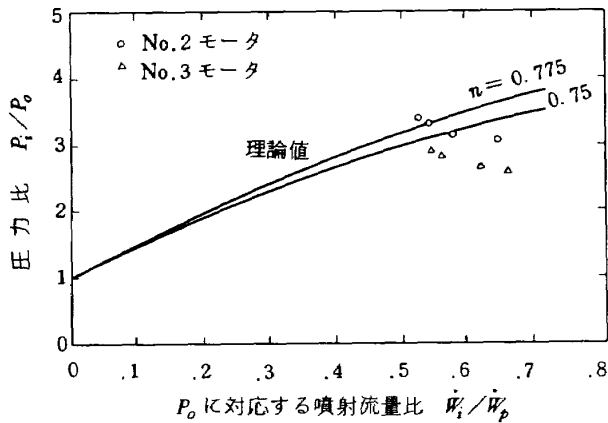
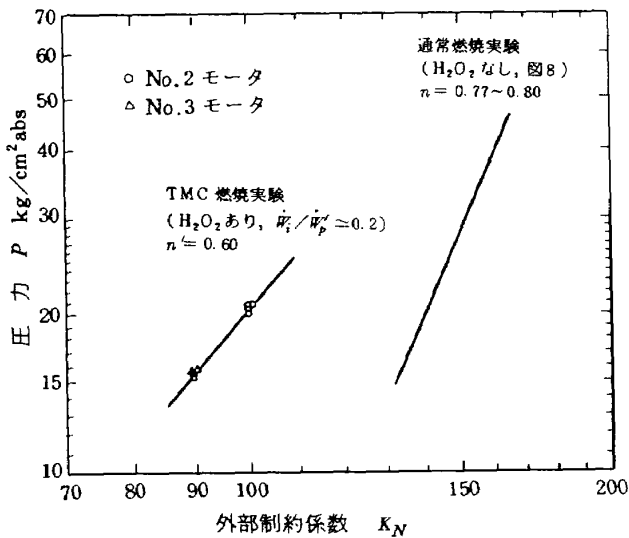


図 28 濃度 90% H_2O_2 を噴射した場合の C^* の変化

図 29 P_0 に対応する噴射流量比と圧力比の関係図 30 H_2O_2 噴射による圧力指数の低下

ている。TMC 固体ロケットでは流体噴射が行なわれることによって(2)式に示すように見かけ上 n が n' へと低下して燃焼室圧力が安定化することが知られている。¹⁾

$$n' \doteq n - \dot{m}_i/\dot{m}_p \quad \dots\dots\dots (2)$$

図30は TMC 固体ロケット・モータの外部制約係数

K_N と燃焼室圧力との関係式 $P \propto K_N^{\frac{1}{1-n}}$ における圧力指数が、プロペラント自体のもつ 0.775~0.80 という高い値から H_2O_2 噴射時には \dot{m}_i/\dot{m}_p の値の 0.2 近く低下して $n' = 0.6$ となっていることを示している。

4.4 燃焼中断特性

図15に既に示したように $300 \phi \times 20^L$ プロペラント・グレインを用いての燃焼中断特性の実験によれば、急速減圧燃焼中断限界線の勾配は $-11.6 \text{ } 1/s$ であり、限界線以上の減少率で燃焼室圧力を降下させた場合には燃焼は中断された。大気圧環境下の実験においては燃焼は必ずし

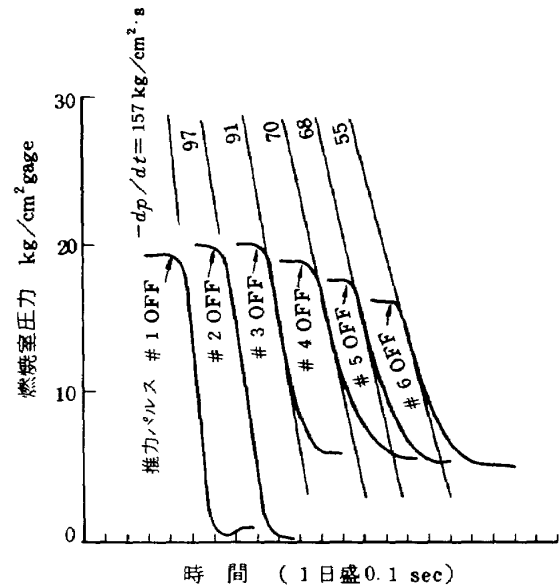


図 31 No.2 モータの圧力降下曲線

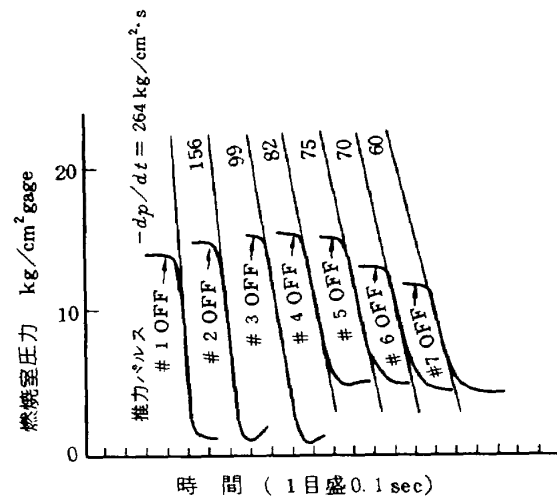


図 32 No.3 モータの圧力降下曲線

も完全に中断されず、一旦中断後 2~3 秒後に自発再着火する例が一般的である。しかし、この間は燃焼室圧力は 0 に保たれ、また、ノズルからの火炎も一見は消失する様子が観察される。

No.2 およびモータの燃焼中断特性はこれらの以前の実験とは異なる様相を呈しており、圧力が 0 近くに降下しても、その値は 0 ではない値を示しており、火炎もノズルから殆ど消失することなく持続し、さらに、推力パルスとの間においては燃焼室圧力は一瞬後再び上昇を始めている。図31および32はこの状況をよく示しており、No.2 モータでは #1, 2 推力パルス, No.3 モータでは #1, 2, 3 推力パルスまでは、燃焼中断とはいいがたいが一応圧力が 0 近くに復帰したことから、不完全な燃焼中

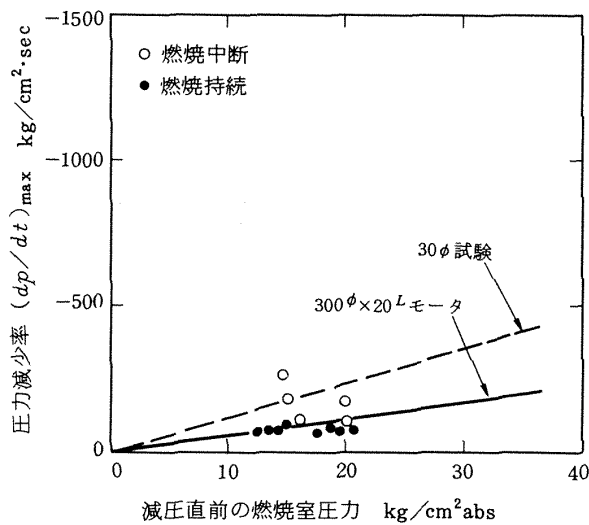


図33 300φ×300L TMC 固体ロケット・モータの燃焼中断限界

断がおこったと考えることができよう。それ以降の推力パルスにおいては、 H_2O_2 の供給を停止した後、燃焼室圧力は低いレベルの平衡値に移行しており、燃焼はこの間完全に継続している。モータの燃焼が進む程、すなわち、推力パルス番号の増える程圧力降下の勾配が緩やかになっているのは燃焼室空洞容積、ひいては、特性長の増大によるものである。

No.2, 3モータの燃焼中断特性をチェックするために、減圧直前の燃焼室圧力に対して減圧直後の圧力減少率を図33に示すようにプロットした。図中で○印で示した燃焼中断としては、圧力が0近くまで降下した不完全な燃焼中断をとった。燃焼中断・持続の限界線は、先に300φ×20Lモータによって求められた限界線とよく一致しており、不完全な燃焼中断であるにもかかわらず、燃焼中断のクライテリアとしての減少率の限界線が成り立つことを示している。

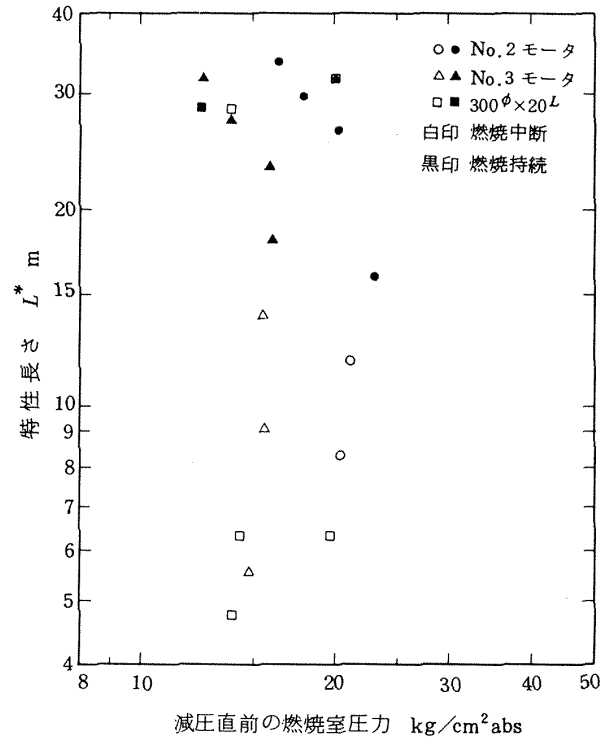


図34 P - L* 座標で示した燃焼中断断性

なお、No.2, 3モータと300φ×20Lモータの燃焼中断・持続のデータを図34のP~L*座標上にもプロットした。データの数が少ないため明確な限界線は求められないが、燃焼中断・持続の二領域に分かれることは認められよう。

4.5 耐熱ライナの燃焼後の状況

プロペラント・グレイン外周の耐熱ライナの効果は4.2で記したように、ライナ外壁温度上昇が燃焼末期においても低く抑えられ、燃焼室壁を保護するのに十分であったと判断される。燃焼実験後の耐熱ライナの損傷は図35の外観写真に示すように、円周および長手方向に均一でなく、局所的に大きく焼損、あるいは、層間剥離を生



No.2 モータ



No.3 モータ

図35 実験後の耐熱ライナの損傷

じている様子が見られる。耐熱ライナの外周温度の計測データの各個のばらつきは、このような耐熱ライナ損傷の不均一性と、耐熱ライナ内側のレストリクタの焼損状況の不均一性によって生じたものと考えられる。耐熱ライナを長手方向に切断し、その断面の寸法変化を測定した。図36に示すように消失した部分、母材のままで残っている部分と、その中間の炭化層の部分の三つに分けられ、図にはそれぞれの部分について、局所的損傷部分を除いた長手方向寸法分布を示している。No.2および3モータでは、ノズル側末端において母層厚さはおよそ0.7～1 mmである。耐熱ライナの内側にレストリクタがあり、これによって燃焼ガスから耐熱ライナが保護されているため、鏡板側耐熱ライナは約80 mmの長さになつて、かなり原形をとどめている。レストリクタによる熱遮蔽分を考慮に入ると、耐熱ライナのアブレーション速度はNo.2, 3モータ共に約0.38 mm/sと算出される。

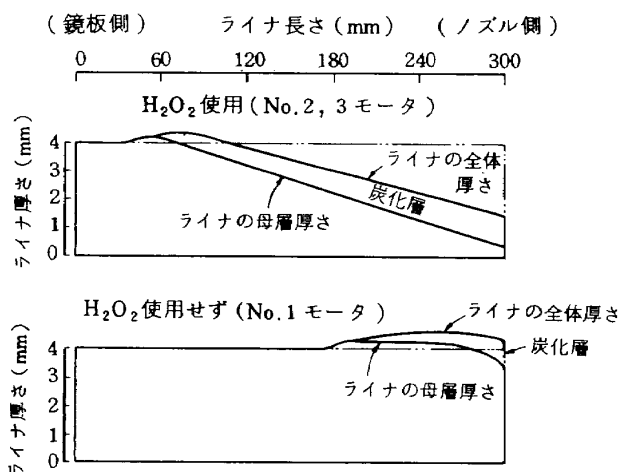


図36 耐熱ライナの焼損による厚さ変化

アブレーション現象を利用しているこの耐熱ライナが燃焼ガスにさらされると、まず、表面近くの母層中のポリマが熱分解し気化する。母層の積層が十分には強くないため、この内部からの発生ガスによって、ライナは膨脹して部分的には層間剥離を生じ、ライナ厚さが原寸法より増している様子が見られる。燃焼ガスによってさらに加熱されると、ライナ表面にはポリマの分解固型分とガラス繊維によって硬い多孔質の炭化層が形成される。温度上昇した母層から発生した分解ガスは炭化層を通過して噴射されるが、同時に、炭化層の表面は燃焼ガスによって侵蝕を受け後退する。この状況はNo.2, 3モータのようにH₂O₂を噴射することによっておこる燃焼ガスの高温化と酸化雰囲気化によって大きな影響を受けている

ことは、No.2, 3モータと、H₂O₂を使用せずプロペラント燃焼ガスのみによるアブレーションのNo.1モータとの比較によって明らかである。No.1モータでは38秒の燃焼が行なわれた後も、耐熱ライナはほとんど原型を保っている様子が見られる。

5. 燃焼中断性への耐熱ライナの影響（追加実験）

300φ×300^L TMCモータの実験においては、圧力レベル可変特性は計画通りに実行されたが、燃焼中断性については、その予備実験である300φ×20^L TMCモータ実験から予測された特性を示さなかった。測定された圧力減少率のデータを、不完全な燃焼中断と燃焼持続に分けると、300φ×20^L TMCモータ実験により求められた燃焼中断限界線とよく一致したが、300φ×300^L TMCモータではH₂O₂噴射停止後の圧力降下時に圧力がほぼ0に復帰するだけの現象であって、モータ内プロペラントが燃焼中断しているとは考えられない。この様子は、大気圧環境条件下においても、時にはプロペラントが完全に消し回収された予備実験結果とは大きく異なるものである。この両者の差は、両モータを比較検討してみると耐熱ライナの有無の効果以外には考えられない。すなわち、300φ×20^L TMCモータはプロペラントのウェブ厚さが薄いため全燃焼時間は数秒程度であり、燃焼室壁を保護するための耐熱ライナを使用する必要はない。しかしながら、300φ×300^L TMCモータは全燃焼時間は1分間程度となり燃焼室壁とノズル周辺を十分に熱保護しないとモータが破壊するおそれがあり、このため、フェノール樹脂／ガラス繊維積層品の耐熱ライナを使用することとした。この材料は一般固体ロケット・モータに使用されており、別途TMCモータのために耐熱実験と脱ガス実験を行なったものである。

300φ×20^L TMCモータの場合、燃焼時間が短いため、燃焼終了時にはライナなしの金属製燃焼室壁温は上昇しても2～300℃以下であることは先に行なった管内乱流熱伝達式の計算によって明らかになっている¹²⁾。一方、ライナは熱伝導率が低いため、計算によると燃焼開始から0.5秒以内には表面温度は1000℃をこえることになる。従って燃焼初期からライナ表面はアブレーション温度（約1100℃）に達し、しかも、その表面は炭化層の形成によってほぼ完全黒体と見なせる。耐熱ライナの無い場合には、プロペラント燃焼表面自体は約550℃であり、また、短燃焼秒時モータでは燃焼室壁温も低いため、プロペラントの燃焼中断面は冷い壁に囲まれていると見なせよう。一方、耐熱ライナのある場合は、プロペラント

燃焼中断面は高温の黒体壁面に囲まれていると見なせよう。このように高温壁面の存在の影響という考えの他に、耐熱ライナは多量のガスを放出しており、これがプロペラントの燃焼中断時に影響を与え、圧力降下特性を緩やかにしてプロペラントが燃焼中断しにくくなるということも考えられる。

このように耐熱ライナの存在が TMC モータの燃焼中断性に悪影響を及ぼすことが考えられるが、長燃焼秒時型 TMC モータには耐熱ライナは不可欠であり、このため、 $300\phi \times 300^L$ TMC モータの燃焼中断性の悪化の原因究明と、燃焼中断性を損わないような耐熱ライナの選択のために追加実験を行なった。実験装置は図37に示すように $300\phi \times 20^L$ TMC モータ実験器材の空洞部に供試耐熱ライナを装填したものである。供試耐熱ライナは周辺部と端面部に分かれ、それぞれの表面積は 460、および、 660 cm^2 で合計面積は 1100 cm^2 である、なお、プロペラ

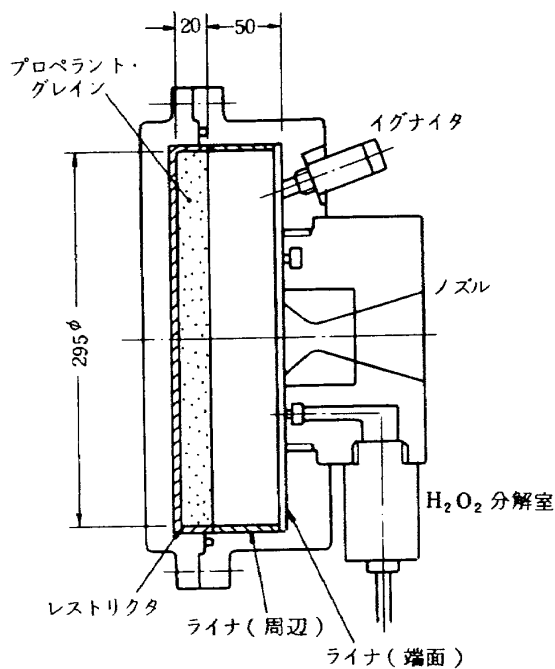


図37 耐熱ライナの燃焼中断性への影響の実験

ント燃焼表面積は 680 cm^2 である。供試耐熱ライナの種類は表6に示すように2種類で、 $300\phi \times 300^L$ TMC モータに用いたフェノール樹脂・ガラス繊維 FRP とテフロンである。テフロンは加熱すると熔融することなく昇華するため、アブレーション温度としてこの昇華温度をとった。アブレーション温度がプロペラント燃焼表面温度に近くて低く、また、表面に炭化層を形成しないため、常に表面は白色に保たれ、この結果、ふく射率が低いのも特徴である。この相乗効果のため、FRP ライナと比べてテフロン・ライナからの放射熱流束は約 $1/20$ と推定される。耐熱ライナとしてのテフロンの特徴は、炭化層がないため、その加熱条件によってアブレーション速度は定まり、このため時間と共にライナの厚さがリニアに減ることであって、長燃焼秒時型 TMC モータの耐熱ライナとしては、ライナの必要厚さが増して重くなることが欠点である。

燃焼実験は FRP ライナ、テフロン・ライナを用いて各2回と、ライナ無しの場合1回の合計5回行なった。実験条件と結果を表7に示す。FRP ライナを端面と周辺、すなわち空洞部全面に使用した場合(実験番号1)、および、端面のみに使用した場合(実験番号2)共に、 H_2O_2 電磁弁を閉じた時に燃焼室圧力は0に降下するが、ビデオ画面の観察によれば、ノズルから火炎は、一瞬小さくはなるものの、中断することなく持続し数秒後には燃焼室圧力も再上昇する。この状況は $300\phi \times 300^L$ TMC モータの様子と類似している。この時の圧力減少率 $(dp/dt)_{\max}$ の値は図15で分るように、燃焼中断限界線より遙かに燃焼中断領域に入っており、燃焼中断が十分に期待できる筈であった。耐熱ライナを全く使用しない場合(実験番号3)には、 H_2O_2 電磁弁 OFF 後、燃焼室圧力は0に下がり、ノズルからの火炎は瞬時に消失し、大気圧環境下の実験であるにもかかわらず、プロペラントは完全に燃焼中断し回収された。テフロン・ライナの場合には燃焼室圧力として 13.1 kg/cm^2 (実験番号5) というように、 $300\phi \times 300^L$ TMC モータの No.3 および

表6 耐熱ライナの特性

| 材 質 | 密 度 | アブレーション 温 度 | ふ く 射 率 | |
|--------------------|-------------------------|----------------------------|---------|-------|
| | | | 燃焼実験前 | 燃焼実験後 |
| フェノール樹脂 ガラス FRP | g/cm^3 1.84 | $^{\circ}\text{C}$ 1100 | | 0.92 |
| テ フ ロ ン | 2.15 | 540 | 0.20 | 0.49 |

*1 参考文献16)による

表7 燃焼中断性への耐熱ライナの影響

| 実験 番号 | 耐 熱 ラ イ ナ | | 燃焼室圧力 (燃焼時間) | 圧力減少率 (dp/dt) _{max} | 燃 焼 中 断 状 況 |
|----------|-----------|-------|--------------------------------|-------------------------------------|-----------------------------|
| | 種 類 | 位 置 | | | |
| 1 | FRP | 端面+周辺 | kg/cm ² abs 15.6 | kg/cm ² ·s 455 | ノズルからの火炎は中断せず持続し、圧力は数秒後に再上昇 |
| 2 | FRP | 端 面 | 15.1 | 385 | 同 上 |
| 3 | なし | — | 14.5 | 440 | ノズルからの火炎は瞬時に消失し 燃焼は完全に中断 |
| 4 | テフロン | 端 面 | 14.1 (2.4 sec) | 380 | 同 上 |
| 5 | テフロン | 端 面 | 20.3 (2.0 sec) | 245 | 同 上 |

1) 大気圧環境下

2 モータの燃焼室圧力に近い条件を設定した。いずれの場合も完全な燃焼中断がおこり、耐熱ライナの全く無い場合と同じ結果が得られた。このように追加実験によって、300 ϕ ×300 L TMCモータの燃焼中断性の悪化はFRP耐熱ライナの影響であることが明らかになった。

図38は燃焼中断時の圧力降下特性が耐熱ライナの有無種類によってどのように変化するかを示したものである。表7記載の圧力減少率(dp/dt)_{max}の値とも照合してみると、5回の圧力降下特性のデータには有意な差は見られないことから、耐熱ライナの有無と種類は圧力降下特性に影響を与えていないといえよう。すなわち、ライナからの脱ガスによって圧力減少率の値が減少してプロペラントが燃焼中断しにくくなるというよりも、プロペ

ラントの燃焼中断面を耐熱ライナの高温壁が囲っており、この高温壁からの輻射熱がプロペラントを加熱しつづけ燃焼中断しにくくしていることが原因と考えられる。

図39は燃焼実験前後のテフロン耐熱ライナの形状変化であり、ノズル用中央孔周辺部の厚さの減り具合を示している。ノズル周辺の熱的にも流力的にも厳しい条件の場所においても、アブレーション速度は約0.5 mm/s以下であり、TMCモータの耐熱ライナとしてテフロンが

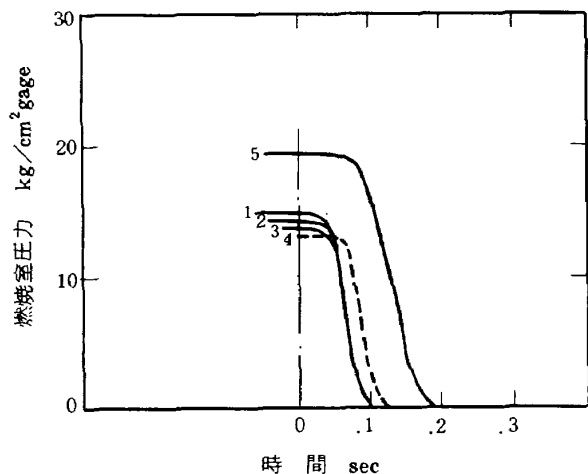


図38 燃焼中断時の圧力降下特性 H₂O₂ 電磁弁 OFF 信号を時間基準とする

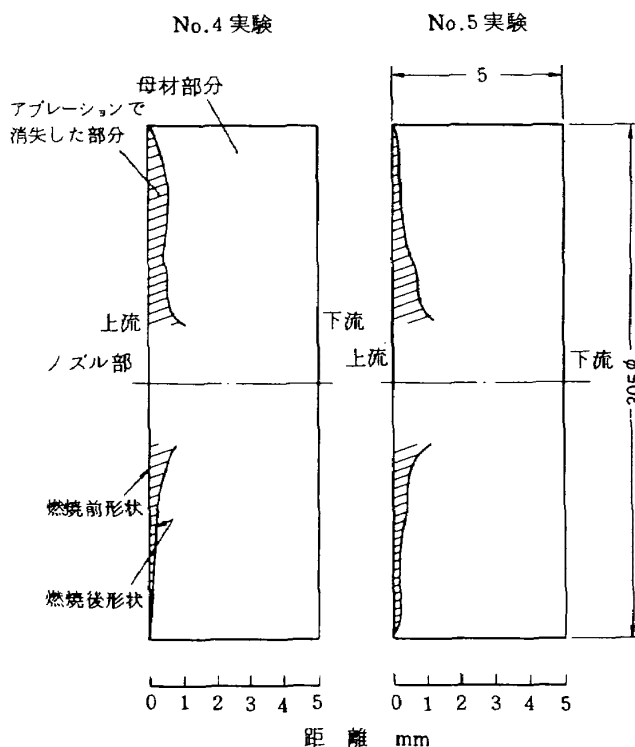


図39 テフロン製耐熱ライナのアブレーション

実用に供しうると判断される。

6. むすび

300 ϕ ×300 L TMC 固体ロケット・モータの大気圧環境下における推力大きさ制御の実験と、その予備および追加実験により以下の結果を得た。

(1) ペレットとプロペラントからなるイグナイタを試作し、通常および TMC 燃焼実験に用い、着火遅れと初期圧力ピークを低減することができた。特に、TMC モータに対しては、 H_2O_2 噴射 0.1 秒後にイグナイタを発火させることが有効であった。また、イグナイタ先端に取付けた逆火防止用アクリル栓は 45 秒のモータ燃焼後にも有効に作動することが確認された。

(2) 300 ϕ ×300 L TMC モータ用 RS-1105 プロペラントの燃焼特性は、従来実験に供してきた同一種プロペラントの特性とはほぼ一致し、この薬種は製造時のばらつきが少なく、実用モータに使用しうることが確認された。

(3) 300 ϕ ×300 L TMC モータに用いるために、触媒の種類、配列、内部構造等を最適化した H_2O_2 分解室は、コールドスタート時においても分解効率が高く、レスポンス・タイムが短いことが確認された。

(4) プロペラント燃焼面に対向してシャワー状に噴射する H_2O_2 噴射方式が、端面燃焼方式 TMC モータにおけるプロペラント燃焼面の均一燃焼性と良好な燃焼中断性の達成に有効であることが明らかになった。

(5) 噴射流量比と燃焼室圧力比の関係については計画通りの結果が得られ、実験値は理論値と一致した。

(6) TMC 固体ロケットにおいては流体噴射によって $K_N - P$ 関係式における圧力指数が見かけ上流量比分だけ低下し、燃焼室圧力が安定化することが確認された。

(7) 300 ϕ ×300 L TMC モータの燃焼中断限界線は、300 ϕ ×20 L TMC モータによる予備実験から得られた限界線と一致することが明らかになった。

(8) フェノール樹脂・ガラス繊維製耐熱ライナは、アブレーション温度が高く、また、表面に形成される炭化層のためにふく射率も高い、このため、TMC モータの燃焼中断時に耐熱ライナが高温壁となり、ふく射熱伝達効果によって燃焼中断性が悪化するものと考えられる。

(9) フェノール樹脂・ガラス繊維製の耐熱ライナは燃焼室壁を熱保護する効果は十分であることが確認された。しかし、 H_2O_2 噴射を伴う TMC モータでは侵蝕が大きく、また、その均一性に問題があることがわかった。

(10) 耐熱ライナが高温壁とならぬような状態下においては、燃焼室圧力減少率が限界値よりも十分に大きい場合には、大気圧環境下においても TMC モータは完全に

燃焼中断しうる。

(11) 燃焼中断時の圧力降下特性は耐熱ライナの有無、種類によって影響を受けないことが明らかになった。

(12) テフロンを耐熱ライナとして用いることによって、TMC モータの燃焼中断性は悪化しないことが、耐熱ライナの比較実験によって明らかになった。

(13) テフロン製耐熱ライナのアブレーション速度は、ノズル端面において、0.5 mm/s 以下であり、テフロンが耐熱ライナとして実用しうると判断された。

(14) グラファイト製ノズル・スロートは通常燃焼時には全く寸法変化が認められなかったが、TMC モータ燃焼実験においては、 H_2O_2 噴射によるガス的高温化と酸化雰囲気化によって侵蝕がおこり、5%程度のスロート直径変化が認められた。

本研究を行なうにあたって多くの方々のご協力を得た。航技研角田支所の大塚支所長、石井、宮島、新岡室長をはじめ多くの支所の方々には燃焼実験の遂行に際して全面的な援助を頂いた。また、プロペラントの製作を担当された日産自動車(株) および日本油脂(株) のの方々、特に日本油脂(株) の清水治昭氏に深く感謝する次第である。

参 考 文 献

- 1) 五代富文、湯沢克宜、伊藤克弥、西村久男；固体ロケット・モータの推力大きさ制御の研究 — 特性と小型モータによる実験、航技研報告、NAL-TR-177 (1969 年 7 月)
- 2) 五代富文、固体ロケットの推力中断と大きさ制御、日本航空宇宙学会誌、Vol.18, No.199, pp.297-307 (1970 年 8 月)
- 3) 五代富文、清水盛生、伊藤克弥、西村久男、種村利春、藤原勉；推力中断型固体ロケット用プロペラントの組成と圧力指数の関係、航技研報告、NAL-TR-316 (1973 年 4 月)
- 4) T.Godai and M.Shimizu ; Pressure Exponent of Controllable Solid Rocket Propellants, AIAA Paper 72-1135 (1972)
- 5) 五代富文、藤原勉、清水盛生、種村利春、伊藤克弥；推力中断型固体ロケット用プロペラント組成と急速減圧燃焼中断性との関係、航技研報告、NAL-TR-461 (1976 年 7 月)
- 6) 五代富文、西村久男、毛呂明夫；推力中断型固体ロケット用プロペラントの比推力の計算、航技研資料、NAL-TM-251 (1973 年 11 月)
- 7) 五代富文、清水盛生、伊藤克弥、西村久男、種村利

- 春, 藤原勉; 推力中断型固体ロケット用プロペラントの消火圧力, 航技研報告, NAL-TR-341 (1973年10月)
- 8) DAS検討グループ; 超低高度人工衛星 DAS の初期解析, 航技研報告, NAL-TR-528 (1978年3月)
- 9) 五代富文, 長洲秀夫; 超低高度軌道変換衛星の概念設計, 日本航空宇宙学会誌, Vol.26, No.298, pp.597-603 (1978年11月)
- 10) T.Godai and H.Nagasu; The dive and ascent satellite program for lower ionosphere research, Acta Astronautica, Vol.6 pp.1409-1431 (1979)
- 11) 五代富文, 藤原勉, 伊藤克弥, 種村利春, 清水盛生; 推力中断型固体ロケット用過酸化水素分解室の特性, 航技研報告 (予定)
- 12) 五代富文, 清水盛生, 伊藤克弥, 種村利春, 藤原勉; 推力中断型固体ロケット用プロペラントの圧力指数への寸法効果, 航技研報告, NAL-TR-537 (1978年7月)
- 13) 清水昭紀, 種村利春; 過酸化水素分解ロケットの実験, 航技研報告, NAL-TR-202 (1970年7月)
- 14) 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, 航技研報告, NAL-TR-454 (1976年)
- 15) 清水盛生, 伊藤克弥, 種村利春, 藤原勉, 五代富文; 固体ロケット用ライナの耐熱および脱ガス試験, 航技研資料 (執筆中)
- 16) T.Godai, Ablation Characteristics of Plastics, Proceedings of the Second Symposium (International) on Rockets and Astronautics, p104 ~ 111, (1960)

航空宇宙技術研究所報告 637 号

昭和 55 年 11 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 共 進
東京都杉並区久我山 5 - 6 - 17
