

ISSN 0389-4010
UDC 621.454.3.052:
526.46

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-654

推力大きき制御型固体ロケットモータの燃焼実験 (第2報 300 ϕ 球型内面燃焼方式)

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

1981年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. はじめに	1
2. プロペラント・グレイン設計	2
2.1 設計条件	2
2.2 グレイン形状の設定	3
2.3 ロッド型プロペラント・グレイン用芯金形状の決定	3
3. 140 ϕ モータによる予備実験	5
3.1 プロペラント	5
3.2 通常燃焼実験	5
3.3 TMC 燃焼実験	7
4. 実験装置と供試体	11
4.1 実験装置	11
4.2 供試体	11
5. 実験結果と討論	14
5.1 推力中断実験	14
5.2 圧力レベル可変特性	26
5.3 燃焼中断特性	27
6. むすび	29
参考文献	30

推力大きき制御型固体ロケットモータの燃焼実験*

(第2報 300 ϕ 球型内面燃焼方式)

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 II: 300-mm-Diameter Spherical Grain Motors

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 spherical solid rocket motors with 27 kg weight propellant were successfully fired under the atmospheric condition for positive extinguishment. A modified rod-in-tube grain configuration was applied in an extended spherical rocket motor for getting a neutral burning and high propellant loading fraction. Ablative material with low emissivity and low ablative temperature was applied as an insulation liner because of its desirable properties for combustion extinction. Extinguishments occurred at the end of the thrust pulses during the operation time of approximately 20 seconds when the control valve of the injectant was shut down. Post-fire examination of the hardware indicated that all components were in excellent condition.

1. はじめに

昭和53年度に行なわれた直径300 ϕ の端面燃焼方式推力大きき制御(TMC)型固体ロケット・モータの大気圧環境下での燃焼実験においては、推力レ

ベル制御特性と長燃焼秒時の熱特性は得られたものの、推力中断(燃焼中断)特性が予想以上に悪化し、この点の一層の検討が課題として残った。推力中断性の低下は、端面燃焼方式モータには必要不可欠な燃焼室壁保護用耐熱ライナがモータ内で大きな高温面を形成したためであることが、その後の実験で明らかになった。広い高温面をTMCモータ内につくらぬためには、耐熱ライナの面積を減らし、その分

* 昭和55年12月9日受付

** 宇宙研究グループ

*** 角田支所

をプロペラント面でとって代える。すなわち、内面燃焼方式モータとすることと、耐熱ライナのアブレーション温度とその表面ふく射率を低下させることが重要である。そして、後者のためには、ガラス/フェノール積層品製ライナよりもテフロンが優れており、テフロンはTMCモータの燃焼中断性を悪化させないことが実験によって明らかになった¹⁾。

任意に推力中断・再着火のできるTMC固体ロケット・モータの用途としては、軌道への投入速度を精密に制御する必要のある打上げロケットの最終段、低高度軌道から高々度軌道への遷移軌道で少なくとも2回増速のために推力を発生させる必要のある軌道変換用モータ、あるいは、軌道修正、逆噴射などの必要な深宇宙探査機用モータが考えられる。いずれのモータにしても、その形状は上段モータの基本形状である球型、あるいは、それに準ずるものでなければならない。この球型という制約に加えて、プロペラント・グレイン形状には中立燃焼、スライバ無し、高体積充填率が要求される。

上段モータの一つとしての小型人工衛星軌道変換用推進システム(Orbit Transfer Module, OTM)を目標として、直径300φの準球型TMCモータを計画し燃焼実験を行なったので、以下に、グレイン設計法、予備実験と本実験の結果と解析を記す。なお、OTMについてはそのシステム計画の概要を付録に示している。

2. プロペラント・グレイン設計

2.1 設計条件

TMCモータ用プロペラントRS-1105の特徴の一つは表1に示すように、圧力指数 n が極限値の1に近く高いことにある。このため、プロペラント燃焼面積 S の僅かな変化に対しても、燃焼室圧力 P の大きな変化をもたらすおそれがある。 H_2O_2 分解ガ

ス噴射方式TMCモータとしての圧力指数 n' は、プロペラント自体のもつ圧力指数 n よりも噴射流量比 \dot{W}_i/\dot{W}_p' 分だけ低下することが知られている²⁾。

$$n' \simeq n - \dot{W}_i/\dot{W}_p' \quad (1)$$

ここで、 \dot{W}_i 、 \dot{W}_p' は、それぞれ、 H_2O_2 分解ガス噴射流量、 H_2O_2 噴射時のプロペラントの燃焼流量である。

この場合、燃焼面積変化と燃焼室圧力変化の関係は次式で与えられる。

$$P_2/P_1 = (S_2/S_1)^{\frac{1}{1-n'}} \quad (2)$$

流量比が0.2～0.3であるから、 $n' \simeq 0.5 \sim 0.6$,

$$\frac{1}{1-n'} \simeq 2 \sim 2.5 \text{ となる。}$$

従って、TMCモータにおいては、そのプロペラント燃焼面積変化がほとんど無視できる程小さくなければならない。このために、当所においてTMCモータ用グレイン形状として用いてきたものは、本質的には燃焼面積一定ではないが、この変化を極めて小さく抑えるような形状のもの(100S型グレインでは変化率は±1%以下³⁾)、あるいは、端面燃焼型グレイン、ロッド・チューブ組合せグレイン、全面燃焼型グレイン等、本質的に燃焼面積が一定の各種形状である。しかしながら、これらのグレイン形状は、長さ・直径比 L/D が1よりも遥かに大きい場合が多く、また、 L/D を1に近づけ球に似た形状とすると、プロペラント体積充填率は低くなり、飛しょう用モータとしては不適當である。このため、OTM等上段TMCモータ用の新しいグレインを設計することが必要となった。

プロペラント・グレインの設計要求条件は下記の通りである。

- (1) グレインの外側形状は球型、または、それに

表1 プロペラントの組成

薬 種	組 成					
	酸 化 剤 配 合 比 AP/PP	A P 粒 径	P P 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

準ずる形状であること。

(2) 燃焼面積変化は本質的に0であるか、または、あっても無視しうる程小さいこと。

(3) 燃焼末期における燃焼面積漸減期（スライバ）のないこと。

(4) プロペラント体積充填率の高いこと。

(5) H_2O_2 分解ガスとイグナイタ・ガスのモータ内への噴射が適正に行なえる形状、構造であること。

(6) モータ全長短縮のために、ノズルをモータ内へ埋めこみ（サブマージ）が可能であること。

(7) 著しい侵蝕燃焼を生じさせぬよう適正な燃焼ガス流路を確保できること。

(8) プロペラント・スラリの注入、中子の取りはずし等製造が容易であること。

以上の諸条件を同時に満足するグレイン形状は内外の文献にも見当たらず、このため、単一形状ではなくいくつかのグレイン形状を組合せることにより要求条件を満たすグレインを求めることとした。

2.2 グレイン形状の設定

上述の設計方針に基づいて種々のグレイン形状を検討した結果、図1に示すように端面効果グレイン形状部の内側にロッド/チューブ型（rod-in-tube）グレインをはめこんだ形状を設定した。この場合、モータ燃焼過程前半ではロッド/チューブ・グレイン形状により燃焼面積は一定に保たれる。すなわち、中央に置かれたロッド型グレインが時間と共に燃焼面積が減少するが、その減少分を、時間と共に燃焼面積の増加するチューブ型グレインによって補うも

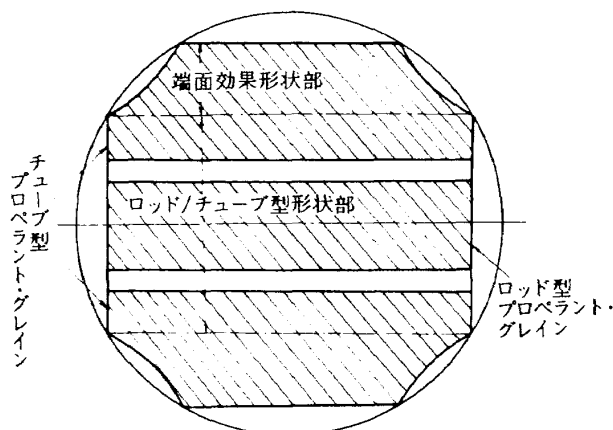


図1 燃焼面積一定型準球型プロペラント・グレイン

のである。ロッド型グレインが消費された後はチューブ型グレインのみが燃焼を続けるが、この燃焼過程後半では外側の球型グレイン形状の一部を双曲線形状に変更することにより燃焼面積は一定となる。すなわち、チューブ型グレインの内径増加による燃焼面積増加分をグレイン長さの減少によって補正するものである。

そして、図1の場合のように、燃焼過程前半と後半の燃焼面積を等しくすることにより、全燃焼過程での燃焼面積は一定に保つことができる。

2.3 ロッド型プロペラント・グレイン用芯金形状の決定

図1に示したロッド型プロペラント・グレインのノズル側を支持することは困難であるため、図2に示すように鏡板側で支持するカンティ・レバー方式とした。この方式によるとノズルを燃焼室内に埋めこむことができ、ロケット・モータの全長が短縮できる。ノズルの埋込み量をさらに大きくするためには、カンティ・レバーの長さを短縮する必要がある。このため、カンティ・レバーの端面も燃焼面積に含めることとした。しかしながら、カンティ・レバー端面を燃焼面積に含めることによって、グレイン形状が標準のロッド/チューブ型からずれることになる。ロッド型プロペラント・グレインを支持するための芯金形状を調整することによって、この変形のロッド/チューブ型グレインの燃焼面積を一定に保つ必要がある。

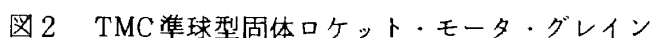
燃焼面積一定であるためのロッド型プロペラント・グレインの長さ L' は燃焼過程において変化する。ここで、プロペラント燃焼距離を b 、ロッド型プロペラント・グレインの初期外径を A 、チューブ型プロペラント・グレインの初期内半径を B とすると、図2において燃焼距離が b 進行した時のチューブ型プロペラント・グレインの内半径 y は、

$$y = \pm (B + b) \quad (1)$$

となり、また、グレイン外周円の半径を R とすると、外周円の方程式は次式で表わされる。

$$x^2 + y^2 = R^2 \quad (2)$$

従って、燃焼面積一定であるためには、その燃焼面積を πS_0 とすると、



$$+\pi (A-2b) L' = \pi S_0 \quad (3)$$

芯金形状が構造および燃焼の見地から不適当とならない範囲で、チューブ型プロペラント・グレインの外周双曲線部を減らすよう試算を繰り返えした結果、 $E = 1000\text{ mm}$ の場合、 $A = 250\text{ mm}$ 、 $B = 180\text{ mm}$ 、 $R^2 = 3.4 \times 10^5\text{ mm}^2$ 、 $S_0 = 6 \times 10^5\text{ mm}^2$ と定めた。⁴⁾

$$L_0' = 740.2 \text{ mm} \quad (4)$$
$$L = L_0' - b - L' \quad (5)$$

以上の方法により、ロッド型プロペラント・グレ

b (mm)	L (mm)	L' (mm)
0	0	740.2
10	0.6	729.6
20	2.1	718.1
30	4.7	705.5
40	8.6	691.6
50	14.0	676.2
60	21.6	658.6
70	32.1	638.1
80	47.1	613.1
90	77.0	580.2
100	109.6	530.6
110	197.8	432.4
119.9	610.3	10.0
120	620.2	0

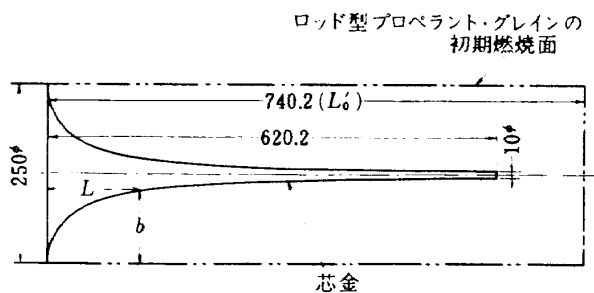


図3 ロッド型プロペラント・グレイン用芯金形状

イン用芯金の形状を決定し、その結果、ロッド/チューブ型グレイン部と端面効果型グレイン部のつながり目以外は、本質的に燃焼面積が全燃焼過程にわたって一定に保つことができる。そして、この両形状部のつながり目での燃焼面積の変動は、芯金頂部が鋭い針状になっていれば零にすることもできる。しかしながら、実際には芯金とプロペラントの構造上、頂部面積を有限にせねばならず、このため僅かではあるが燃焼面積の不連続を生ずる。この現象は芯金頂部の曲面化により緩和させることができるが、図3の場合においても、燃焼面積の変動値は直径10φの芯金頂部面積 0.79cm^2 であり、全燃焼面積に対する変動率は 4.2×10^{-5} となる。この場合、プロペラント燃焼速度の圧力指数が0.8の場合においても、燃焼室圧力の変動率は0.02%と無視できる。

以上の手順によって決定された300φ球型TMCモータ用プロペラント・グレインは、体積充填率が、84.6%であり、これを増加させるためにはチューブ型とロッド型プロペラント・グレイン間の隙き間を減らせばよい。一例として、この隙き間を5mmとすれば体積充填率は90.9%とかなり改善される。決定されたグレイン形状は、2.1に示した設計要求条件をほぼ満足する良好な形状であるといえよう。

3. 140φ モータによる予備実験

3.1 プロペラント

2.で示した300φ球型プロペラント・グレインは、重量約27kg、ウェブ厚さ94mmと予備実験に用いるには大型であるため、その燃焼初期部分をシミュレートした小型の140φプロペラント・グレインを予備実験用として計画した。図4に示すように、

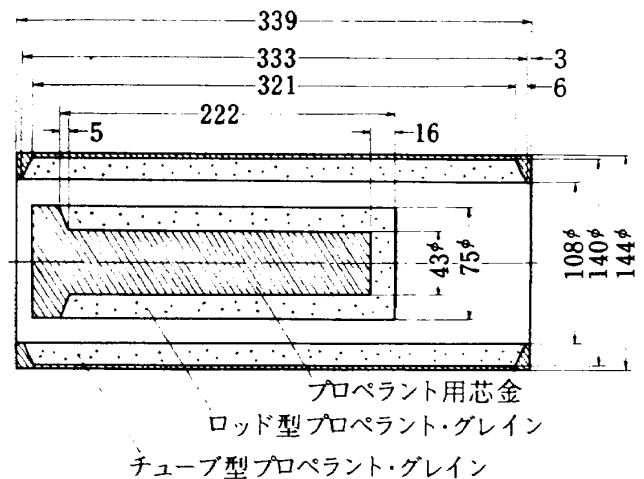


図4 140φ プロペラント・グレイン

初期燃焼面積 1.696cm^2

プロペラント重量 ロッド: 1.14 kg

チューブ: 3.35 kg

合計: 4.49 kg

140φプロペラント・グレインは、ロッド型とチューブ型プロペラント・グレインから構成されている。燃焼面積は300φ球型プロペラント・グレインと同一で、ウェブ厚さ16mmの間、その面積は一定に保たれる。ウェブ厚さが薄いため、ロッド型プロペラント・グレイン内には太い芯金が装填されている。製造上の問題から、チューブ型プロペラント・グレインは4本の円筒を、また、ロッド型プロペラント・グレインは3本の円筒と1個の円板を、それぞれ接着し一体化している。この140φプロペラント・グレインは、通常燃焼実験用3組とTMC燃焼実験用3組が作られ、300φ球型プロペラント・グレインと同時に同一原料を使って製造されている。そして、プロペラント製造に際しては、品質管理のために原料粉碎から切削加工に至るまで加工室内温度は20℃、湿度は50%に保たれている。

3.2 通常燃焼実験

プロペラントのグレイン設計と製造方法の正当性を確認し、また、このプロペラント・ロッドの燃焼特性を求めて、これに続く140φおよび300φTMCモータの条件設定を正しく行なうことを目的として、140φモータの通常燃焼実験を3回行なった。この燃焼実験は排気ガス公害防止の見地から、容積20m³の減圧タンク内で行なわれた。すなわち、供試

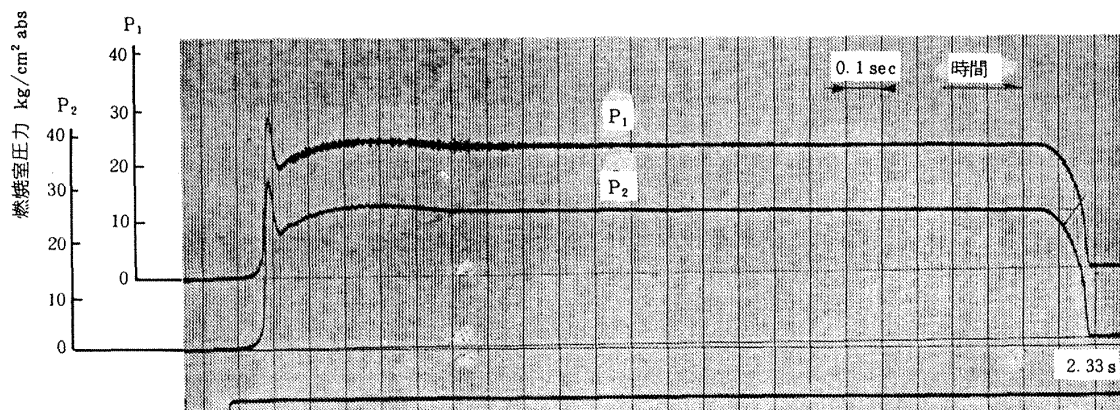


図5 140φ モータ通常燃焼実験の燃焼室圧力・時間曲線

$K_N = 152.3$

No. 79615

真空タンクへ接続して燃焼実験施行

イグナイタ(B) 2 個使用

ロケット・モータのノズルを減圧タンクに直接取付け、燃焼ガスは全て減圧タンクによって捕捉されるような構造をとっている。そのため、モータの発生推力は測定せず、燃焼室圧力の測定データによって推力大きさ制御性を解析している。着火時には減圧タンクは約 100 torr まで減圧しているが、減圧タンクの容量不足からモータの環境圧力は燃焼が進むに従って上昇し、燃焼末期には約 $2 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ に達する。

図5は通常燃焼実験によって得られた燃焼室圧力・時間曲線の一例である。着火のためには、先の 300φ 端面燃焼方式 TMC モータのために試作したイグナイタ(B)¹⁾を2個同時に使用した。外部制約係数 K_N が大きい場合には、0.2～0.4 sec の着火遅れで定常燃焼に移行しているが、 $K_N = 138$ とノズル・スロート径が大きくその結果、特性長さ L^* も大きい場合には、不着火および、チャフing後不着火という現象をおこした。しかしながら、この不着火に残ったプロペラントを再加工後、 $K_N = 138$ の条件でイグナイタを4個使用した場合は着火遅れは全く無く初期ピーク圧力も発生しなかった。なお、このモータで得られた燃焼速度のデータは、プロペラントのウェブ厚さの精度が悪いため信頼性は低いものと考えられる。事実、図6に示す燃焼室圧力と燃焼速度の関係において、この測定点のみが若干他のデータから偏ったところに出ているが、これを除けば以前に得られた実験結果と極めてよい一致を示

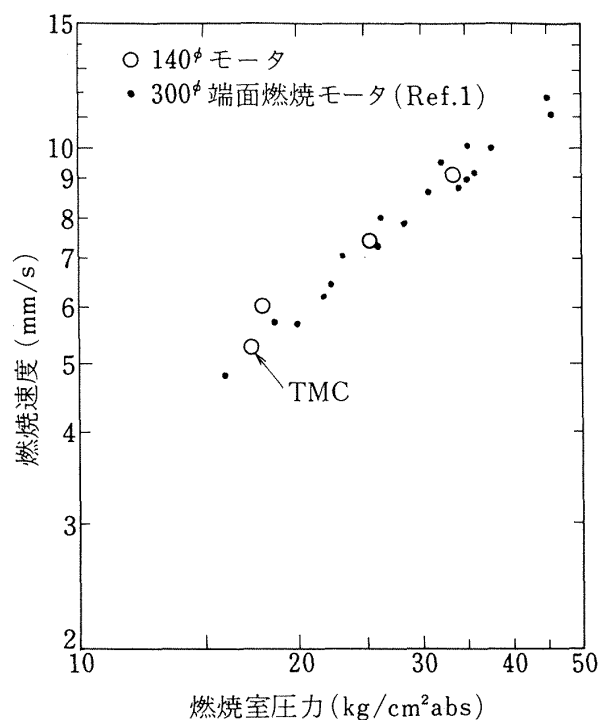
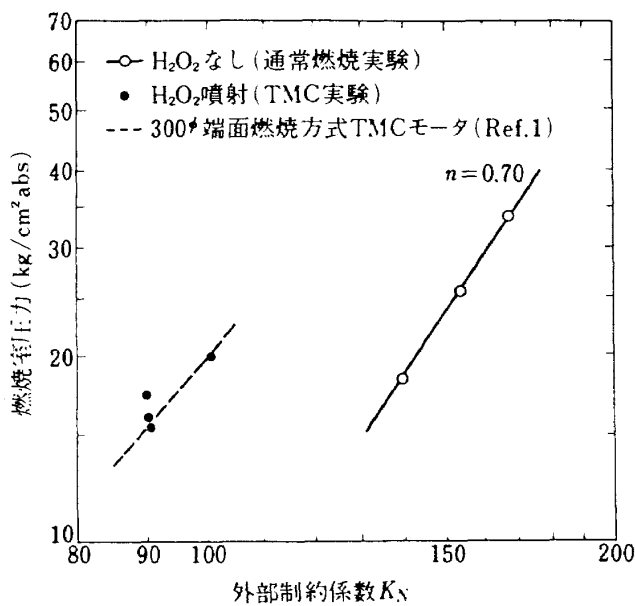


図6 140φ モータの $P \sim r$ 関係

している。図7は K_N に対して燃焼室圧力をプロットしたものであり、データを結ぶ直線から圧力指数 $n = 0.70$ が得られる。

これら通常燃焼実験の結果、プロペラント・グレインの設計と製造および燃焼特性には問題が無いこと、イグナイタ(B)2個を用いれば、 H_2O_2 分解ガスを同時噴射する 140φ および 300φ TMC モータにおいては正常な着火特性が得られることが予測された。


 図7 140 ϕ モータの K_N - P 関係

3.3 TMC燃焼実験

140 ϕ TMCモータを図8に示す。140 ϕ 通常燃焼実験モータ器材に H_2O_2 分解ガス噴射システムを取付けたものである。 H_2O_2 分解室は図9に示すように、基本的に、300 ϕ 端面燃焼方式TMCモータ¹⁾に使用したものと同一であり、触媒は銀ペレットと酸化サマリウム・コーティングを施こした銀網から構成されている。触媒層から出た H_2O_2 分解ガスは、図10に示されている8個の9 ϕ 孔からスパイラル状にロケット・モータ内へ噴射される。

この供試モータは、通常燃焼実験時と同様に、減圧タンクへ直接取付けられた。図11、12および13は、3回のTMCモータの実験により得られた燃焼室圧力・時間曲線である。イグナイタ作動を H_2O_2 噴射よりも0.1 sec 先行させたNo.1モータ（図11）においては、イグナイタ作動直後にチャフing現象を生じている。このため、No.2、3モータにおいては、 H_2O_2 噴射をイグナイタ作動より逆に先行させており、スムーズな着火が得られている。減圧タンクの容量不足から、モータ燃焼末期には減圧タンクの圧力、すなわち、モータの環境圧力は大気圧をこえ、約2 kg/cm² absに達している。表3は140 ϕ TMC燃焼実験結果をまとめたものである。No.1モータにおいては、 H_2O_2 噴射停止直後に燃焼室圧力は急激に低下しその時の環境圧力（減圧タンク圧力）にまで復帰し、完全な燃焼中断が行なわれ、残ったプロペラントは回収された。No.2モータ、および、推力パルスを実行したNo.3モータにおいても、 H_2O_2 噴射停止直後に燃焼中断が達成されたが、チャフingがおこり残りのプロペラントは燃えつきた。TMCモータの K_N - P 関係については、図7の通常燃焼実験データと同時に示したが、300 ϕ 端面燃焼方式TMCモータのデータ（文献1の図30）と良く一致し、内面燃焼方式と端面燃焼方式というプロペラント・グレイン形状の差が無視できる程小さいことが明らかになった。

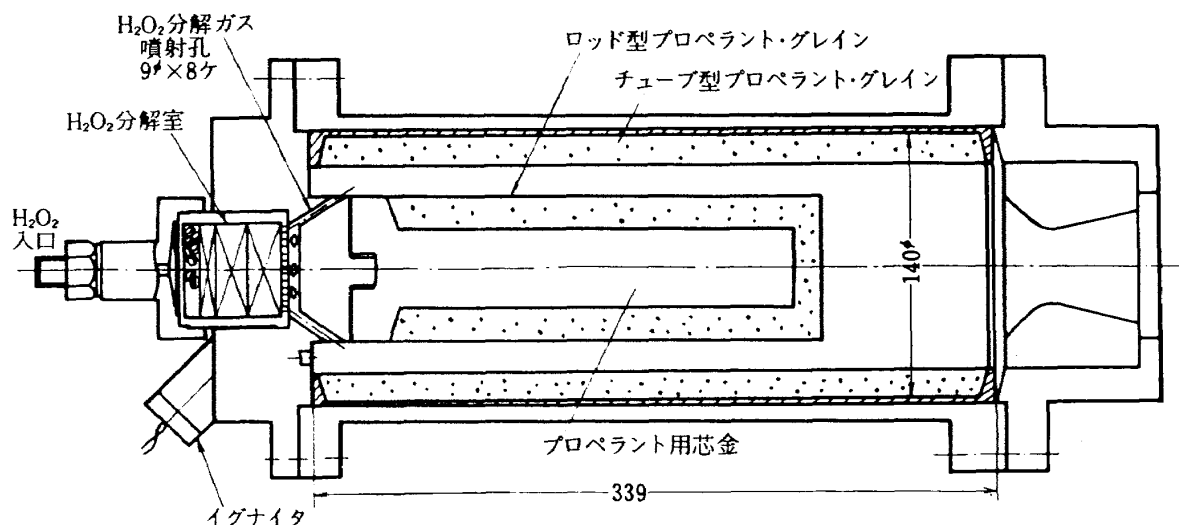
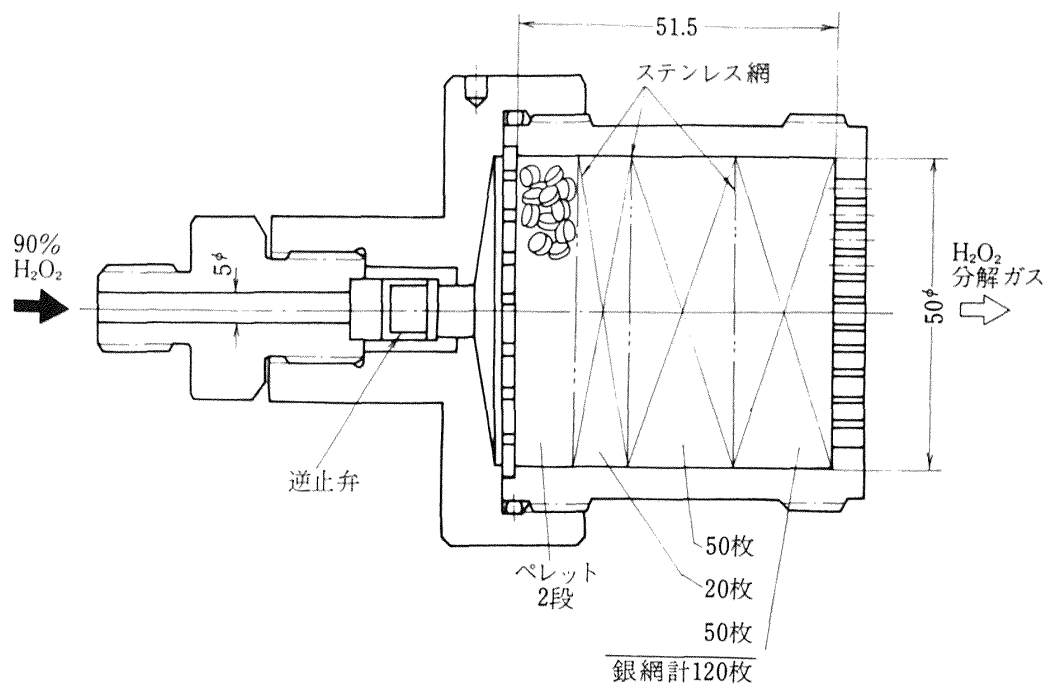


図8 140 ϕ TMCモータ
初期燃焼面積 1696 cm²
初期空洞容積 2100 cm³

図9 H_2O_2 分解室

H_2O_2 入口 H_2O_2 分解室と触媒 触媒押え金具 噴射孔付鏡板
 内側孔 8 ケ : H_2O_2 分解ガス用
 外側孔 8 ケ : イグナイタおよび圧力ピックアップ用

図10 H_2O_2 分解ガス噴射システム

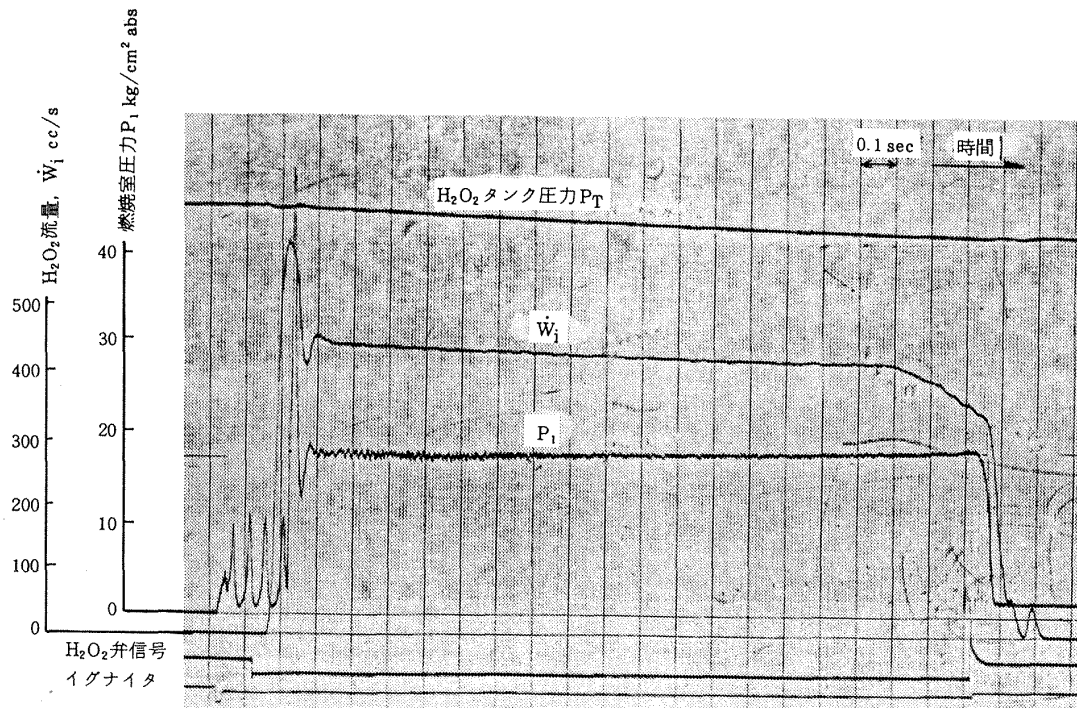


図 11 140 ϕ TMC モータ (No. 1) の実験データ

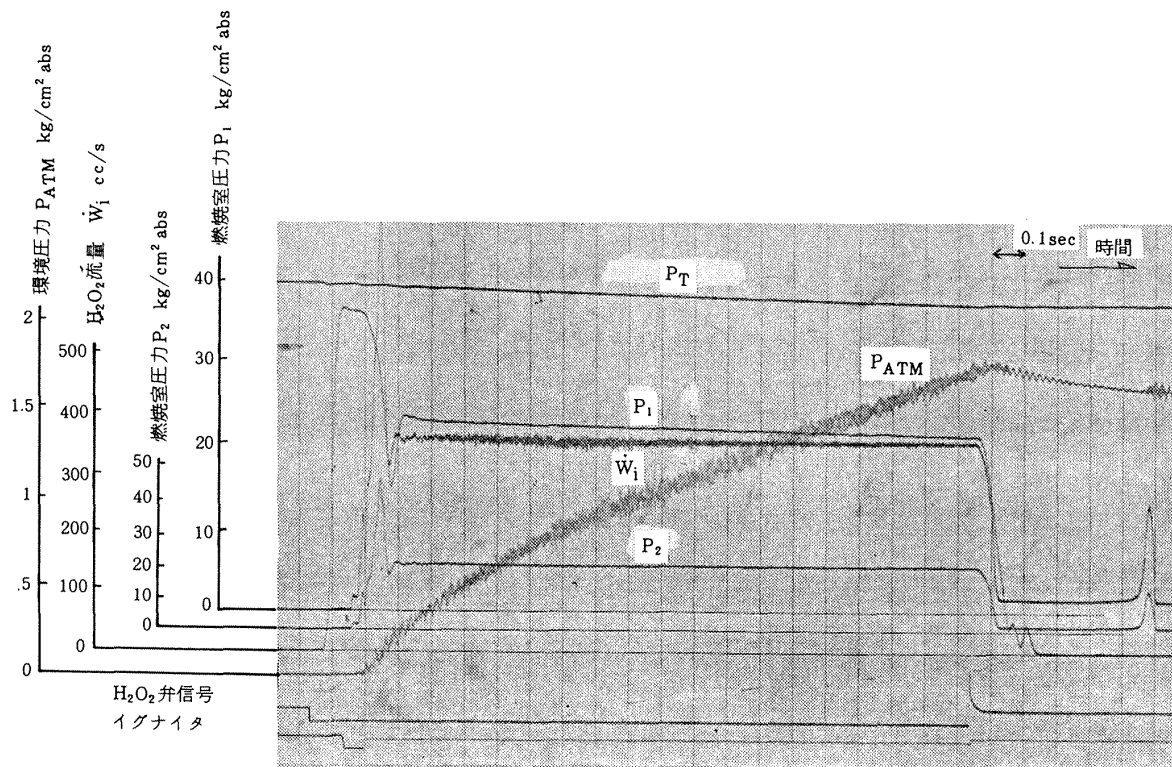


図 12 140 ϕ TMC モータ (No. 2) の実験データ

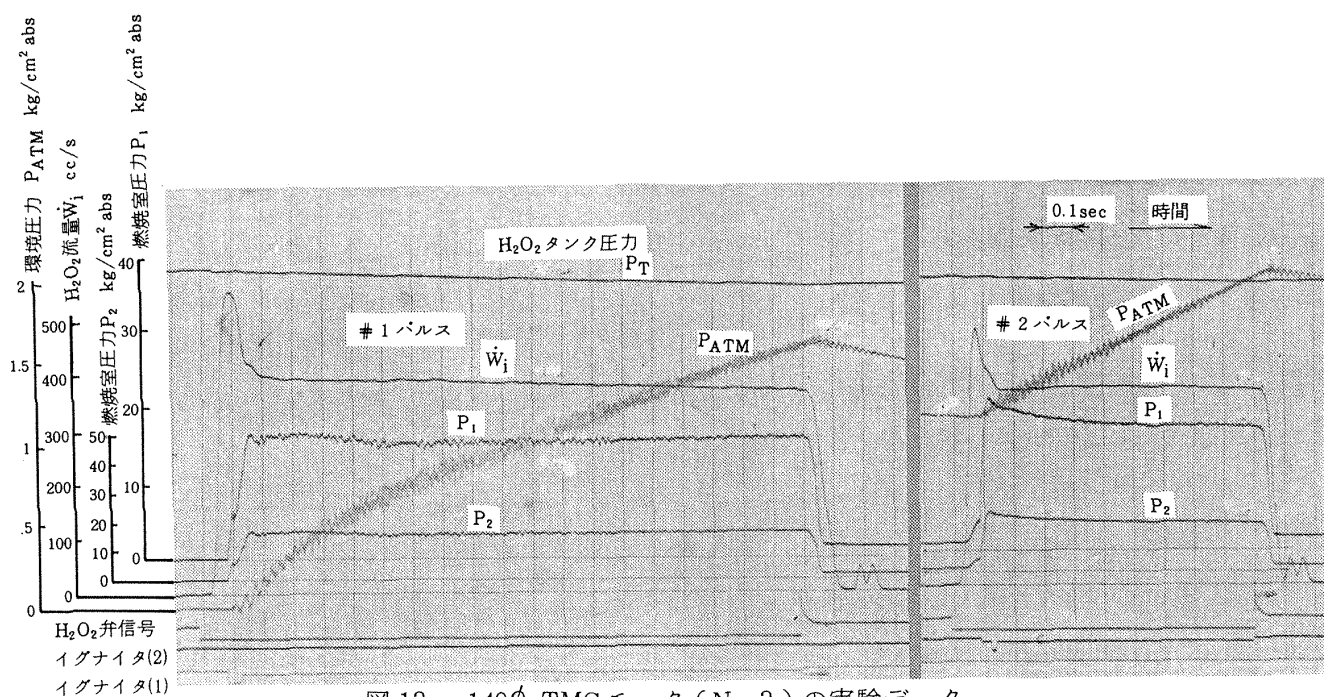


図 13 140φ TMC モータ (No. 3) の実験データ

表 3 140φ TMC モータの実験結果

		140φ TMC モータ			
		No. 1 モータ	No. 2 モータ	No. 3 モータ	
				パルス # 1	パルス # 2
外部制約係数 K_N		90	100	90	
ノズル・スロート径 d_t		49.04φ	46.52	49.04	
プロペラント重量 W_p		4.523kg	4.514	4.490	
平均燃焼室圧力		17.2kg/cm² abs	20.0	15.3	16.2
H₂O₂ 流量 $\dot{V}_{H_2O_2}$		425 cc/s	370	380	355
H₂O₂ タンク圧力 P_T		60kg/cm²	55	50	50
プロペラント平均 燃焼速度 \bar{r}		5.2mm/s	(5.9)	(4.8)	(5.0)
燃 焼 中 断 時	空洞容積 V_c	≒ 3800 cc	4000	3600	4400
	特性長 L^*	2.0m	2.4	1.9	2.3
	圧力減少率 (dP/dt) _{max}	830kg/cm² sec	715	660	720
備 考		燃焼完全中断プロ ペラント回収	プロペラント 燃えつきる	プロペラント燃えつきる	

140φ TMC モータの燃焼実験により、燃焼中断性が確認されたと共に、プロペラント・グレイン形状、 H_2O_2 分解ガス噴射システム、および、イグナイタがTMC モータとして適正であることが明らかになった。

4. 実験装置と供試体

300φ 球型プロペラント・グレインを用いて2回のTMC 燃焼実験を、昭和54年11月に航空宇宙技術研究所角田支所において実施した。いずれも実験条件は大気圧環境下である。その目的は、燃焼中断および再着火性を球型モータについて調べ、その特性を求めることにある。

4.1 実験装置

実験装置全体を図14に示す。その基本構成は前回の300φ 端面燃焼方式 TMC モータ実験と同一であるが、その時と比べて、耐熱ライナ温度測定用熱電対とモータ安全弁を取り除いたことが相異点である。テストスタンドは若干改造されているが、それは、前回の実験と比較すると、 H_2O_2 分解室、イグナイタ、圧力ピックアップの全てが、プロペラント・グレイン形状の変更に伴い、ノズル側から鏡板側

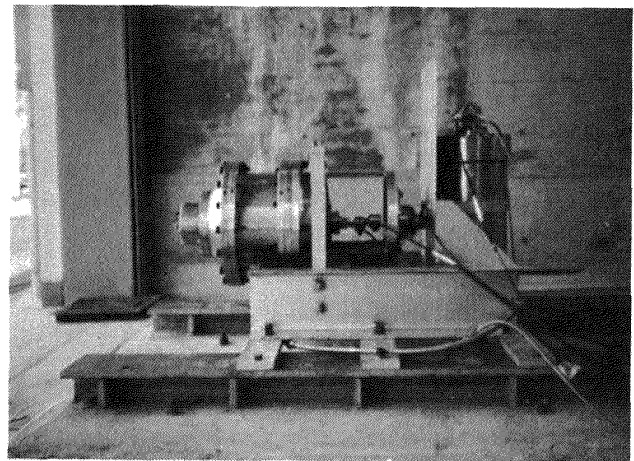


図15 テスト・スタンド上の300φ 球型モータ（イグナイタ装填前）

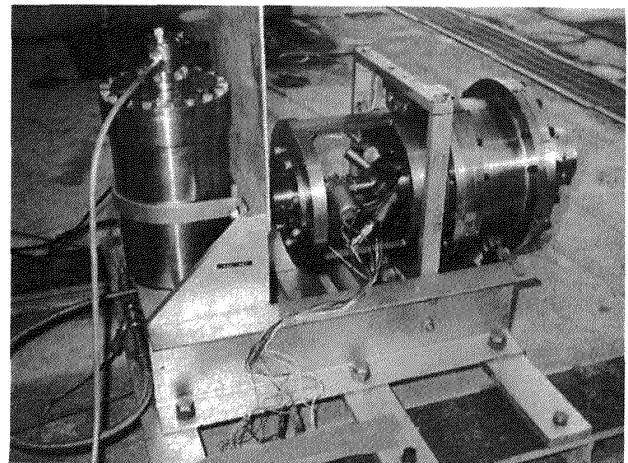


図16 イグナイタ装着後のモータ

に移動したためである。図15および16に、それぞれ、イグナイタ装填前後におけるテストスタンド上の供試モータを示す。

4.2 供試体

実験に供された300φ 球型TMC モータを図17に示す。燃焼室は鉄鋼製厚肉で、 H_2O_2 分解室、 H_2O_2 分解ガス噴射孔、および、イグナイタは、140φ TMC モータに使用したものと同一である。耐熱ライナの材質は、前回のフェノール樹脂・ガラスクロス積層材からテフロンに変更された。テフロンはアブレーション温度と表面ふく射率が低く、モータ内で熱源となる高温面を形成することがなく、従って、プロペラントの急速減圧燃焼中断性を悪化させないことが明らかになっている¹⁾。耐熱ライナの形状はチューブ型プロペラント・グレインに合った形で、その厚さは十分に余裕をもたせている。耐熱ライナ

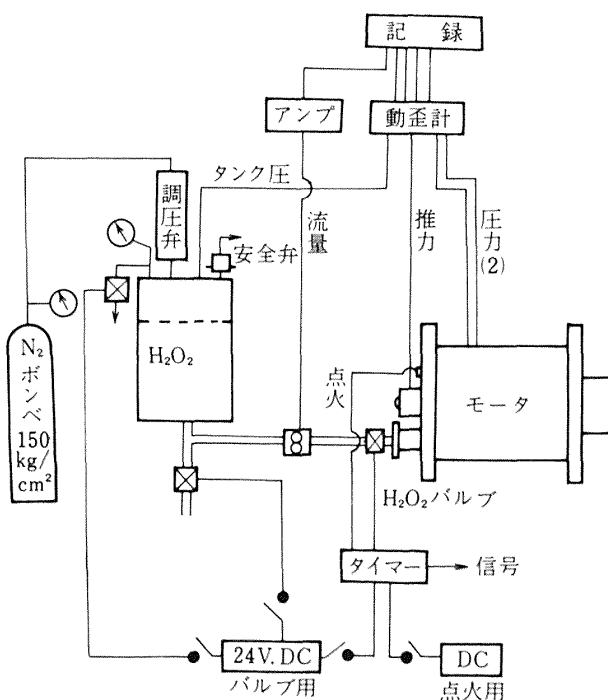


図14 実験装置全体図

は、プロペラント側とも燃焼室側とも接着されており、両者にはさまれて固定されている。プロペラントは図 18, 19 にそれぞれ示されているチューブ型とロッド型プロペラント・グレインから構成されている。チューブ型プロペラント・グレインは内面燃焼丸孔をもち、外周面は全て燃焼防止のためにレストリクタが塗布されている。レストリクタの厚さは燃焼中断性の見地からは薄いことが望ましいが、このプロペラント・グレイン形状の燃焼実験は今回が初めてであるため、その厚さは十分に余裕がとら

れており、3～5mmと推定される。図 20 に示すノズルの本体はグラファイト製で特に耐熱コーティング処理は施されていない。図 21 に最終組立前のモータを示す。ロッド型プロペラント・グレインは噴射孔つき鏡板に芯金を介して取付けられており、その付根にスパイラル状の H_2O_2 分解ガス噴射孔が見られる。

表 4 はプロペラント等の重量と実験条件を示している。No.1 および 2, モータに対しては、それぞれ、燃焼室圧力を、15 および 20 kg/cm² に設定し

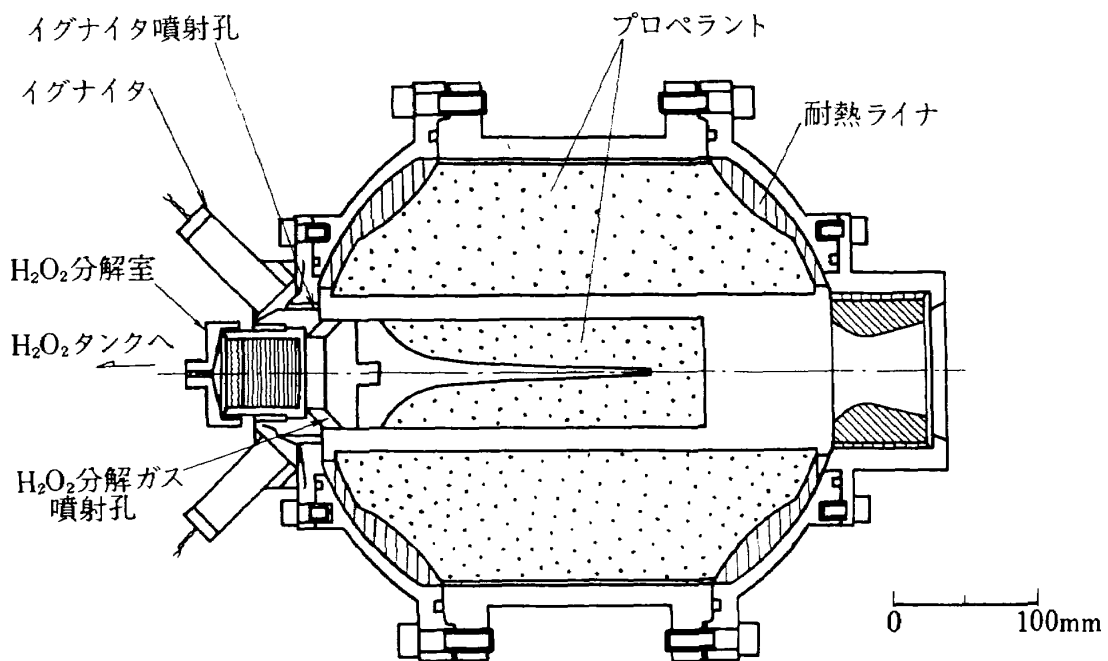


図 17 300φ 球型 TMC 固体ロケット・モータ

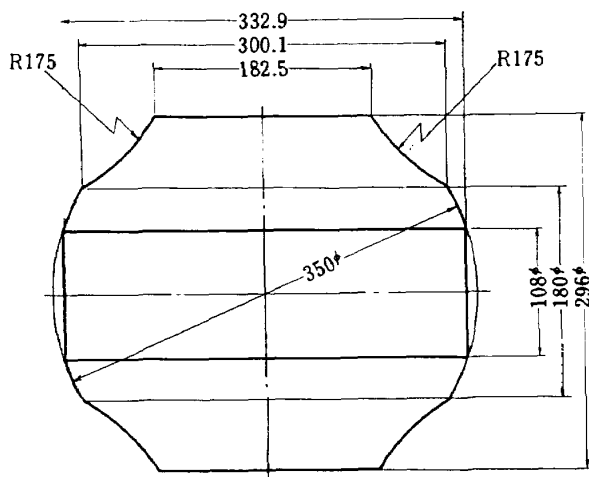


図 18 300φ 球型 TMC モータ用チューブ型
プロペラント・グレイン
ウェブ厚さ 94mm

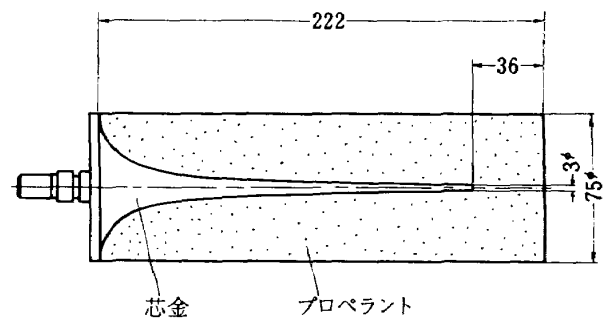


図 19 300φ 球型 TMC モータ用ロッド型
プロペラント・グレイン

た。図 22 には、 H_2O_2 噴射とその停止、および、イグナイタ作動のシーケンスを示している。No.1 モータでは、3 回の H_2O_2 噴射パルスを行ない、再着火のためには H_2O_2 再噴射 0.1 秒後にイグナイタ

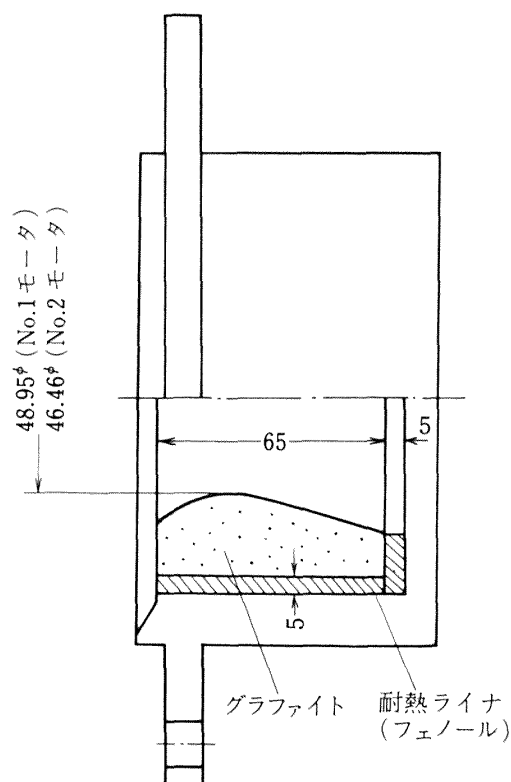


図 20 ノズル
 (燃焼実験前後におけるスロート径)
 (変化は 0.01mm 以下)

を作動させている。No.2 モータでは 4 回のパルスを設定し、#3 H_2O_2 噴射パルスのみはイグナイタを併用せず H_2O_2 噴射により再着火を行うこととしている。いずれの場合においても、パルスとパルスの間の休止期間は 2 あるいは 3 秒とてあるが、この理由は、この実験が大気圧環境下で行なわれるため必ずしも完全燃焼中断は期待できず、数秒後には自発再着火すると予想されたため、これ以前に次のパルスをスタートさせることを考えたためである。

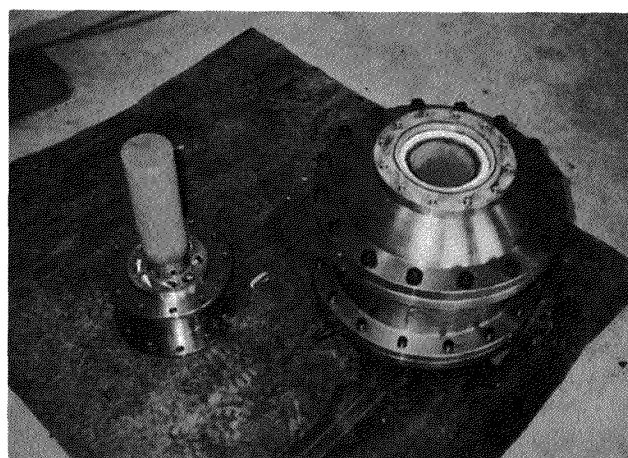
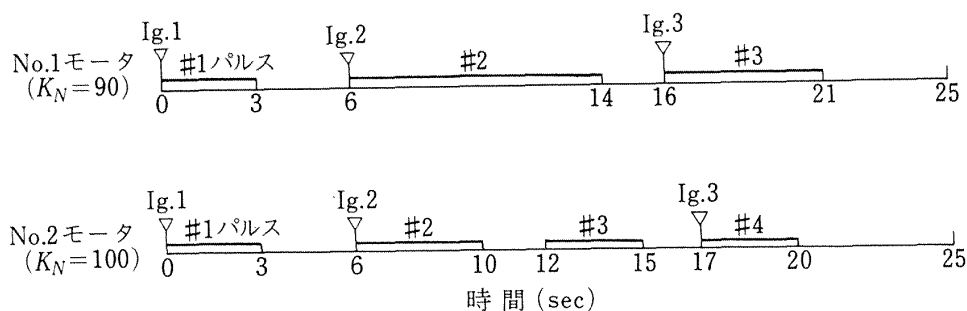


図 21 最終組立前のモータ
 左：噴射孔付鏡板にロッド型プロペラント
 取付け
 右：燃焼室へ装填されているチューブ型
 プロペラント

表 4 300φ 球型 TMC モータのプロペラント等重量と実験条件

モータ No.		1	2
重 量	チューブ型プロペラント・グレイン	25.20kg	24.86
	ロッド型プロペラント・グレイン	1.57kg	1.58
	プロペラント・グレイン(合計)	26.77kg	26.44
	レストリクタ	0.45kg	0.45
	耐熱ライナ	4.87kg	4.79
	芯金	0.88kg	0.88
ノズルスロート径		48.95φ	46.46
K_N		90	100
初期 L^*		1.19m	1.32
予想燃焼室圧力		15kg/cm ² abs	20
プロペラント温度		16.0℃	15.5
H_2O_2 温度		15.5℃	16.0
大気温度		16.0℃	17.0
H_2O_2 タンク設定圧力		55kg/cm ² abs	55

図 22 TMCモータの H_2O_2 、イグナイタ作動シーケンス

5. 実験結果と討論

5.1 推力中断実験

No. 1, 2 モータを用いて推力中断（燃焼中断）・再着火の特性を求めるための燃焼実験を行なった。図 23, 24 に、それぞれのモータについての推力、燃焼室圧力、 H_2O_2 流量の時間変化を示す。 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についても同様、以下同じ）は高いレベルの平衡圧力（No. 1 および 2 モータでは、それぞれ、15 および $20 \text{ kg/cm}^2 \text{ abs}$ ）に維持され、 H_2O_2 噴射停止によって 100m sec 以内にその圧力は 0 に降下する。次

の推力パルスのために H_2O_2 が再噴射されると同時に、燃焼室圧力はこの高いレベルの平衡圧力に達し、以後、シーケンスに従って燃焼中断、再着火、定常燃焼がくり返えされる。 H_2O_2 噴射の休止期間中は燃焼室圧力は 0 に保たれているが、No. 2 モータの #2 推力パルスの直前においては、自発再着火が起こりつつあるところにイグナイタを作動、 H_2O_2 を再噴射させている様子が認められる。シーケンスに従って推力中断、再着火が繰返えされているが、シーケンス終了後 No. 1 モータでは $t \div 25 \text{ sec}$, No. 2 モータでは $t \div 23 \text{ sec}$ において自発再着火が発生している。この時の燃焼室圧力は H_2O_2 が噴射され

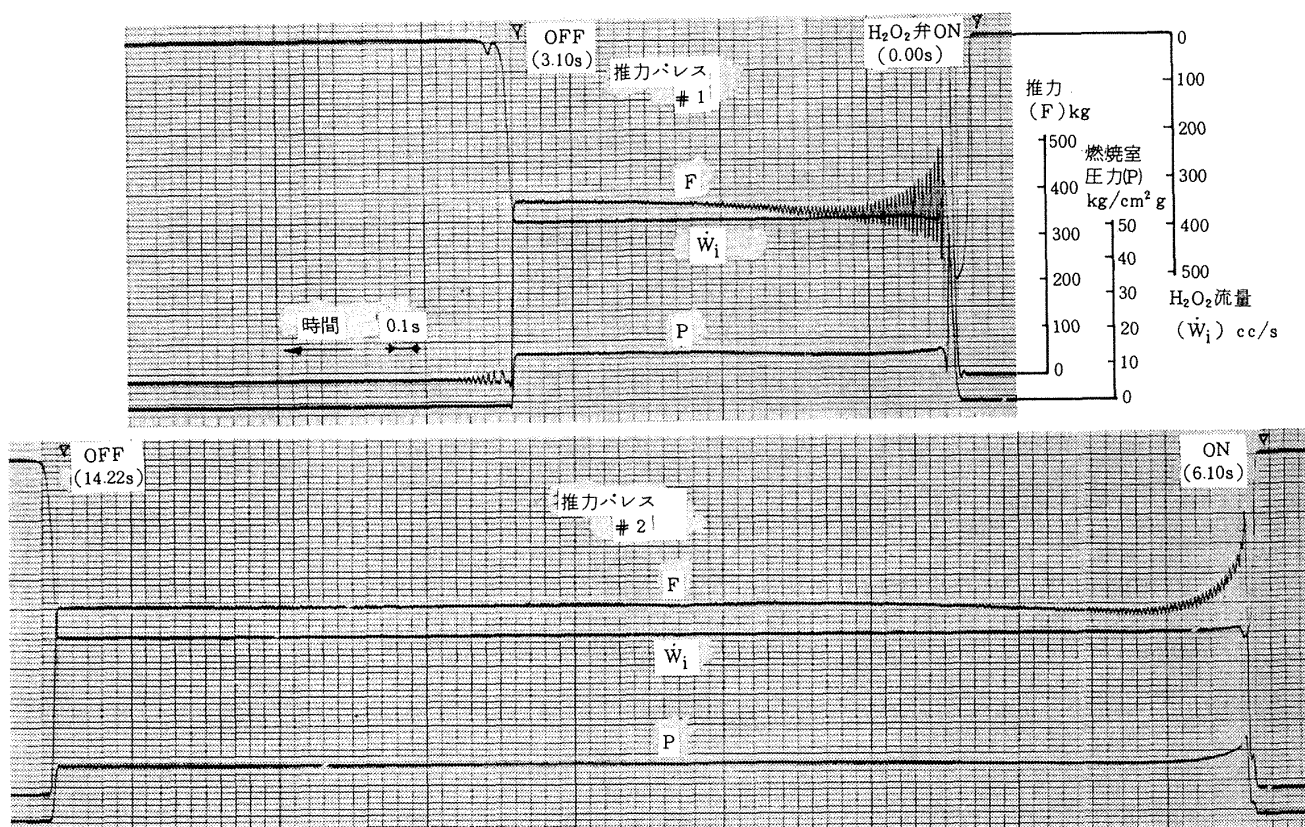


図 23 No. 1 モータの推力、圧力、流量データ

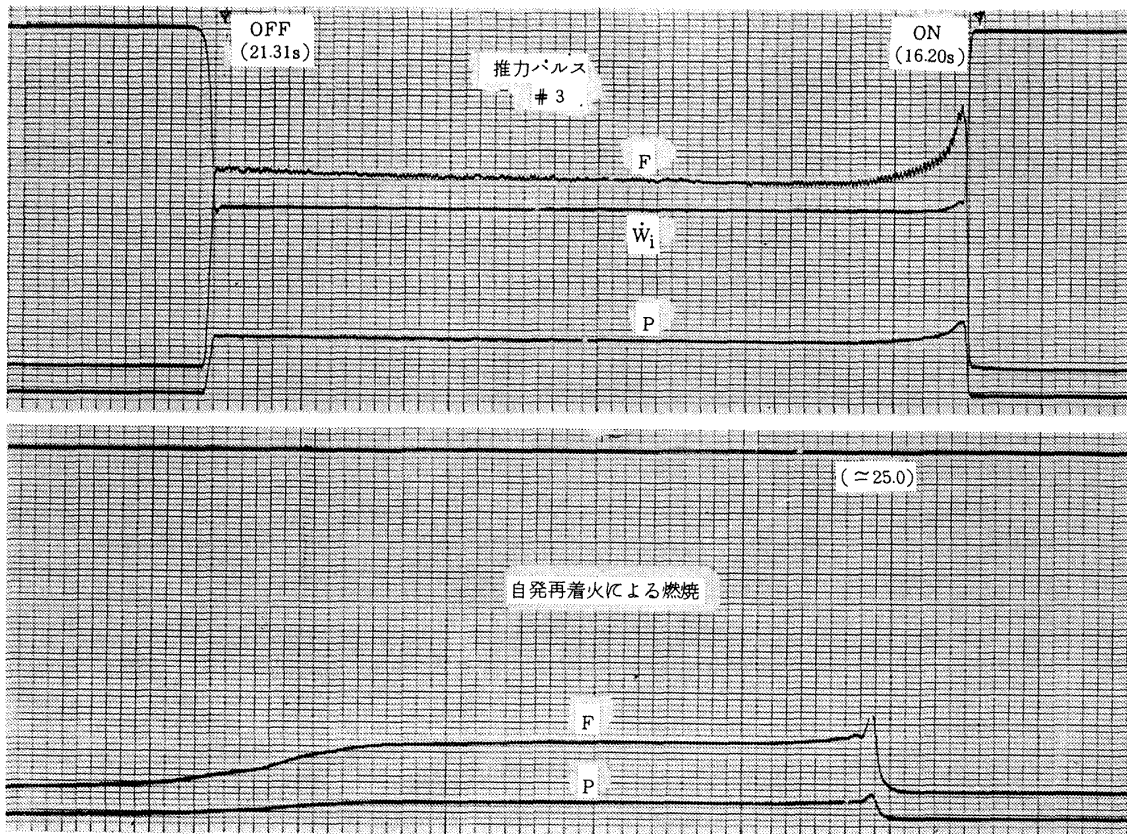


図23 続き

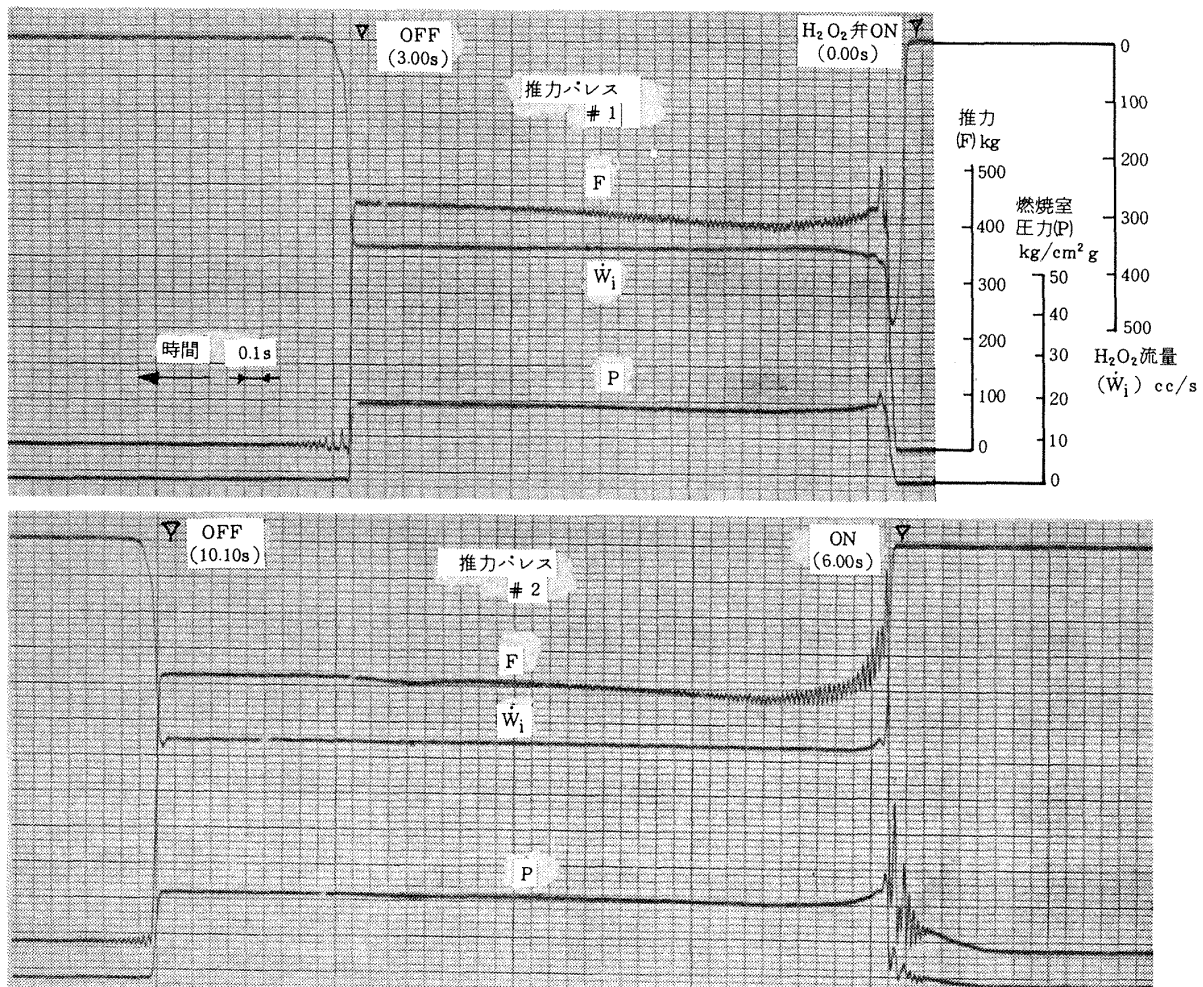


図24 No. 2 モータの推力，圧力，流量データ

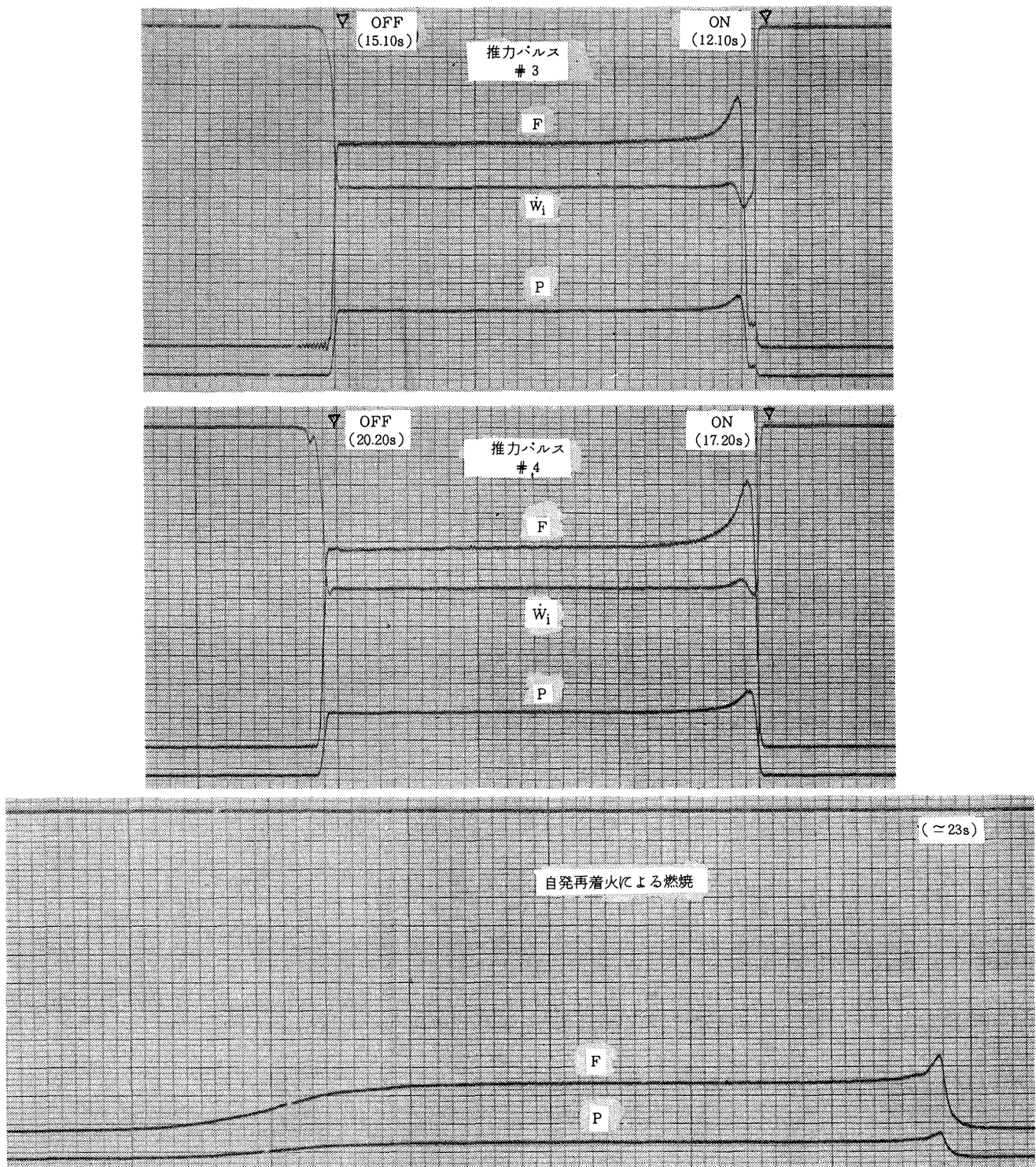


図 24 続き

ていないため、ノズル・スロート面積、ひいては K_N で定まる低い平衡圧力が維持され、プロペラントはこの状態で燃焼し続け全て消費される。

着火、再着火に際しては、 H_2O_2 噴射、イグナイタ作動後の圧力上昇に時間遅れは認められず、かえって、ピーク圧を生じている場合がある。これは、必ずしもイグナイタが過大であるためという訳では

なく、推力パルスとパルスとの間の休止期間が短いため一旦燃焼中断したプロペラントの表面直下の温度が上昇した状態で次の燃焼に入ることが原因となっているとも考えられる。

図 25, 26 は、それぞれ、No.1 および 2 モータのノズルからの火炎噴出状況を示している。いずれも Bolex 16mm ムービー・カメラにより 32 駒/秒

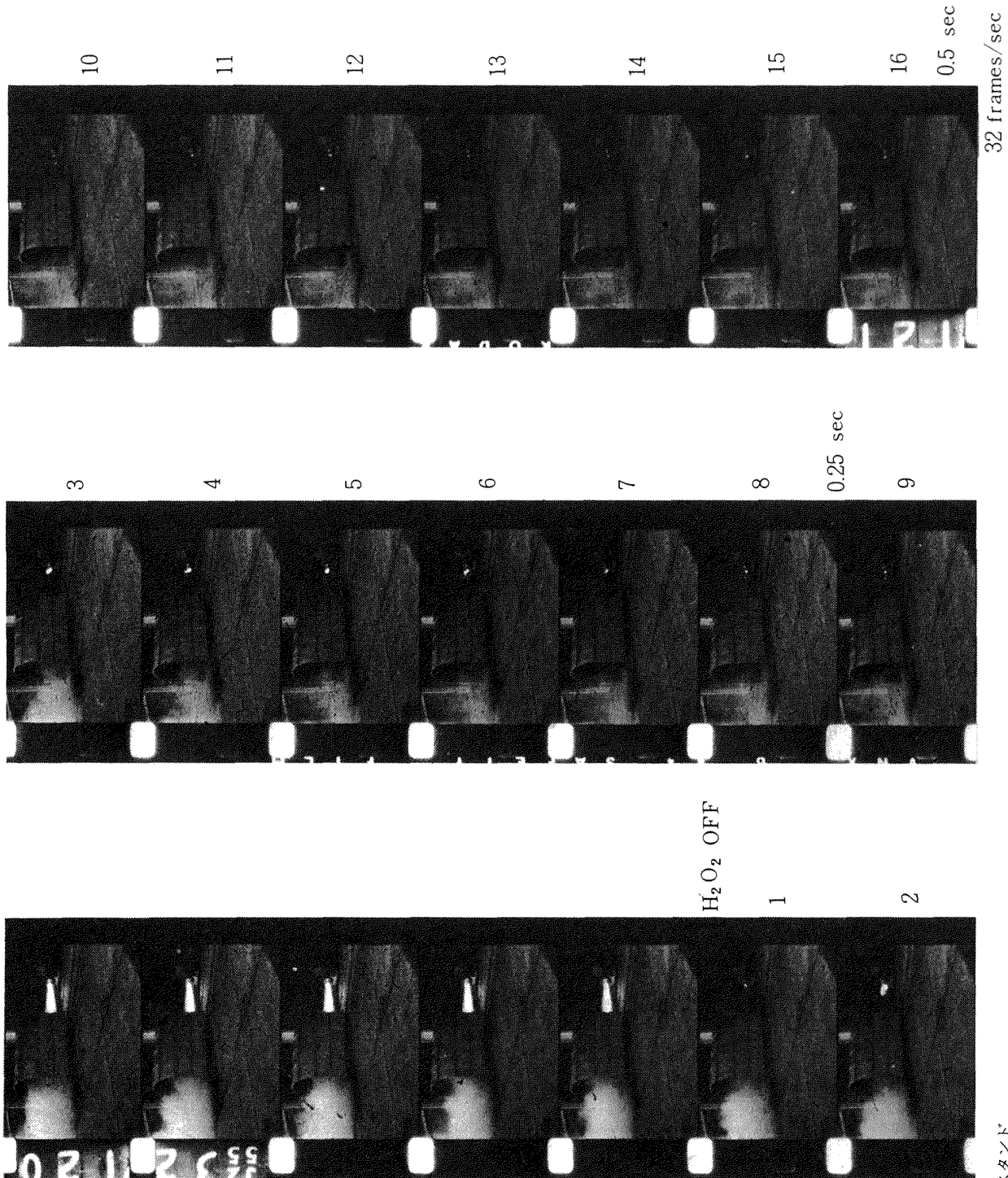
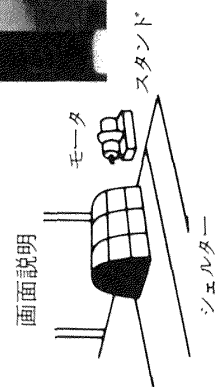


図 25 (a) ノズルからの火炎の状況
No. 1 モータ # 1 推力パルス末期



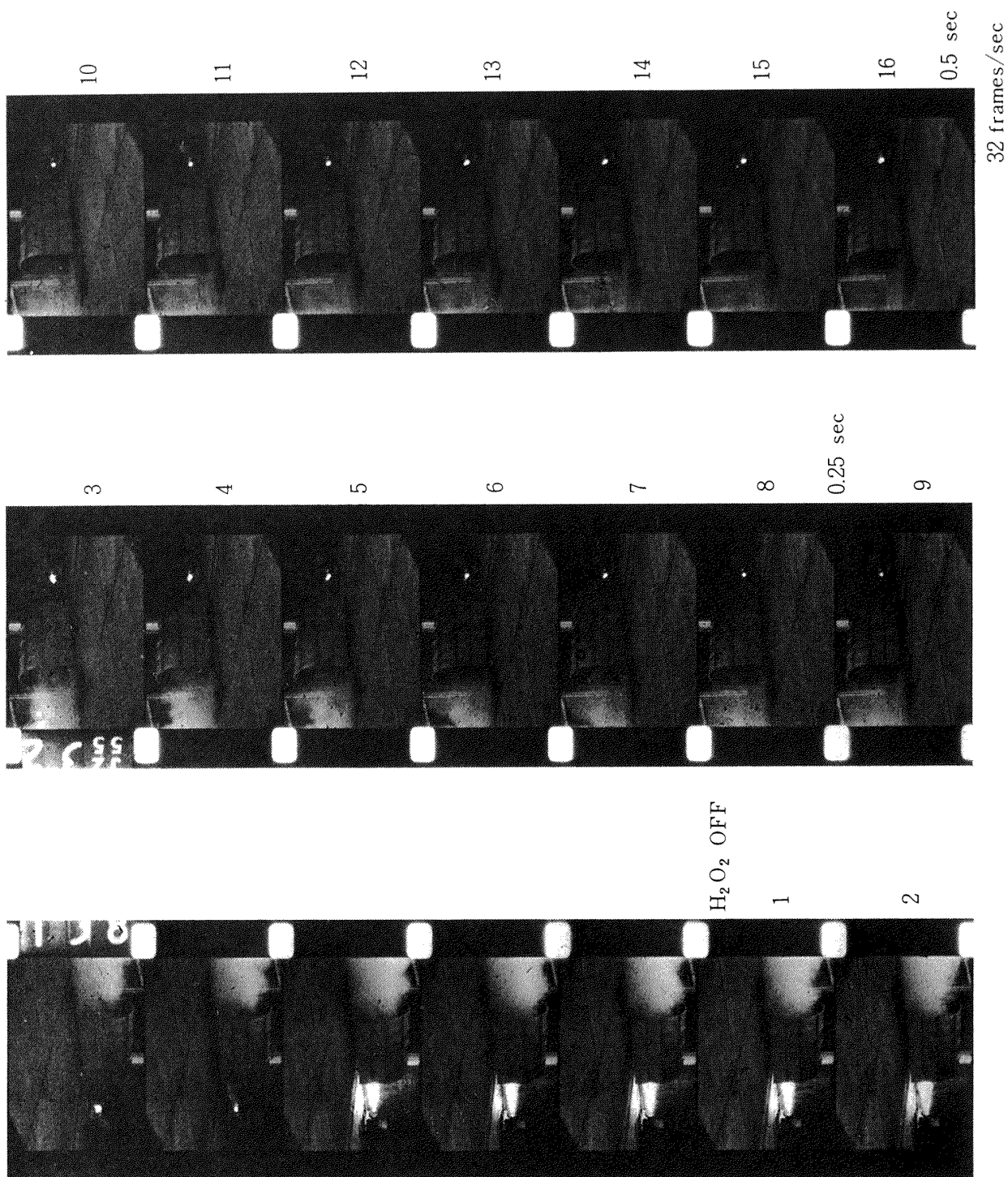


図 25 (b) No. 1 モーター # 2 推力パルス末期

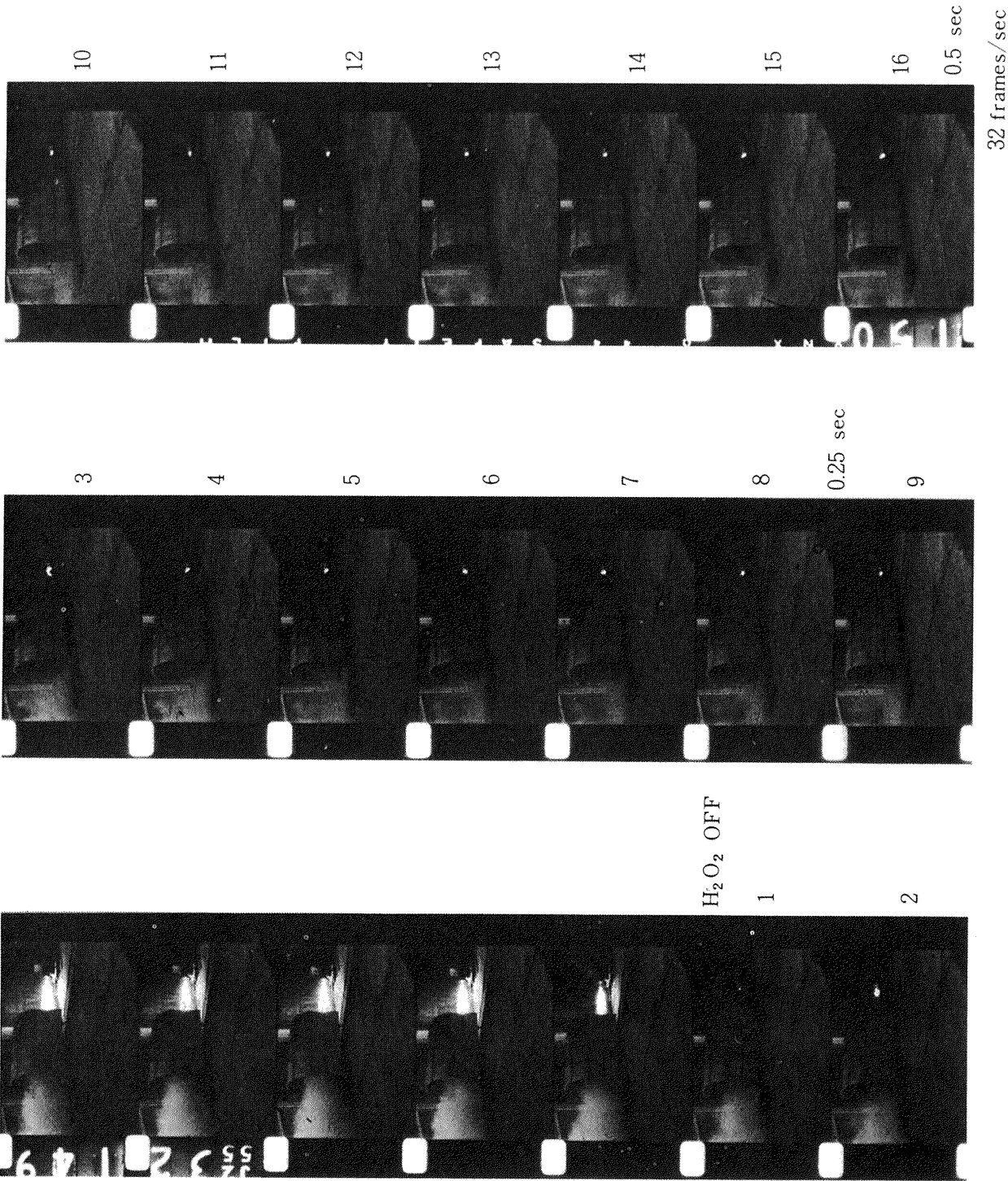


図 25 (c) No. 1 モータ # 3 推力パルス末期

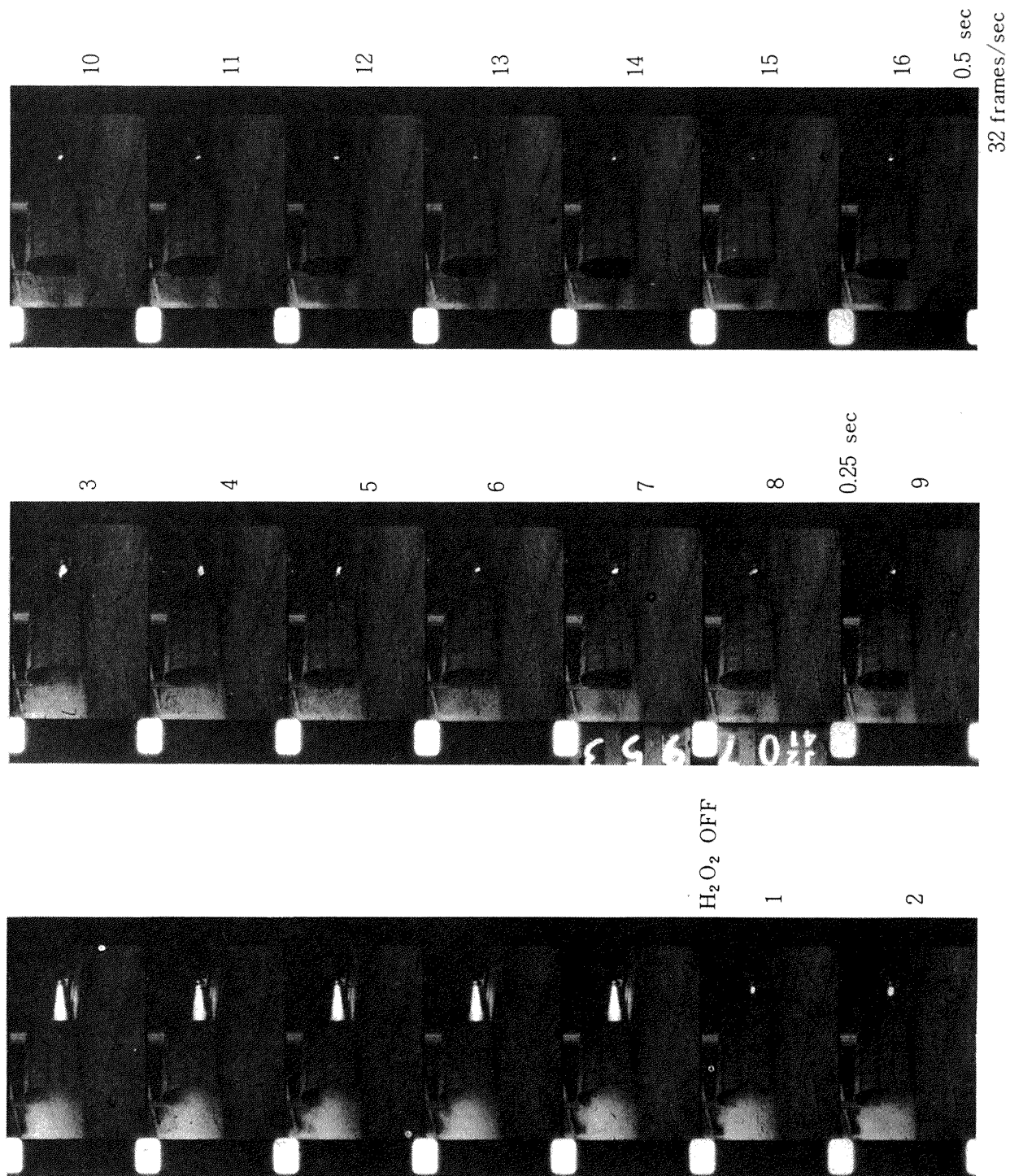
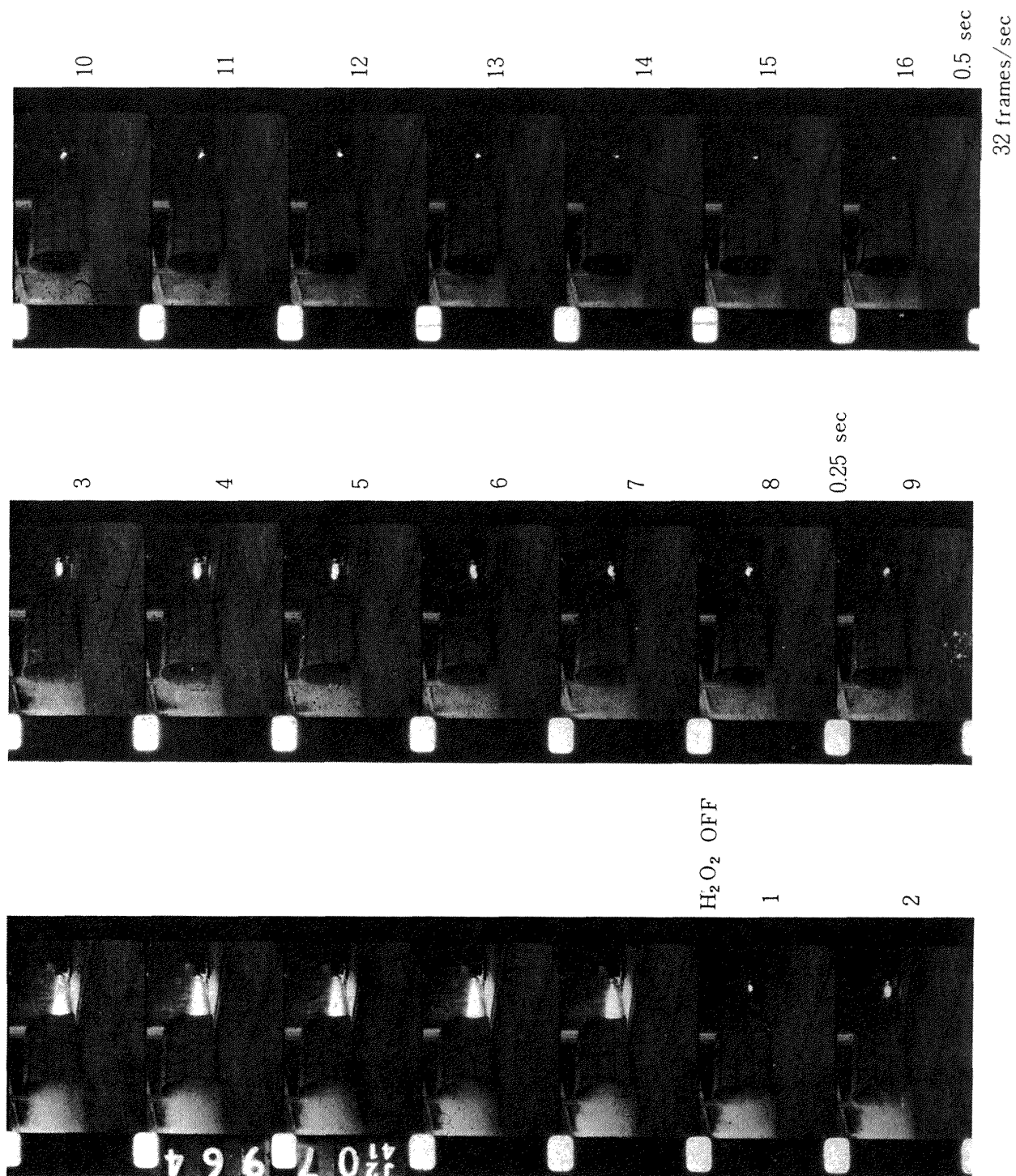


図 26 (a) No. 2 モーター # 1 推力パルス末期



☑ 26(b) No. 2 モーター # 2 推力パルス末期

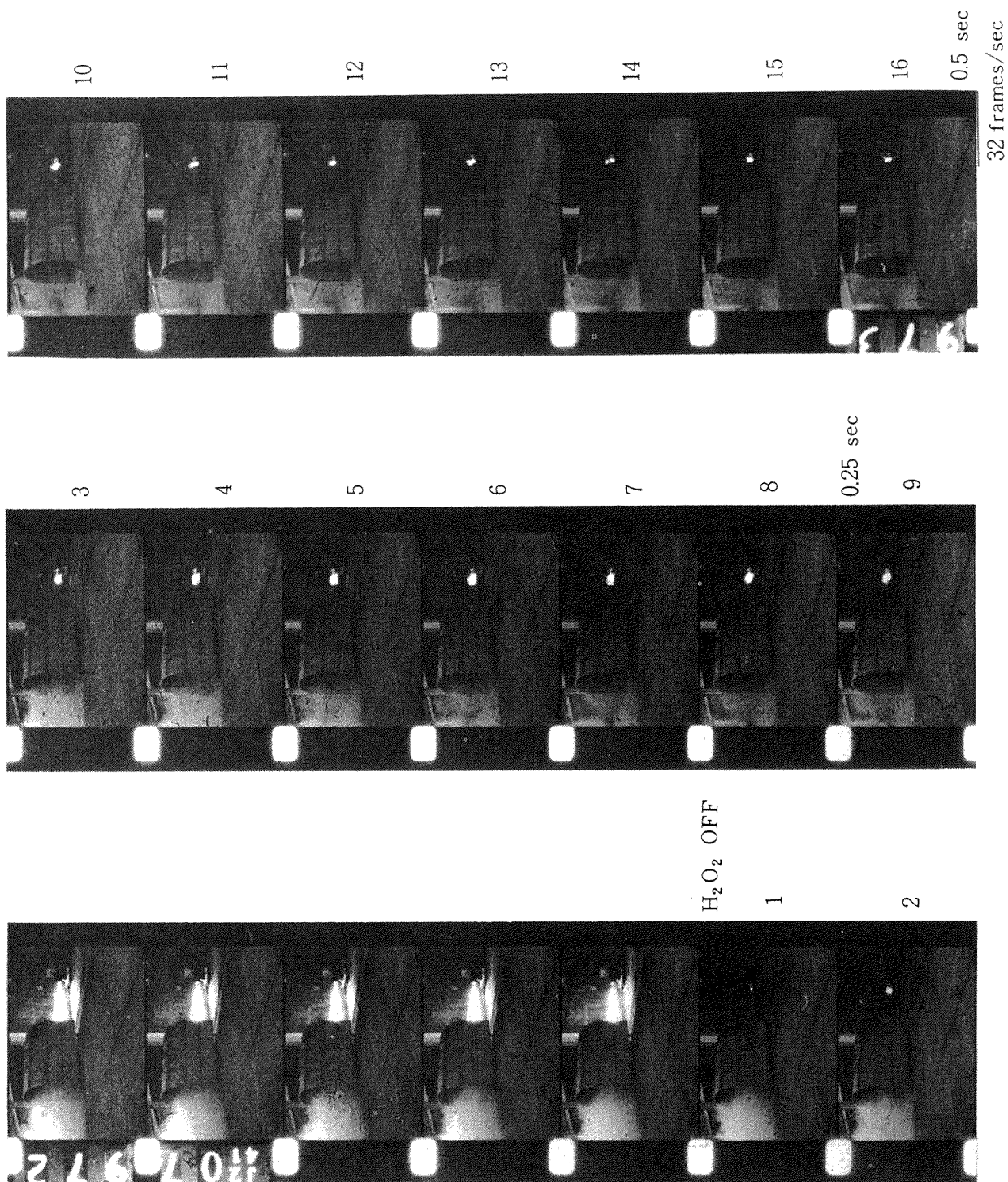
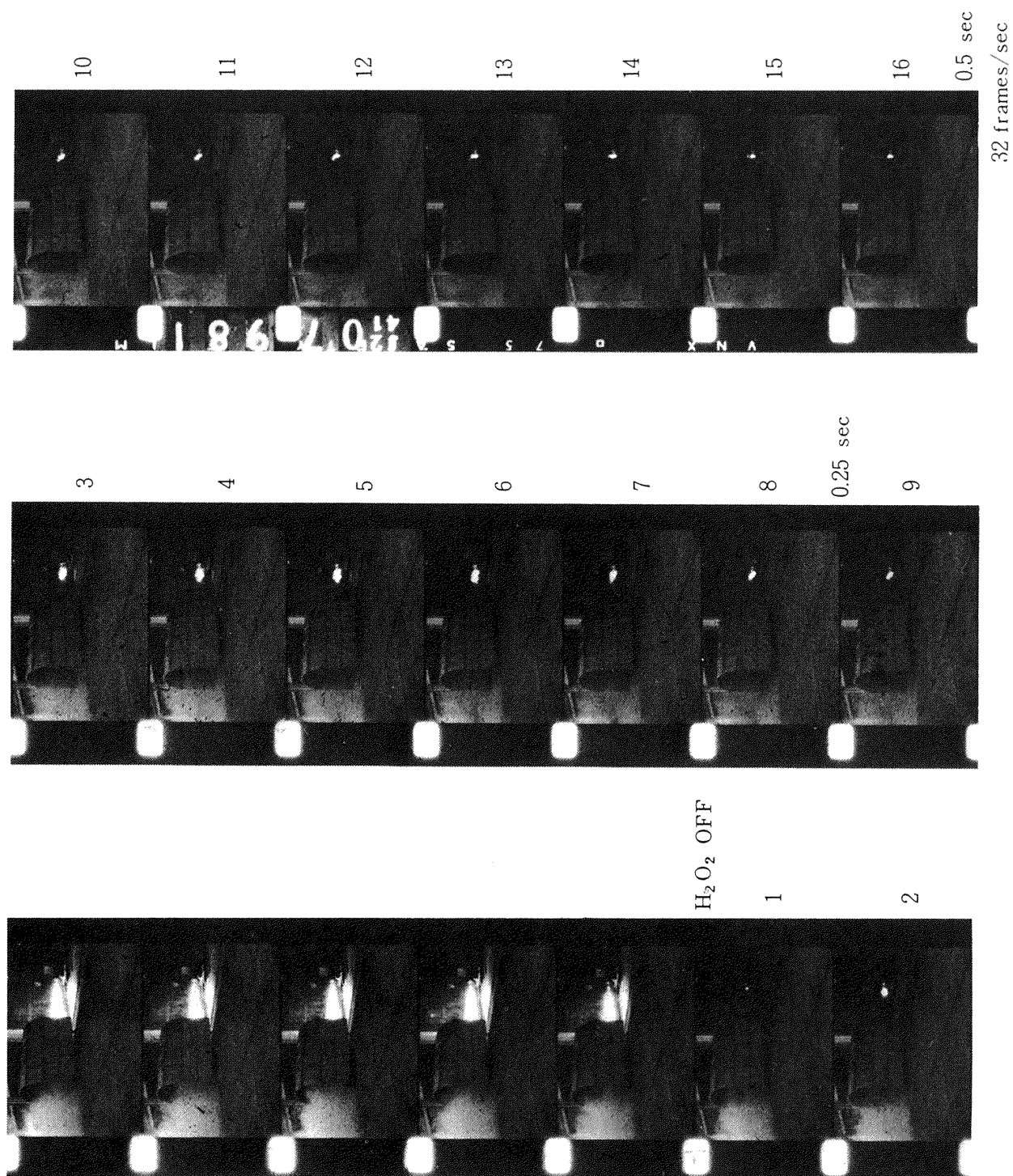


図 26 (c) No. 2 モーター # 3 推力パルス末期



☒ 26(d) No. 2 モーター # 4 推力パルス末期

の速度で撮影されたものである。図 25 (a) の No. 1 モータの # 1 推力パルス末期についていえば、 H_2O_2 噴射停止の次のフィルム駒においてノズルからの火炎はほぼ消失し、2 駒目ではいわゆる後燃え状態の火炎が出ているが、0.25 秒後にはそれも消滅している。推力パルス番号が進むにつれて火炎の消滅度はそれほど完全ではなくなるが、超音速の燃焼ガス噴流は見あたらない。このノズルから出る火炎は、通常の固体ロケット・モータの燃焼終了時に見られるレストリクタの後燃え火炎が主であると思われる。プロペラント燃焼面の大部分は H_2O_2 供給停止に伴

う急速な圧力降下によって燃焼は中断するが、プロペラントとレストリクタのつなぎ目、レストリクタの燃焼残渣などには、火種、あるいは、局所的な高温面が残っていると考えられる。本実験は大気圧環境下において行なわれているので、このような局所的な着火源、あるいは、高温面によって、一旦燃焼中断したプロペラント表面上に、火炎が発生あるいは伝播し自発再着火がおこるのであろう。もし、環境圧力がプロペラントの低圧燃焼限界 (RS - 1105 プロペラントでは $P_{dl} = 27 \text{ torr}^{5)}$) 以下の減圧あるいは真空状態であれば、以前に行なった 100 ϕ 内面

表 5 No. 1 モータの代表的データ

状 態	時 間 * ² 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 * ³ m
推力パルス # 1	0 ~ 3	374	15.5	53.2	381	1.2 ~ 2.7
# 1 ~ # 2 * ¹	3 ~ 6	0	0	55.7	0	—
推力パルス # 2	6 ~ 14	403	16.7	53.7	379	2.7 ~ 6.7
# 2 ~ # 3	14 ~ 16	0	0	55.5	0	—
推力パルス # 3	16 ~ 21	403	16.6	53.6	379	6.7 ~ 9.2
# 3 以降	21 ~ 25	0	0	55.8	0	—
自発再着火燃焼	25 ~	100	5.0	55	0	9.2 ~ 9.7

*¹ 推力パルス # 1 とパルス # 2 の間の H_2O_2 噴射休止期間を示す。

*² 推力パルス # 1 の開始時期を 0 にする。

*³ 計算値

表 6 No. 2 モータの代表的データ

状 態	時間 * ² 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 * ³ m
推力パルス # 1	0 ~ 3	414	18.5	53.8	362	1.3 ~ 3.3
# 1 ~ # 2 * ¹	3 ~ 6	0	0	55.8	0	—
推力パルス # 2	6 ~ 10	470	20.8	53.6	352	3.3 ~ 5.9
# 2 ~ # 3	10 ~ 12	0	0	55.8	0	—
推力パルス # 3	12 ~ 15	461	20.2	53.5	354	5.9 ~ 7.9
# 3 ~ # 4	15 ~ 17	0	0	55.7	0	—
推力パルス # 4	17 ~ 20	451	19.7	53.5	356	7.9 ~ 9.8
# 4 以降	20 以降	0	0	55.8	0	—
自発再着火燃焼	23 ~	109	5.8	55.9	0	9.8 ~ 10.8

*¹ 推力パルス # 1 とパルス # 2 との間の H_2O_2 噴射休止期間を示す。

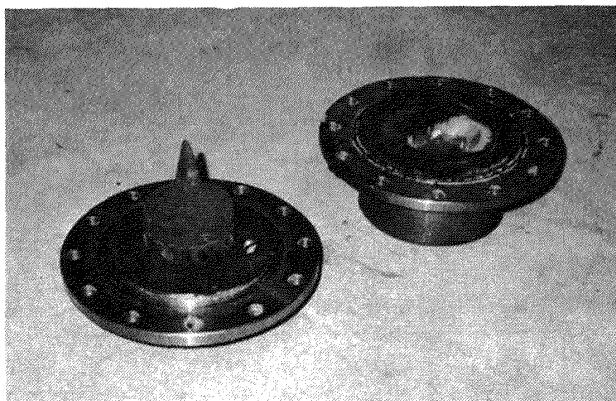
*² 推力パルス # 1 の開始時期を 0 とする。

*³ 計算値

燃焼型モータ，200φ および 300φ 端面燃焼型モータの場合と同じように燃焼は完全に中断し，ノズルからの火炎も完全に消滅すると考えられる。表5および6は，No.1 および 2 TMC モータの代表的な定常データを示している。

両モータ共にグラファイト製ノズル・スロートは，燃焼実験前後を通じて 0.01mm のオーダーで変化は見られず，局所的な侵蝕現象も認められない。これは，

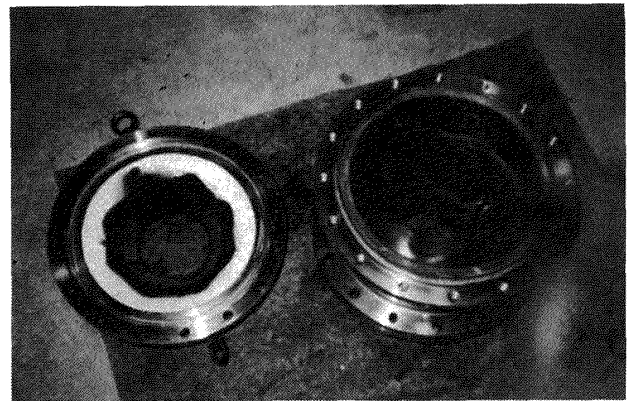
H_2O_2 分解ガスとプロペラント燃焼ガスの混合，反応が上流ではほぼ完全に行なわれて，ノズル附近を酸化雰囲気のがスが流れなかったためであろう。図27は燃焼実験後のハードウェアの内の鏡板とノズルを示している。いずれも異常は認められないが，ロッド型プロペラント・グレイン用芯金は周辺のプロペラントが燃焼し盡した後，モータ内の高温ガスにさらされるため焼損，変形した様子が見られる。



鏡板

ノズル

図 27 燃焼実験後の鏡板とノズル



耐熱ライナ

レストリクタ

図 28 燃焼実験後の耐熱ライナとレストリクタ

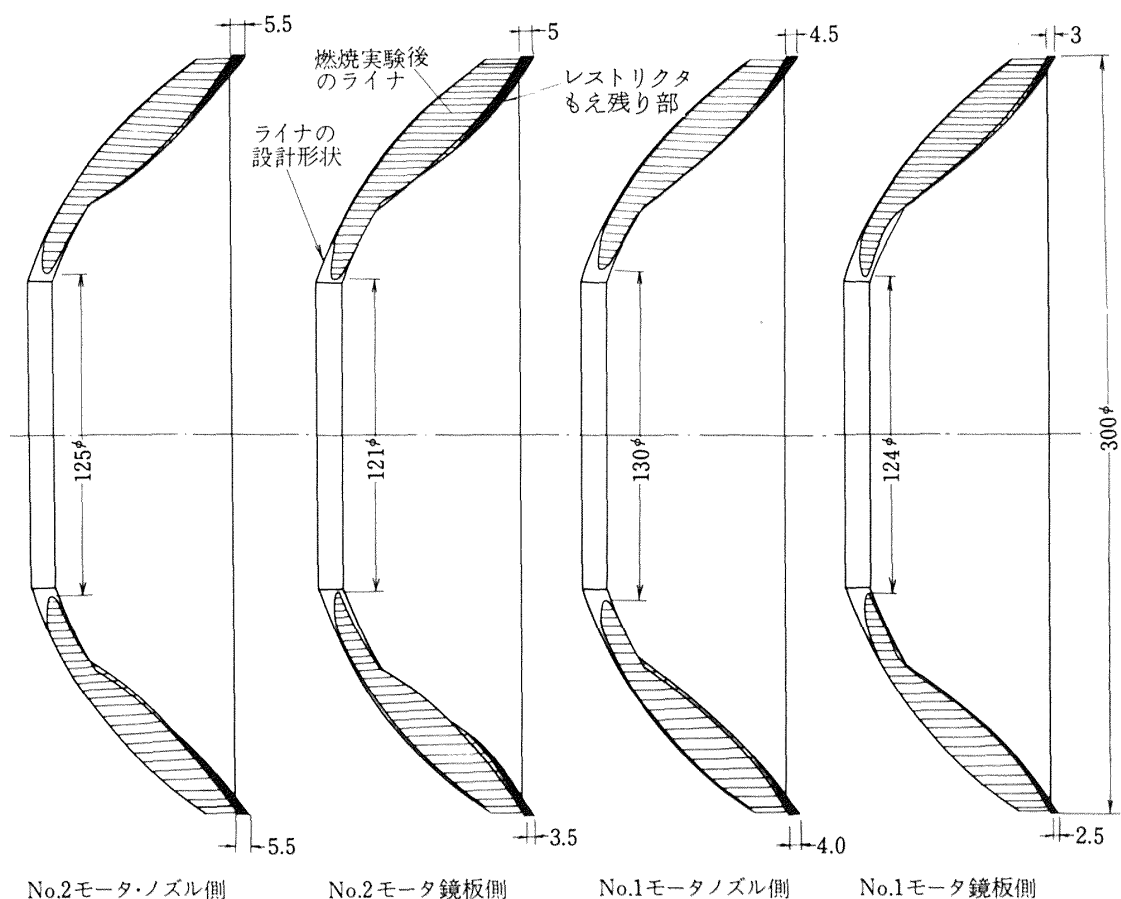


図 29 テフロン製耐熱ライナの実験前後の形状変化

図 28 は燃焼実験後のテフロン製耐熱ライナとレストリクタの状況を示している。レストリクタは予想以上に残存しており、将来のモータにおいてその厚さを減らすことにより、高温面を減らすという効果により燃焼中断性はより一層改善されるものと思われる。テフロン製耐熱ライナの実験前後の形状変化を図 29 に示す。レストリクタに覆われていた部分は、その熱遮蔽効果により、耐熱ライナの減りは予想以上に少なかった。

5.2 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燃焼室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。今回の 300 ϕ 球型 TMC モータにおいては燃焼中断を全燃焼時間にわたって実現することを目的としているため、そのシーケンスの途中においては圧力レベル制御の実験は行っていない。しかしながら、シーケンス終了後自発再着火により低い燃焼室圧力で燃焼が行なわれているため、これと推力パルス中の平衡燃焼室圧力とを比較して圧力レベル可変特性を検討することとする。表 7 は圧力レベル制御性に関連した定常性能代表値である。「 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、既に次式が求められている²⁾。

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

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、 $H_2 O_2$ 噴射の無い時と有る時の特性排気速度である。また、 P_i としては推力パルス中の燃焼室圧力、 P_0 としては、自発再着火時の燃焼室圧力をとった。 n の値としては、図 7 に示した 140 ϕ プロペラント・グレインの実験データから $n \approx 0.7$ が適当と考えられる。図 30 は、この計算値と No. 1, 2 モータのデータ代表値を比較したものであり、ほぼ両者が一致している様子が見られる。

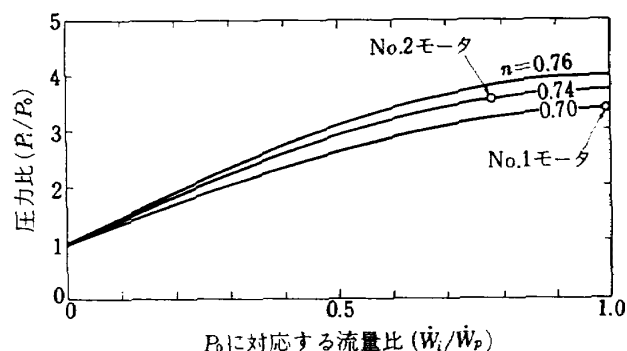


図 30 圧力レベル可変特性

表 7 300 ϕ 球型 TMC モータの定常性能代表値

		No. 1 モータ	No. 2 モータ
$H_2 O_2$ 噴射時の燃焼室圧力	P_i	16.7kg/cm ² abs	20.8
プロペラントのみ燃焼時の燃焼室圧力	P_0	5.0kg/cm ² ·abs	5.8
圧 力 比	P_i / P_0	3.36	3.58
$H_2 O_2$ 流量 (体積)	\dot{V}_i	379 cc/s	352
$H_2 O_2$ 流量 (重量)	\dot{W}_i	530 g/s	490
$H_2 O_2$ 噴射時のプロペラント流量 ^{*1}	\dot{W}_p'	1480 g/s	1706
プロペラントのみ燃焼時の流量	\dot{W}_p	542 g/s	621
P_i に対応する流量比	\dot{W}_i / \dot{W}_p'	0.358	0.287
P_0 に対応する流量比	\dot{W}_i / \dot{W}_p	0.978	0.789

*1 $\rho_p = 1.671 \text{ g/s}$, $A_b = 1.706 \text{ cm}^2$, r は図 5 による。

5.3 燃焼中断特性

No.1 および 2 モータについて、 H_2O_2 噴射停止直後の燃焼室圧力の降下特性を、それぞれ、図 31 および 32 に示す。いずれの場合も、 H_2O_2 電磁弁の閉信号の数十 ms 後に急速かつ滑らかに燃焼室圧力の降下が始まり、環境圧力である大気圧に 100ms 以内に達している。表 8 はこの時の時間特性を示しており、電磁弁の閉信号後燃焼室圧力が降下しはじめるまでの時間は約 30ms であり、その大部分は電磁弁の作動遅れによるものと考えられる。燃焼室圧力が降下しはじめてから 0 に達するまでの時間は、推力パルス番号が進むにつれて長くなり、#1 パルスでは約 40ms、最終推力パルスでは約 80ms である。これは、固体ロケット・モータ内のプロペラントが時間と共に消費され、燃焼室空洞容積が増大するためである。表 9 は燃焼中断時の圧力減少率を示している。この値は電磁オシログラフのアナログデータおよび、10ms のサンプル・レートで記録さ

れたデジタル・データより求めたものであり、このデータを減圧直前の燃焼室圧力対圧力減少率の図上にプロットしたのが図 33 である。300 ϕ 球型 TMC モータのデータと共に、予備実験として行なった 140 ϕ TMC モータも同時に示した。図中の直線は 30 ϕ プロペラント試験片による急速減圧燃焼中断限界線とし求められたもの⁶⁾で、TMC モータの燃焼中断、燃焼持続のクライテリアとして用いている。今回の実験においては、全てのデータはこの限界線より上、すなわち、燃焼中断領域にあり、予期した通りの結果が得られた訳である。なお、この燃焼中断を図 34 の P-L* 座標上にもプロットした。図には前回実験を行なった 300 ϕ 端面燃焼方式 TMC モータのデータを同時に示している。今回の実験においては全てのパルスは燃焼中断であったため燃焼持続のデータが無く、このため P-L* 座標上で燃焼中断・持続の 2 領域に分けるための明確な限界線は求められていない。

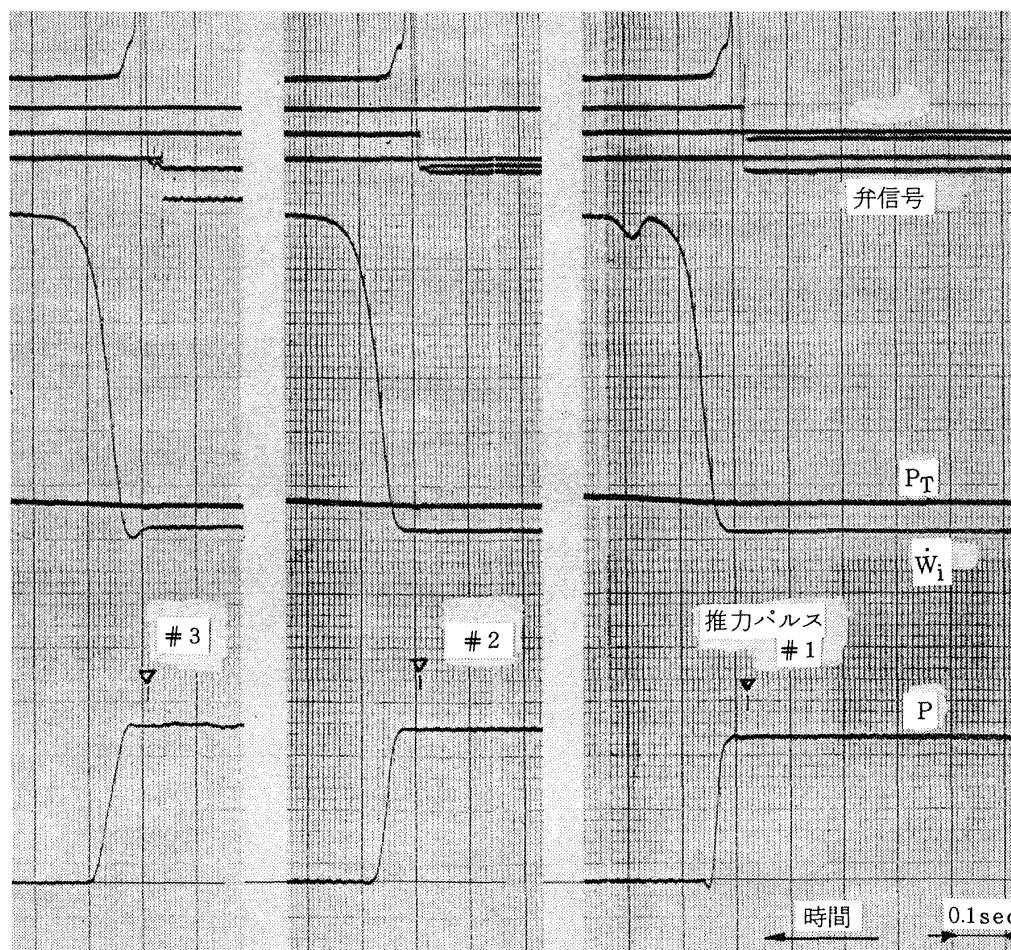


図 31 No. 1 モータ燃焼中断時の圧力降下特性

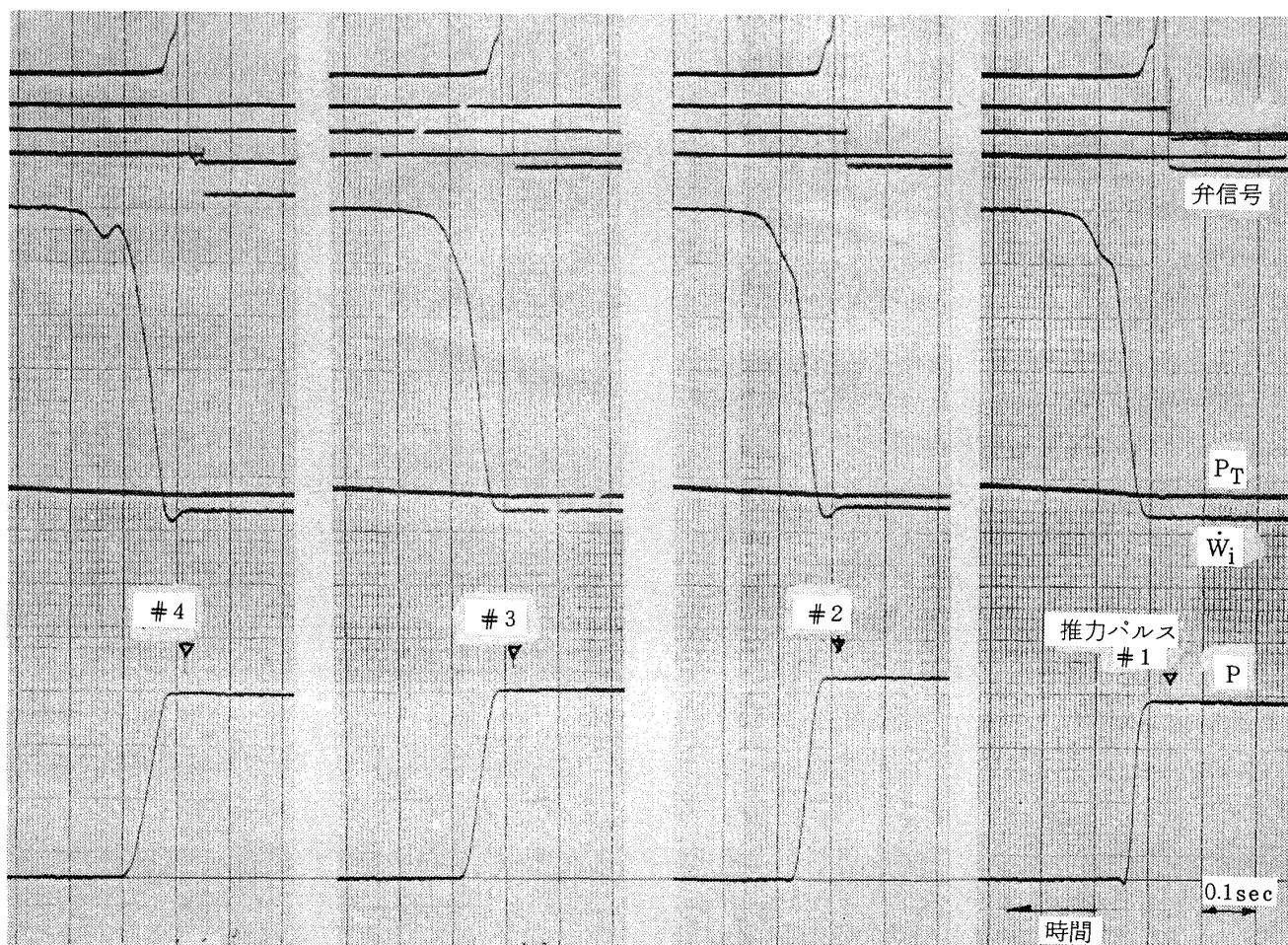


図 32 No. 2 モータ 燃焼中断時の圧力降下特性

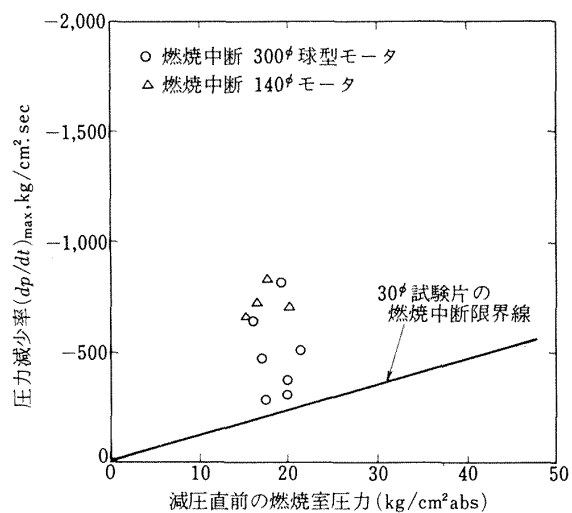


図 33 300φ 球型 TMC モータの燃焼中断特性

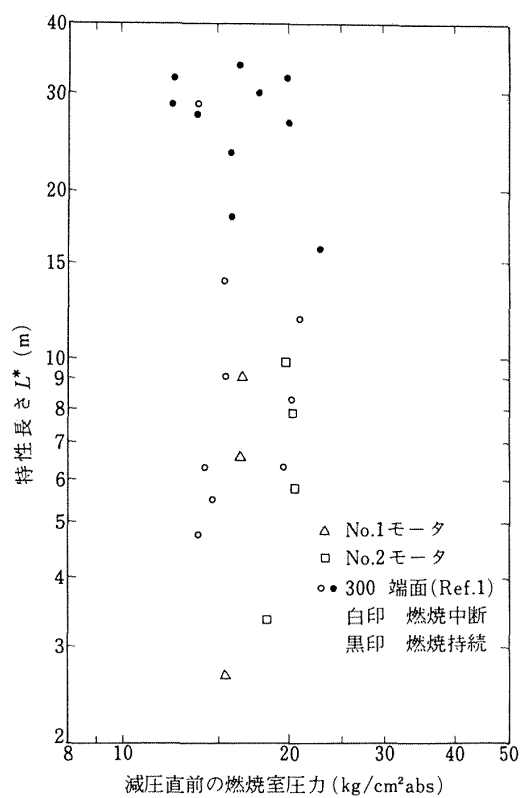


図 34 P - L* 座標で示した燃焼中断性

表8 燃焼中断時の圧力降下時間特性

モータ	推力パルス	弁OFF信号→P=0 までの時間 ①	弁OFF→P降下開始 までの時間 ②	P降下開始→P=0 までの時間①-②
No. 1	# 1	70 msec	25 msec	45 msec
	# 2	90	35	55
	# 3	110	35	75
No. 2	# 1	70	30	40
	# 2	90	30	60
	# 3	100	30	70
	# 4	115	30	85

表9 燃焼中断時の圧力減少率

		推力パルス番号			
		1	2	3	4
No. 1 モータ	減圧直前の 燃焼室圧力 kg/cm ² abs	15.9	16.8	17.2	—
	圧力減少率 kg/cm ² sec	640	480	290	—
No. 2 モータ	減圧直前の 燃焼室圧力 kg/cm ² abs	19.2	21.4	20.2	19.8
	圧力減少率 kg/cm ² sec	820	510	370	300

6. むすび

300 ϕ 球型 TMC 固体ロケット・モータの大気圧環境下における推力中断・再着火実験により以下の結果が得られた。

(1) ロッド/チューブ組合せ方式の球型プロペラント・グレイン形状が、TMC モータとしての要求条件を満たすことが確認された。

(2) RS-1105 プロペラントが TMC モータ用として実用に供しうる。

(3) モータ頭部からスパイラル状に H₂O₂ 分解ガスを噴射する H₂O₂ 供給方式が、球型 TMC モータ内のプロペラントの均一燃焼性と良好な燃焼中断性の達成に有効である。

(4) TMC モータの H₂O₂ 噴射停止に伴う急速減圧燃焼中断に対して、30 ϕ プロペラント試験片によって求めた燃焼中断のクライテリアが適用できる。

(5) フェノール樹脂系 FRP ライナで生ずる急速減圧燃焼中断性の悪化をテフロン製耐熱ライナの採用により防ぐことができる。

(6) グラファイト製ノズル・スロートは TMC モータに対しても何ら侵蝕現象をおこさず実用に供しうる。

今回の 300 ϕ 球型 TMC 厚肉モータの大気圧環境下における推力中断・再着火実験が予期した成果を収めたため、この大きさ・形状の実機型 TMC モータを開発するに際しての基本的な燃焼問題は解決されたと考えられる。さきに試作された実機型 H₂O₂ 供給システムの経験を生かし、また、国産技術として確立されている固体ロケットを H₂O₂ ガス・ジェットの技術を応用することにより、人工衛星軌道変換用推進機関としての 300 ϕ TMC モータの開発は容易に行なえよう。なお、その開発過程においては、高空燃焼実験を行なう必要がある。

本研究を行なうにあたって多くの方々の協力を得た。燃焼実験の遂行に際しては、航技研角田支所の大塚支所長、石井、宮島、新潟各室長をはじめ多くの方々から全面的援助をいただいた。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, 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; 推力大きさ制御型固体ロケット・モータの燃焼実験(第1報 300 ϕ 端面燃焼方式), 航空宇宙技術研究所報告(予定)
- 2) 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, 航空宇宙技術研究所報告, NAL-TR-177 (1969)
- 3) 五代富文, 岡部裕二郎, 清水昭紀, 伊藤克弥, 西村久男; 固体ロケットの比推力測定の標準化, 航空宇宙技術研究所資料, NAL-TM-203 (1971)
- 4) 清水盛生; 上段固体ロケット・モータのプロペラント・グレインの設計法, 航空宇宙技術研究所報告(予定)
- 5) 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, 航空宇宙技術研究所報告, NAL-TR-341 (1973)
- 6) 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, 航空宇宙技術研究所報告, NAL-TR-461 (1976)

付 録 TMC モータによる軌道変換
モジュールの計画

300 ϕ 球型 TMC モータの応用案の一つとして, 人工衛星打上げのための軌道変換モジュール(Ovbit Transfer Module, OTM)の計画を記す。

1. 人工衛星打上げ用小型上段

N, N-II, H-I, ヨーロッパのアリアン, あるいは, NASAのスペース・シャトル等の大型ロケットは, 大重量ペイロードの低高度軌道への打上げと, 上段を併用しての静止衛星の打上げを主目的としている。日本においては科学衛星打上げのための Mロケットが開発されていることもあるが, 比較的小型で各種宇宙技術の開発のための相乗り衛星計画が実行に到っていない。大型衛星打上げ用ロケットの余剰ペイロードを有効利用するために, そこに相乗り衛星を搭載すれば, ユーザ側からみれば打上げの機会が増大し, 打上げ費用は極めて低減化できる。これら相乗り衛星は主ミッション衛星の軌道と必ずしも一致せず, ミッション達成のためには, 打上げロケットの推進機関か, 相乗り衛星独自の推進機関を用いて軌道変換を行なう必要がある。そして, 打上げロケットの推進機関を用いることは, 小さいペイロードのために大型のロケットを動かすことになるから極めて効率の悪い運用方式である。

スペース・シャトルの場合には, 1週間に1回運行され, 最大 29.5 tonのペイロードの打上げが可能であるため, 小型の相乗り衛星も数多く計画されている。従って, 低軌道上のシャトル・オービターからより高い軌道へ相乗り衛星を上げるための軌道変換モジュールの有用性は十分にあると考えられる。

わが国が開発する Hロケットについても, その飛行回数が少ないとはいえ大容量・大重量ペイロードの打上げが可能であるから, 一種の上段である汎用小型軌道変換モジュールは検討に値しよう。

2. スペース・シャトルの上段

スペース・シャトルの上段として, IUS, SSUS という固体ロケット・ステージが計画されている。表付 1 にスペース・シャトル用上段候補の性能比較

表付1 シャトル搭載上段の性能比較

上段名称	プロペラント	段 数	姿勢制御	全力積	備 考
IUS	固 体	1～4	3 軸	大型モータ 2.8×10^7 小型モータ 7.8×10^6	アポジ・モータ要 アポジ・モータ要
SSUS-A	固 体	1	スピン	2.5×10^6	
SSUS-D	固 体	1	スピン	1.4×10^6	
MMS	ヒドラジン	1	3 軸	1.1×10^6 & 1.7×10^5	
固体キック・モータ	固 体	2	スピン	モータ寸法による	
OTM	固 体	1	スピン	1.0×10^5	

を示す。IUSは1ないし4段の固体ロケット・ステージで、慣性誘導方式を備え、大型静止衛星、宇宙探査機の打上げに用いられる。SSUS-Aおよび-Dは、それぞれ、アトラス・セントールおよびデルタによって打上げられていた1 tonおよび500 kg級の静止衛星をシャトルにより打上げる場合に用いる上段である。そして、この場合、アポジ・キック・モータとしての固体ロケットを、別途衛星側に搭載する必要がある。これらIUS、SSUSは大・中型静止衛星打上げ用上段であって、Manskiによれば、スペース・シャトルのペイロードで上段を必要とする衛星の内60%は、より小さい上段を要求している。¹⁾ 複数ミッションの衛星よりも、単一ミッション機器を搭載した小型衛星の方が遥かにインテグレーションが容易で開発期間も短く、その結果、低費用と飛行機会の増大が期待できる。Manskiの解析では、これら小型人工衛星の軌道高度は400～600 kmと900 km近くに分布しており、また、その大部分の重量は200 kg以下で、たかだか1 tonである。これら小型衛星の需要に応えるためには、それに見合った上段が必要であるが、NASAは、MMSと固体キック・モータを計画している。MMS（Multi-Mission Modular Spacecraft）はリモート・センシング衛星を対象とし、その推進機関としてはヒドラジン・ガスジェット、姿勢制御として3軸安定方式を採用している。もっと簡便な相乗り衛星を希望しているユーザに対しては、NASAは固体ロケット方式を推奨している。²⁾ これは、米国が既に開発をすすめている各種の小型固体ロケットを2個選び出し、ペリジ・キック用とアポジ・キック用として衛星に

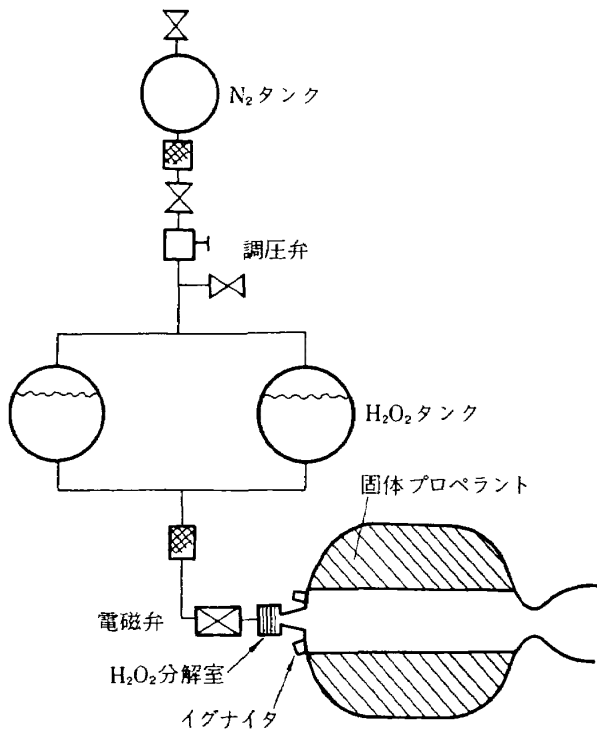
取付ける方式で、速度調整のためには固体ロケットには手を加えずバラストを付加する。この方式の根本思想は、スペース・シャトルの打上げ能力は十分にあるため、重く大きなペイロードでも構わないという考えである。たしかに、この方式によって小型衛星をシャトル・オービタから中・高度軌道に打上げることは可能であるが、ユーザ側からみると衛星毎に全体システムの設計を行ない、キック・モータばかりでなくバラストを取付け、モータの分離等も含めて毎回検討し直す必要がある。しかも、スペース・シャトルによる打上げは必ずしも低費用ではなく、ペイロードの長さ、あるいは、重量を基準に打上げ費用は決められている。従って、シャトルを利用して小型相乗り衛星を打上げる場合でも、全体として可能な限りコンパクトかつ軽量であることが極めて重要である。

3. OTMの計画

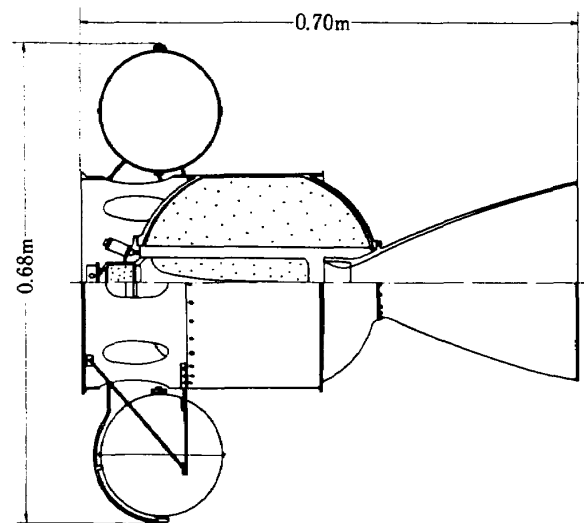
2個の固体キック・モータとバラスト方式に代えて、TMCモータ1個で衛星を打上げるOTMを計画した。TMCモータは複数回の推力中断・再着火を任意の時刻に行なうことができるため、ペリジ・キックとアポジ・キックを一つのモータで達成でき、また、ペリジ・モータの切離しも不安である。OTMは小型衛星用ということで簡便なスピン安定方式を採用しているが、3軸姿勢制御衛星へ応用することも可能である。図付1にOTM用TMCモータの構成を示す。必要であれば H_2O_2 系にスラスタを附加し補助推進系として用いることもできる。OTMの形状を図付2に示す。中央に固体ロケット・モータ

部, その周辺に H_2O_2 , N_2 タンクが配置されている。固体ロケット・モータ部は 300ϕ 球型 TMC モータの改良実機型である。表付 2 に OTM の重量配分を示す。全重量 53 kg で SSUS と比べるとときわめて小

さい。真空環境下における比推力は 275 sec 以上と推定されているから全力積は約 $10 \text{ ton}\cdot\text{s}$ ($1.0 \times 10^5 \text{ N}\cdot\text{s}$) であるが, 推力パルスとしては, この値の 5 ~ 95 % の範囲内で複数回に分割することができる。図付 3 には OTM がペイロードに与えることのできる速度増分の範囲を示している。一般の固体ロケットであれば, たかだか 10 % 程度のプロペラント重量を製造時に調節して速度増分を変更することしか



図付 1 OTMの構成



図付 2 OTMの形状

表付 2 OTMの重量

部 品		重量 (kg)
固・体モ・ロー・ケ・ッタ・部	燃 焼 室	1.20
	インシュレーション・ライナ	1.85
	プロペラント支持具	0.10
	イグナイタ	0.60
	ノズル本体	0.47
	ノズル・コーン	1.90
H_2O_2 噴 射	H_2O_2 分解室	0.47
	噴 射 器	0.70
	電 磁 弁	0.40
H_2O_2 供 給 部	H_2O_2 タンク	0.78
	同上用接手	0.08
	H_2O_2 遮断弁	0.30
	H_2O_2 フィルター	0.20
	H_2O_2 注排液弁	0.30
	H_2O_2 リリーフ弁	0.20

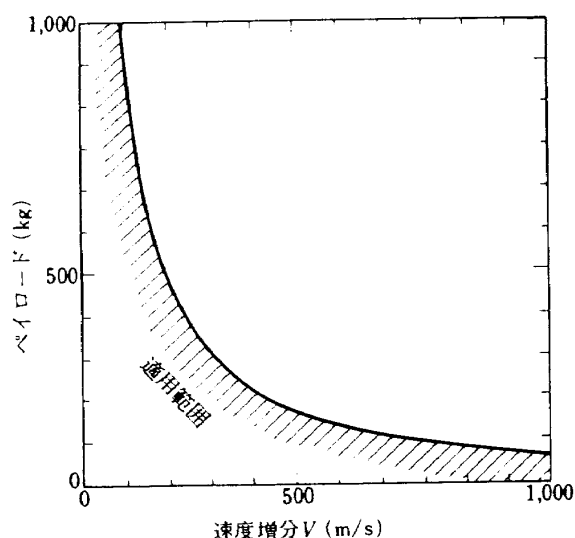
部 品		重量 (kg)
H_2O_2 供 給 部	N_2 タンク	1.09
	同上用接手	0.10
	N_2 ガス注排気弁	0.40
	N_2 ガス・フィルタ	0.10
	調 圧 弁	0.85
構 造 等	支 持 構 造	0.60
	分 離 部	1.06
	制 御 機 器	2.00
空 虚 重 量		15.75
プロペラント	固体プロペラント	28.00
	H_2O_2 水溶液	8.40
	N_2 ガス	1.09
	プロペラント合計重量	37.49
全 重 量		53.24

可能でないが、OTMの場合にはシーケンサの設定変更によって打上げ直前においても目標軌道を変更することができる。図付3と図付4から、OTMのペイロード打上げ能力が求められる。例えば、230 kgの人工衛星に対して2回の推力パルスによって合計380 m/sの速度増分を与えることによって、衛星をオービタ待機軌道から高度1000 kmの円軌道へ打上げることができる。

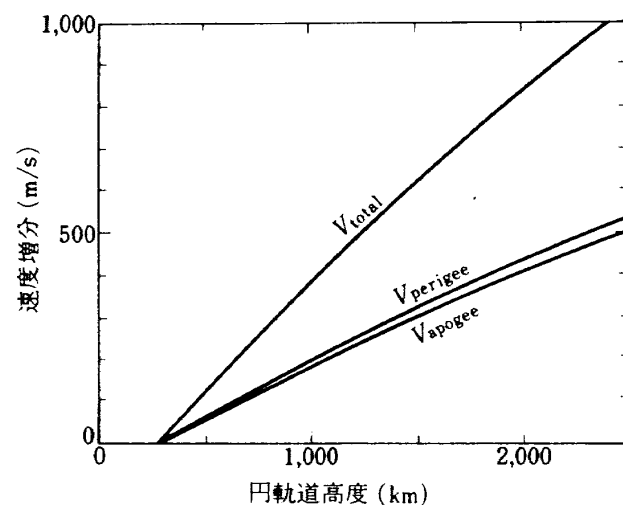
OTMは上段の一種ではあるが、きわめて小型であり、科学衛星、技術試験衛星などの数百 kg 程度の衛星をシャトル軌道とは異なる軌道へ打上げる簡便なシステムであり、図付5にシャトル上段のIUS、SSUSとの大きさの比較を示す。オービタからの打上げは傾斜角をつけられるスピン・テーブルから行なわれ、全体が小さいため、オービタの余剰空間を利用することができる。表付3は230 kgの衛星を

シャトルから1000 kmの円軌道へ打上げる際に、2個の固体ロケット・モータとバラストを用いる方式とOTMを用いる場合の打上げ費用を比較したものである。前者の場合は、衛星をアポジ・キックするためのモータが過大であるためバラストが積まれ、これら全体をペリジ・キックするためのモータが矢張過大であるため、さらにバラストが積載され、全体としてはOTM使用の場合よりも全長が2倍、重量が60 %増加している。この結果、シャトルによる打上費は60 %以上増えることになる。

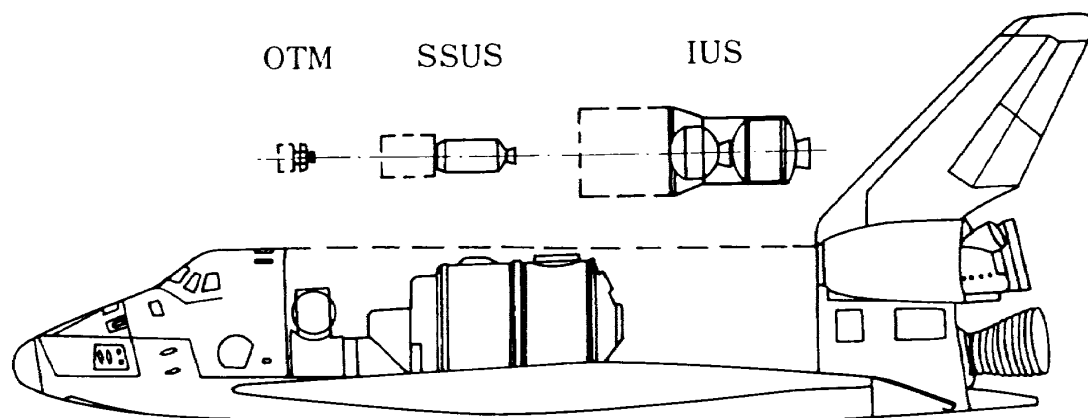
ユーザにとっては打上費用の低減もさることながら、OTMを利用することによって、衛星設計、製造、打上げ時にインテグレーションが容易で、シャトルの利用、軌道の決定に際してはフレキシビリティがまし飛行機会の増大が図れることは大きなメリットであると考えられる。



図付3 OTMがペイロードに与える速度増分



図付4 シャトル軌道からより高い軌道へペイロードを打上げるに必要な速度増分



図付5 シャトル搭載上段の大きさ比較

表付 3 230 kg の相乗り衛星をシャトルから 1000 km 円軌道
へ打上げるための上段の重量，費用の比較

固体キック・モータとバラスト方式			OTM 方式
重 量	人工衛星	230 kg	230
	アポジ・キック・モータ	34 (STAR-12A)	53
	ペリジ・キック・モータ	36 (STAR-13)	53
	バラスト (アポジ・キック・モータ)	90	
	バラスト (ペリジ・キック・モータ)	55	
	構 体	10	
	合 計	455 kg	283
長 さ	(推進システム)	1.4 m	0.7
打上費	(重量基準)	0.56 M 体	0.34

参 考 文 献

- 1) D. Manski and S. G. Rosen : Propulsion platform for teconomical low-altitude payload delivevy from space shuttle/spacelab, Raum tahrthforshung Heft 2 / 1976, p. 65-73
- 2) H. Hazard : Self-contained propulsion-a must ?, Space shuttle "shuttlizing" pay-loads, UCLA Extension, 1977

航空宇宙技術研究所報告 654号

昭和56年2月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
