

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-800

## 固体ロケット残留推力の実験

三谷 徹 ・ 高橋 守 ・ 新岡 嵩 ・ 日下 和夫  
熊谷 達夫 ・ 只野 真 ・ 須藤 孝幸 ・ 宮島 博  
齊藤 紀男 ・ 丹尾 新治 ・ 江口 昭裕

1984年3月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 固体ロケット残留推力の実験\*

三谷 徹\*\* 高橋 守\*\* 新岡 嵩\*\* 日下和夫\*\*  
熊谷達夫\*\* 只野 真\*\* 須藤孝幸\*\* 宮島 博\*\*  
齊藤紀男\*\*\* 丹尾新治\*\*\* 江口昭裕\*\*\*

## Experiments on Residual Thrust and Prediction for Upper-Stage Solid Propellant Rockets.

Tohru MITANI\*\*, Mamoru TAKAHASHI\*\*, Takashi NIIOKA\*\*  
Kazuo KUSAKA\*\*, Tatsuo KUMAGAI\*\*, Makoto TADANO\*\*  
Takayuki SUDO\*\*, Hiroshi MIYAJIMA\*\*, Norio SAITO\*\*\*  
Shinji NIO\*\*\*, Akihiro EGUCHI\*\*\*

### ABSTRACT

Subscale rocket motors of 150 mm (cylindrical) in dia. and 380 mm (spherical) in dia. were tested to investigate the small residual thrust of solid propellant rockets. The residual chamber pressure was measured by using pressure gages with full ranges of 2.5 and 5 psia (0.334 and 0.668 kPa) in a high altitude simulation facility. The motor chamber pressure measured in the low pressure cell (about 3.34 kPa) was corrected to that of a vacuum. The mechanism of the residual thrust is discussed in this paper. From the scale effect of the residual thrust of a large-scale motor corresponding to the H1-3rd stage motor is predicted from the results of these experiments.

### 概 要

150mm径円筒状及び8光芒固体ロケットモータと380mm径球型ロケットモータの燃焼実験を行ない、燃焼終了後に発生する微小な残留内圧を測定した。低圧室内で測定された残留内圧は、ノズルでのガス流れを考慮して、真空におけるモータチャンバ圧に補正し、残留推力のメカニズムを詳細に検討した。これらの小さなロケットモータの実験結果に理論的検討から得られた残留推力の寸法効果を考慮して、1300mm径モータ(HI-3段モータ相当)の残留推力の大きさを予測した。

### 1. 緒 言

簡便な構造をその特長とする固体ロケットは液体ロケットの場合と異なり、燃焼の制御が難しい。特に燃焼終了後かなり長い時間(20~30秒)に渡って

微小な推力を発生することがある。ここではこの現象を残留推力と呼ぶことにしよう。残留推力はモータを切り離した後、ロケットを再加速して、時には上段モータや衛星への追突の原因となる。もちろんそれを防ぐために、ヨウウエイト方式やタンブルロケット方式の追突回避装置がロケットに搭載されるわけであるが、回避装置の能力を適切に決めるためにも、残留推力の大きさを正しく予測し、過不足

\* 昭和58年12月22日受付

\*\* 角田支所

\*\*\* 宇宙開発事業団

のない対策を講じておく必要がある。

今日まで残留推力あるいは残留内圧に関する簡単な議論や測定例<sup>(1~4)</sup>が報告されているが、いずれも補助的なもので、本格的な計測には至っていない。そして測られた結果に対する検討や精度に関する考察も不十分と思われる。まして残留推力の現象そのものを詳細に調べ、その発生メカニズムや現象を支配している種々のパラメータを洗い出す作業については、著者らが行った理論的研究<sup>(5)</sup>以外には見当たらない。本研究はその理論的研究の結果を基礎にして、実験を行い、モデルの検証を行う。更にその結果からHI-3段ロケットモータの残留推力を予測することを目的とする。

実験は先ず、150mm径 200mm長円筒状及び8光芒ロケットモータを用いて、インシュレータの配置やノズル長の影響を調べる実験がなされた。また、この150mm径モータを用いて、ノズル閉塞によるチャンバ圧変化から残留推力を大気圧下の実験で検出する方法も試みられた。これらの実験、及び今回試作された残留内圧測定装置の作動チェックを経た後、380mm径球型モータ(SGDM-A及びB)の燃焼実験が行われた。

用いられた残留内圧測定装置については文献[6]に詳しく述べられている。

## 2. 残留推力

### 2.1 残留推力の定義

固体ロケットが残留推力の領域に達したかどうか、あるいはどのような状態を残留推力と呼ぶべきかを定義する。残留推力は、プロペラントが燃焼し終えてからもインシュレータあるいはライナーがくすぶって、その熱分解ガスがノズルから放出されることによって発生すると考えられる。推力はロケットによって異なるので、残留内圧で定義した方がわかり易く、以下に述べる3つの理由により51.7 torr (= 1 psi = 6.90 kPa)以下を残留内圧(推力)の領域と考える。本報告では、圧力はすべて絶対圧を表わす。

N II型ロケット第三段モータの地上燃焼実験<sup>(3)</sup>を行った際、これらの製造元である米国サイオコル社は、ロケットの作動時間(action time)と全燃焼時間(total burning time)を図2.1のように定義してロケットの性能を算定している。このときのスライバ期における100 psi (690 kPa)あるいは1 psi (6.90 kPa)は、psi単位で区切りの良い圧力を選んだにすぎないと思われるが、真空中であればここまですべてが全燃焼時間であるため、この圧力以下を残留内圧とすると便利なのが第一の理由である。

次に、実際に計測される内圧は、航空宇宙技術研

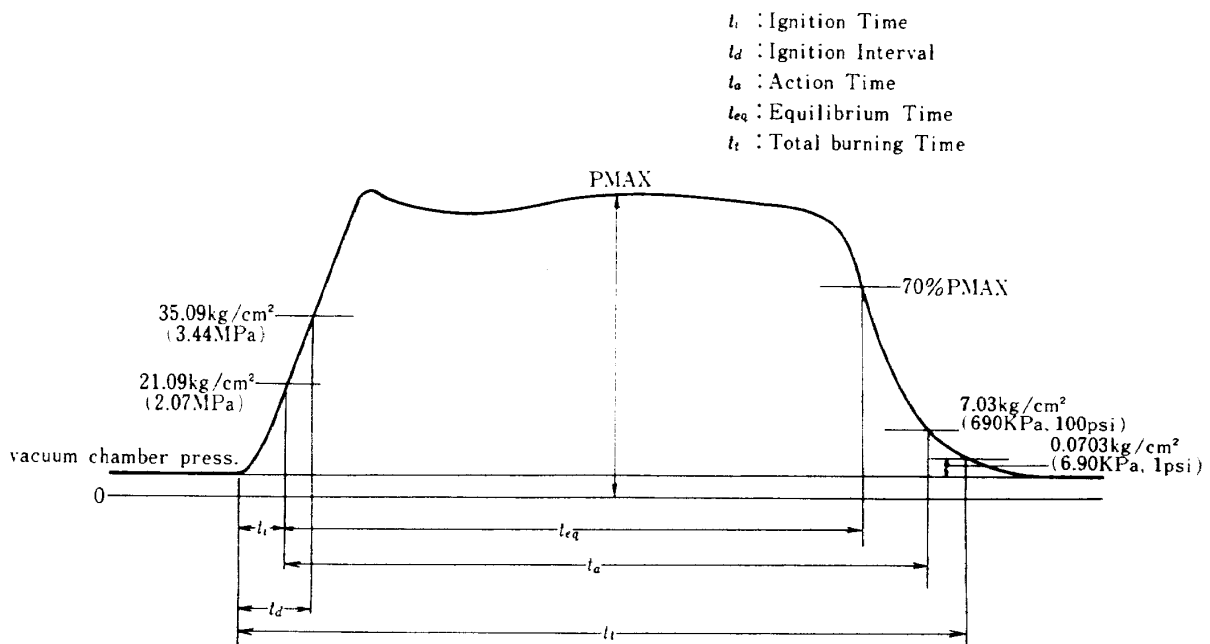


図 2.1 N II ロケット第三段 (TE-M-364-4) のパラメータ定義

究所角田支所の高空性能試験設備 (NAL-HATS) における低圧室圧以下になることはないため、実測値から真空中におけるチヨーク条件下での内圧を算出しなければならない。本研究で用いたクラスのモータでは、少なくとも 51.7 torr (6.90 kPa) まではチヨークしており、51.7 torr 以下で実測値と真空中での値との間に差が出てくる。NAL-HATS を使用して実験するとき、概ね 51.7 torr までは低圧室圧に無関係に内圧を実測できることが二つ目の理由である。

もう一つの理由は、後の章で述べられるように、51.7 torr 付近までプロペラントの燃焼が支配的であり、それ以下ではインシュレータあるいはライナーの熱分解が主になるとみなし得ることである。

以上三つの理由によって 51.7 torr (6.90 kPa) 以下の内圧を残留内圧と呼ぶことにする。従って、ロケットが着火、燃焼した後、内圧で 51.7 torr に達するまでは全燃焼時間となり、残留内圧 (推力) の開始時間は、51.7 torr を切る時間である。

### 2.2 残留推力 (内圧) 測定例

真空中での微小な推力を測ることは難しいので、多くの場合はチャンバ内圧の変化から推力の推定が行われる。ここでチャンバ圧力を  $P_c$  とし、 $C_F$ 、 $A_t$  をそれぞれ推力係数及びスロート面積とすれば、推力 ( $F$ ) は  $F = C_F A_t P_c$  (2.1) で与えられる。推力係数  $C_F$  はノズル出口での圧力  $P_e$  を用いて

$$C_F = \sqrt{\left(\frac{2\gamma^2}{\gamma-1}\right) \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left\{1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right\}}$$

(2.2)

より計算され、 $P_e \rightarrow 0$  の極限では

$$C_F = \sqrt{\left(\frac{2\gamma^2}{\gamma-1}\right) \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

(2.3)

の最大値をとる。従って推力を測る代わりに、残留内圧  $P_c$  を精度よく計測できれば、容易に残留推力を求めることができる。

この目的でロケットモータの残留内圧を測った例を図 2.2 及び 2.3 に示す。これらは航空宇宙技術研究所、角田支所の HATS 設備を使用して行われた NII-3 段モータ (TE-M-364-4) 及び M-3A 改モータ

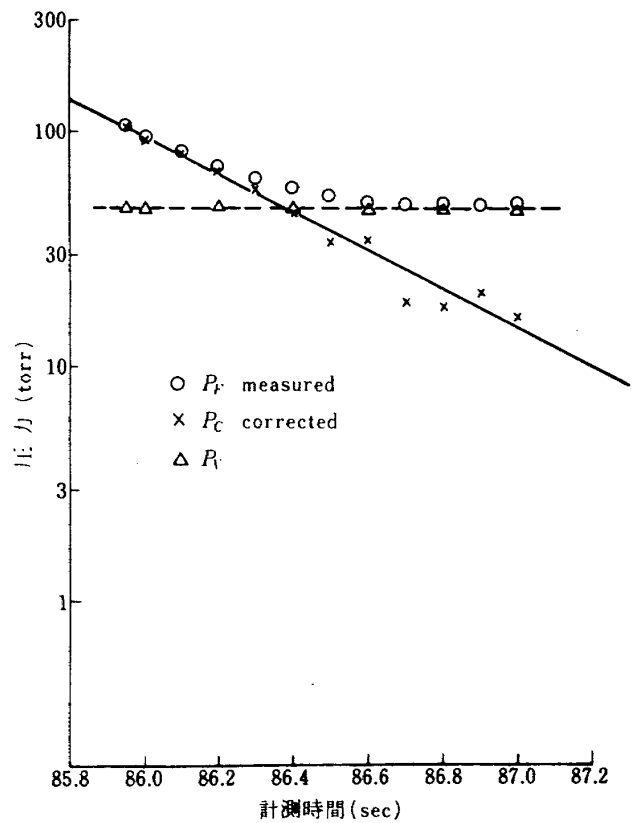


図 2.2 NII 第三段モータの残留内圧

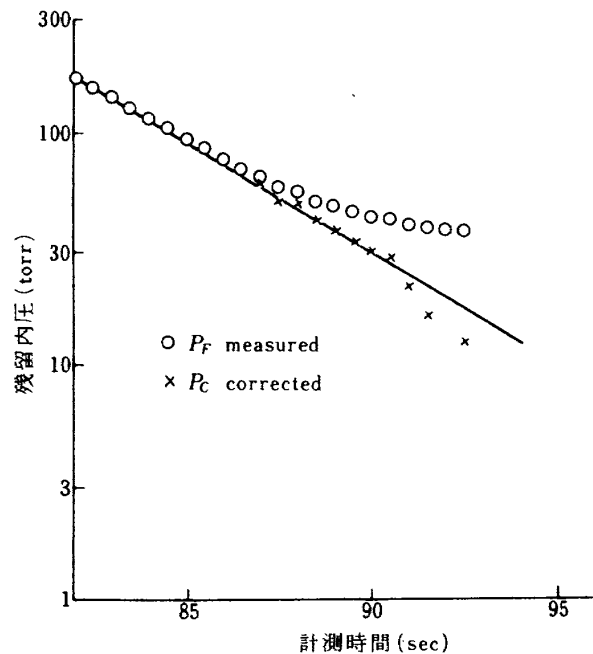


図 2.3 M-3A 改モータの残留内圧

タの実験結果である。これらの残留内圧測定に際しては、今回用いた電気的な方式と異なり、機械的に微小圧力用センサのポートを開く方法が用いられた。

図 2.2 に NII-3 段モータの内圧測定値 ( $P_F$ )、低圧室圧 ( $P_b$ ) 及び後述する補正された内圧値 ( $P_C$ ) を示す。この試験の場合、低圧室圧はディフューザ内

の流れのブレークダウンによって定常値の24torrから47torrに上昇し、問題の残留内圧測定は低圧室圧力47torr付近で行われている。そのためノズル流れにおけるチョーク条件は約70torrでくずれており、真空中での全燃焼時間を定める $P_c = 51.7\text{torr}$ のチャンバ圧は既に非チョーク時のものである。ここではチャンバ内に発生したガスはチャンバ圧と低圧室圧との差圧で決まる流量で流出し、図2.2はチャンバ圧は0.7秒に渡ってゆっくりへ低圧室圧に漸近していくのが見られる。従って低圧室で測られた $P_f$ そのままの値から、真空中での残留内圧を調べることは不可能で、ガス流れの非チョーク時からチョーク時への換算が必要となる(2.3節参照)。

NII-3段モータについてそのように補正した内圧( $P_c$ )の時間変化を片対数グラフ上にプロットして見ると、かなり長時間に渡って、 $P_c - t$ の直線関係が成立し、 $P_c$ は時間と共に指数関数的に減少していることが分かる。そして、その時定数は直線の勾配から、 $t^* = 0.52$ 秒と見積られる。従ってこのNII-3段モータの場合、残留内圧の変化は

$$P_c/P_{c0} = \exp\{- (t - t_0)/t^*\} \quad (2.4)$$

$$t^* = 0.52 \text{ 秒}$$

と簡単に書き表わされる。ここで $P_{c0}$ は基準チャンバ圧力(51.7torr)で、 $t_0$ はチャンバ圧が $P_{c0}$ を切った時間である。

図2.3にM3-A改モータの試験結果を示す。この残留内圧測定時の低圧室圧は約37torrで、基準チャンバ圧51.7torrになる前にチョーク条件はくずれている。そのため測定された全燃焼時間は若干大きめの値となる。チョーク時より補正式を用いて、測定値 $P_f$ と低圧室圧 $P_0$ から算出した $P_c$ が図2.3に示されている。NII-3段モータの時と同様、 $P_c$ は近似的に指数関数減衰として取扱えることが分かる。従ってM3-A改モータの残留内圧の変化はその減衰時定数 $t^* = 4.7$ 秒を用いて

$$P_c/P_{c0} = \exp\{- (t - t_0)/t^*\} \quad (2.5)$$

$$t^* = 4.7 \text{ 秒}$$

が与えられる。但しこのM3-A改の $t^*$ はNII-3段モータの $t^*$ に比べて約一桁大きな値になっていることに注意されたい。

この2つの飛翔型モータの時定数 $t^*$ の違いは極

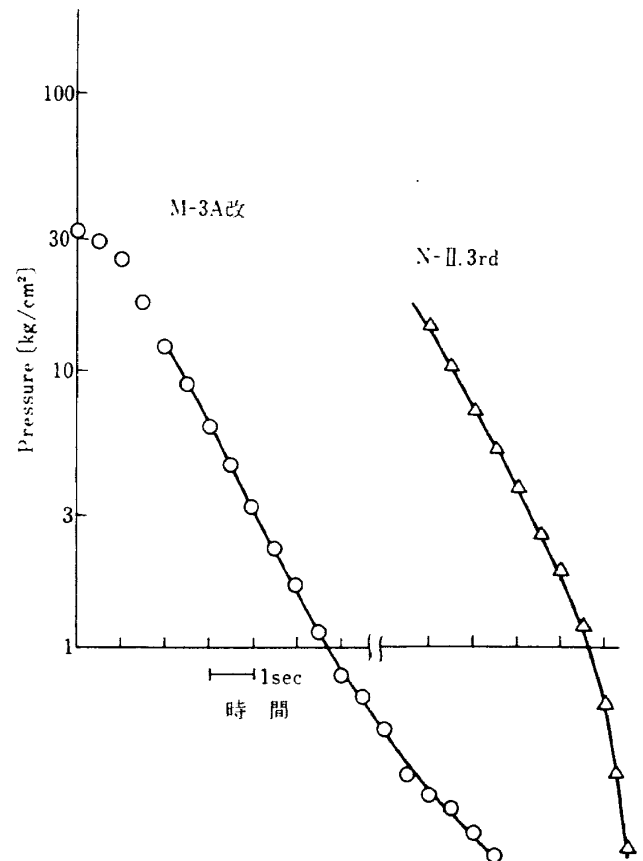


図2.4 スライバ期の圧力変化

端に大きく、単に、M3-A改モータがNII-3段モータより径が大きいために生じたものではない。図2.4に2つのモータのチャンバ圧力の高圧域での変化を示す。2つのモータ間のスライバ期での圧力低下率は、チャンバ圧が $2\text{kg/cm}^2$  ( $0.196\text{MPa}$ )以上の領域ではほとんど差がない。このことは、モータグレインのスライバ部の大きさに関し、2つのモータには根本的な差異がないことを示す。しかし、チャンバ圧が $2\text{kg/cm}^2$ 以下の領域では2つのモータは大きく異なる。NII-3段モータのチャンバ圧が急激に低下するのに対し、M-3A改モータのチャンバ圧は低下率がにぶり、そのまま残留推力の領域に続いて行く。しかしながら、これらの実験に用いられた圧力センサはフルレンジが $3.5\text{kg/cm}^2$  ( $0.343\text{MPa}$ )のものであることを考えると、これらの実験結果をもとにして残留推力領域でのより詳細な議論には限界があるだろう。

### 2.3 真空中内圧への換算

固体ロケットモータの全燃焼時間は、チャンバ圧

が環境圧より 51.7 torr だけ高い圧力に達した時間を用いて定義されることが多い。従って、残留推力を考慮するには真空中での全燃焼時間を与えるチャンバ圧、即ち 51.7 torr (6.90 kPa) を基点とすることは妥当であろう。

さて 51.7 torr の圧力は、HI-3 段級のモータで約 20 kgf (196 N) の推力を生む。問題は、圧力が 51.7 torr を切った時から測って、衛星切離し時までその推力がどのように変化し、切離し時での残留推力がどの位になるかである。低圧環境下での残留推力、より正確に言えば残留圧力測定のために、高空間性能模擬 (HATS) 試験が企画される。しかし、ここで測定上の問題がある。HATS 試験での低圧室圧力 ( $P_v$ ) は実験条件により異なるが、約 25~40 torr (残留圧力測定時) である。従って、チャンバ圧 51.7 torr では辛うじてノズル流れのチョーク条件を満足する可能性はあるものの、目的とする残留圧力発生全域に渡ってチョーク条件からはずれることである。そこでチョーク条件を満足しない HATS でのチャンバ圧 ( $P_c$ ) と低圧室圧 ( $P_v$ ) の測定結果より、チョーク条件下 (真空中) でのチャンバ圧 ( $P_c$ ) を推定するために、次に述べる補正を行った。

モータチャンバ内にガス発生がある限り、ノズル部でのチョークの有無にかかわらず、チャンバ圧は上昇する。ただ非チョーク時にはチャンバ圧は外部圧、ここでは低圧室圧  $P_v$  に左右される。一般にノズルを流れるガス質量流束  $\dot{M}$  は次のように書くことができる<sup>(7)</sup>

$$\dot{M} = \rho u A = \rho^* a^* A^* \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \rho_c a_c A^* \quad (2.6)$$

ここで(\*)は仮想的な音速条件を表わし、もし実際のノズルで音速条件が満足されるならば、仮想スロート面積  $A^*$  は実際のノズルスロート面積  $A_t$  と一致する。

$$A^* = A_t \quad (2.7)$$

一般的に、(2.6) 式をチャンバ内条件を用いて書き直すと、

$$\dot{M} = \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{\gamma}{a_c} F(P_F/P_v) \cdot A_t \cdot P_v \quad (2.8)$$

ここで関数  $F(P_F/P_v)$  は

$$F = (A^*/A_t) \cdot P_F/P_v \quad (2.9)$$

で定義されている。これらの式はチョーク及び非チョーク時のノズルを通してのガス質量流束を表わしており、導式に用いた仮定は一次元化学凍結等エントロピ流れの仮定とチャンバ圧力に関する準定常近似<sup>(5)</sup>のみである。

さてチョーク条件下で同じノズルを用い、同じ質量排出速度を与えるチャンバ圧力を補正チャンバ圧  $P_c$  としよう。

$$\dot{M} = \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{\gamma}{a_c} A_t P_c \quad (2.10)$$

従って、HATS 試験での  $P_F$  及び  $P_v$  を用いて、真空環境下でのチャンバ圧  $P_c$  を見積れば、以下のようになる。

$$P_c = F(P_F/P_v) \cdot P_v \quad (2.11)$$

関数  $F$  は、非チョーク時にはスロートで流れが剝離し、圧力が外部圧  $P_v$  と一致して流れると考えて、仮想スロート面積比 ( $A^*/A_t$ ) より

$$F = \frac{\left[ 1 - \left( \frac{P_F}{P_v} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \right]^{1/2} (P_F/P_v)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{\left( \frac{\gamma-1}{2} \right)^{1/2} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (2.12)$$

で与えられ、チャンバ圧  $P_F$  と低圧室圧  $P_v$  との差圧  $(P_F - P_v)/P_F$  の関数として図 2.5 に示されている。NII-3 段モータ及び M-3A 改モータの実験結果における  $P_c$  (図 2.2, 図 2.3) は、このようにして補正された圧力である。

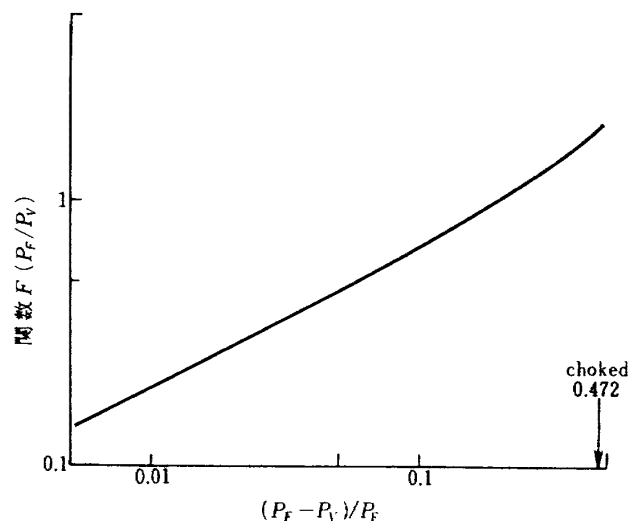


図 2.5 関数  $F$  の値

### 3. 残留内圧測定実験

ここでは残留推力測定用 150mm 径円筒型モータと 380mm 径球型 SGDM (Small Grain Design Motor) の燃焼実験について述べる。各実験の内容を表 3.1 にまとめてある。

#### 3.1 150mm モータ (図 3.1) 及び実験方法

このシリーズは残留推力の発生機構を実験的に検証し、更に後に続く SGDM の残留内圧 ( $P_f$ ) 測定装置の作動確認を行なう目的で行われた。 $P_f$  測定装置の詳細及び作動に関する問題点については文献[6]を参照されたい。ここでは、残留推力発生之最も可

能性ある熱源と考えられたノズルの影響を調べるために、5 種類のノズル長 (35, 55, 90, 120, 150mm) のサブマージ型グラファイトノズルが用いられた。図 3.1 には標準長 (55mm) のノズルが取付いた状態、図 3.2 には 150mm 長ノズルの形、図 3.3 にはその取付状態を示す。

実験 No.7~10 では、インシュレータが予め熱せられている場合、その分解が容易に起きることも考え合わせ、長さが半分の推進薬グレインを製作し、そのグレインを同じ長さのインシュレータの前後に置いて、残留推力測定が試みられた。このインシュレータ重量の変化は 3.6 節で述べる。

残留推力は約  $10^{-3} \text{g/cm}^2 \cdot \text{sec}$  程度の微少なガス

表 3.1 実験内容

実験番号	実験日付*	モータ径・グレイン	ノズルスロット直径 (mm)	ノズル長さ (mm)	実験条件 (センサフルレンジ)
1	2月8日	150mm 円筒	29.0	55	大気圧ノズル閉 ( $10\text{kg/cm}^2 = 0.981\text{MPa}$ )
2	"	"	22.0	"	"
3	2月9日	"	24.2	"	" (25psi = 3.34kPa)
4	"	"	"	"	"
5	"	150mm 8 光芒	28.1	55	"
6	"	"	"	35	"
7	2月10日	円筒 - 半割	18.7	55	$P_f$ 装置作動チェック
8	"	"	"	"	"
9	"	"	"	"	"
10	"	"	"	"	"
11	2月22日	150mm 8 光芒	28.1	150	大気圧ノズル閉 (25psi = 3.34kPa)
12	2月23日	150mm 円筒	"	35	" ( $10\text{kg/cm}^2 = 0.98\text{MPa}$ )
13	"	"	24.2	120	"
14	"	"	"	90	"
15	3月2日	150φ 8 光芒	31.0	55	HATS (2.5psi = 0.334kPa) PF2 破損
16	3月4日	"	29.0	"	" 不着火
17	3月8日	"	28.1	150	" 不着火
18	"	"	"	"	圧力配管閉塞
19	3月9日	"	"	55	HATS (2.5psi = 0.334kPa)
20	"	"	"	120	" "
21	3月10日	"	"	35	" "
22	3月11日	"	"	150	" "
23	"	"	26.0	55	" "
24	3月23日	SGDM - A	39.0	—	HATS, Spin 120rpm (5psi = 0.668kPa)
25	3月25日	SGDM - B	43.0	—	" " 30rpm (5psi = 0.668kPa)

\* いずれも昭和 58 年

発生によって生じるもので、大気圧下では残留圧力としてでもその検出は難しい。そこで実験 No. 1～14 では、燃焼終了後、ノズル部を閉じて（図 3.4）チャンバ内ガス温度と圧力の変化を測定した。用いたセンサはフルレンジが  $10\text{kg/cm}^2$  ( $0.981\text{MPa}$ ) と  $25\text{psi}$  ( $3.34\text{kPa}$ ) のもので、チャンバ内の微小なガス重量変化をガス温度と圧力から推定することが試みられた。

その実験では、燃焼終了約 9 秒後、待機していた実験者によってノズルは閉塞板で閉じられる。その閉塞板の中央には線径  $75\sim 100\mu\text{m}$  のアルメルークロメル熱電対が、約  $200\text{mm}$  のステンレス製支持棒の先端に付けられており、チャンバの奥深く挿入される。このガス温度測定に際し、熱電対あるいは支持棒を通しての熱損失は無視できる。

150mm 径モータ HATS での実験に先立って、試

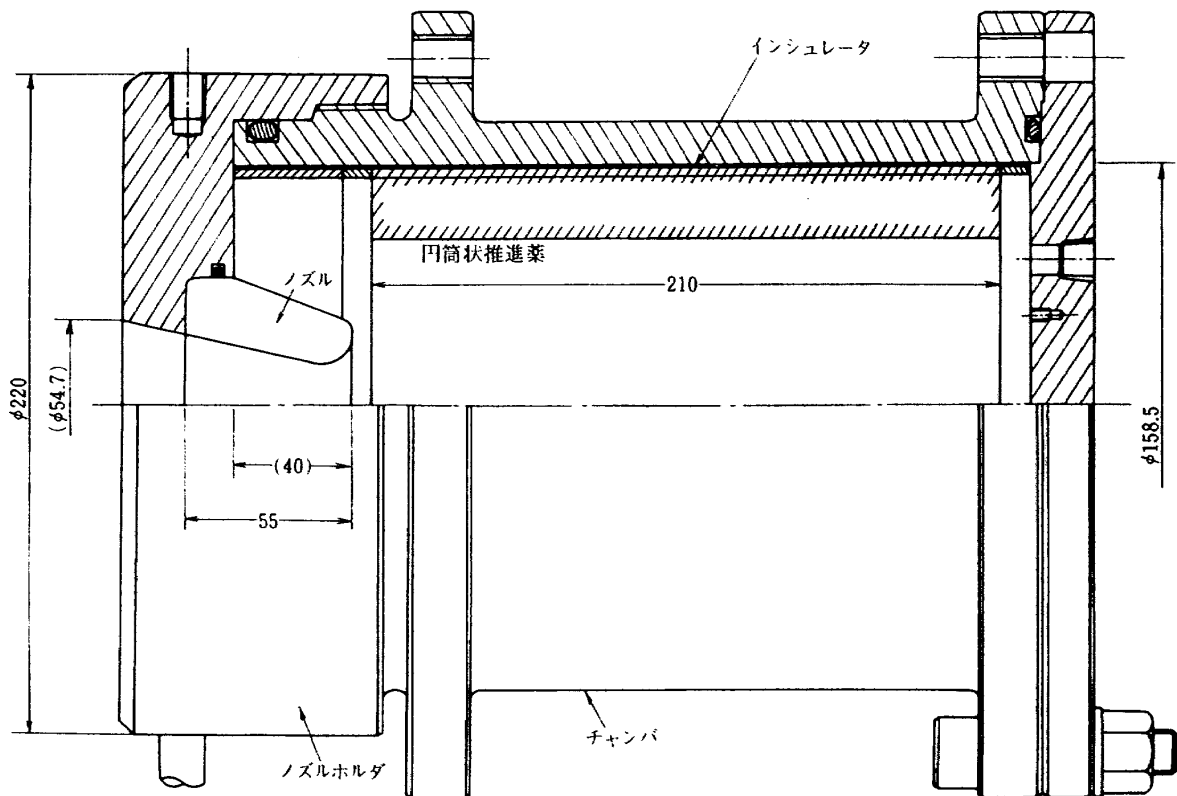


図 3.1 150mm 径ロケットモータ

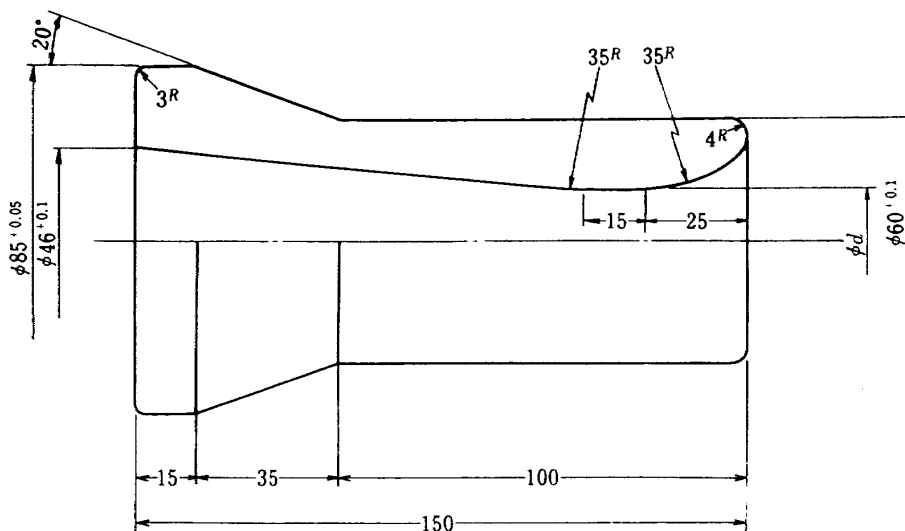


図 3.2 150mm 長ノズル



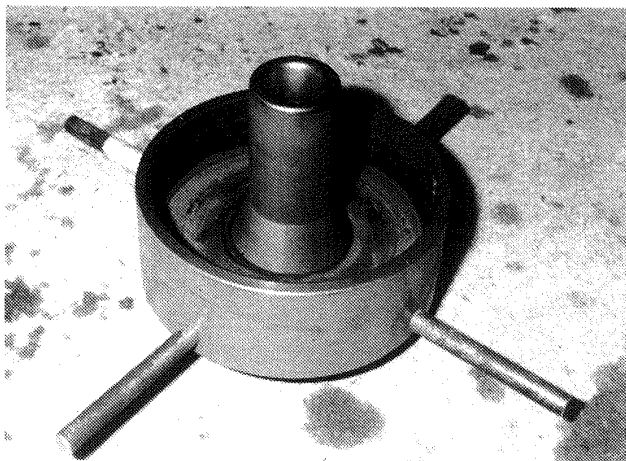


図 3.3 150mm長ノズルの取付状態

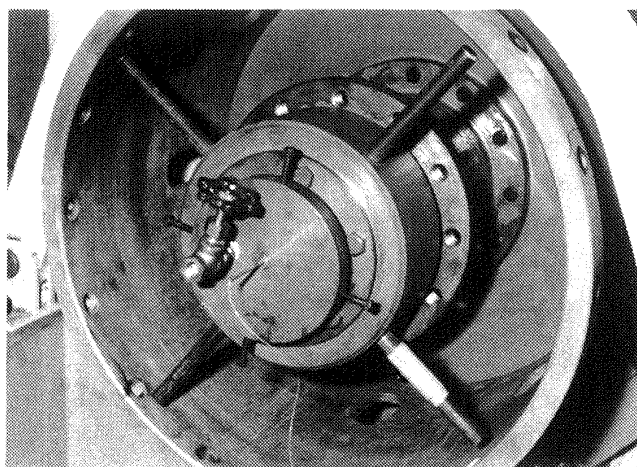


図 3.4 ノズル閉塞状態

作された  $P_F$  測定装置の作動試験を行った(実験No. 7~10)。その結果、 $P_F$  測定装置内のフィルタのメッシュが細か過ぎることが発見されたので、急拠、フィルタが交換され、HATS実験に供された。

実験No.15~23は、実際のHI-3段モータのグレイン形状に近い、8光芒グレインを用い、低圧環境下での残留内圧を  $P_F$  測定装置を用いて測定するものである。実験では、ノズル長さを変化させ、ノズルの熱容量が残留推力にどのように作用するかが調べられた。それらの実験において、簡易型イグナイタ内部でスクイブからその回りの黑色火薬への伝火に問題が発見された。この原因によるモータの不着火が2回、また、試作した  $P_F$  測定装置の作動に関するいくつかの不具合が発生したが、逐次改善し、実験を進めた。

### 3.2 SGDM及び実験方法

この2つのモータはノズル部とC/C製ノズルスカート部はほぼ共通であるが、点火方式が異なっている。SGDM-AはHI-3段モータの予想グレインと相似なグレイン形状を有し、従って前方にイグナイタを持つ前方点火型モータである(図3.5, 図3.6)。

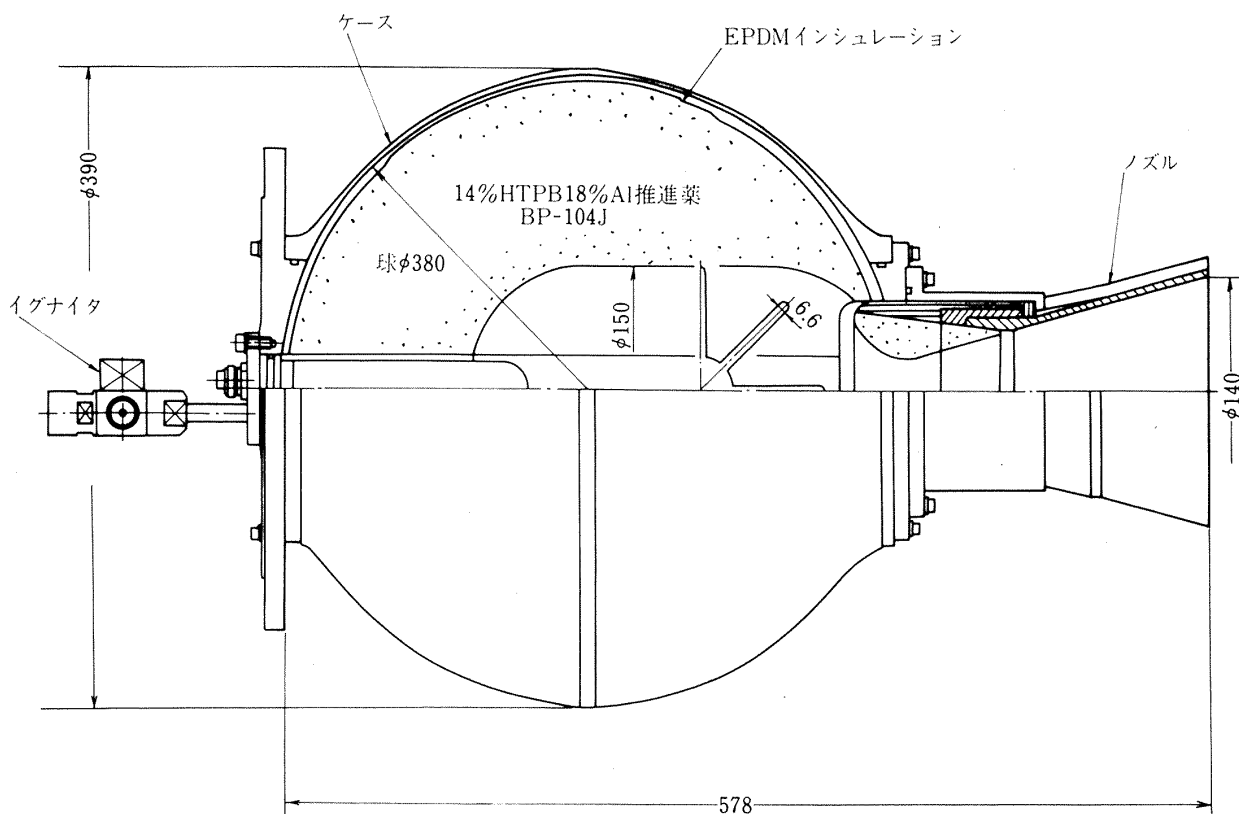


図 3.5 残留推力測定用モータ全体図 (SGDM-A)

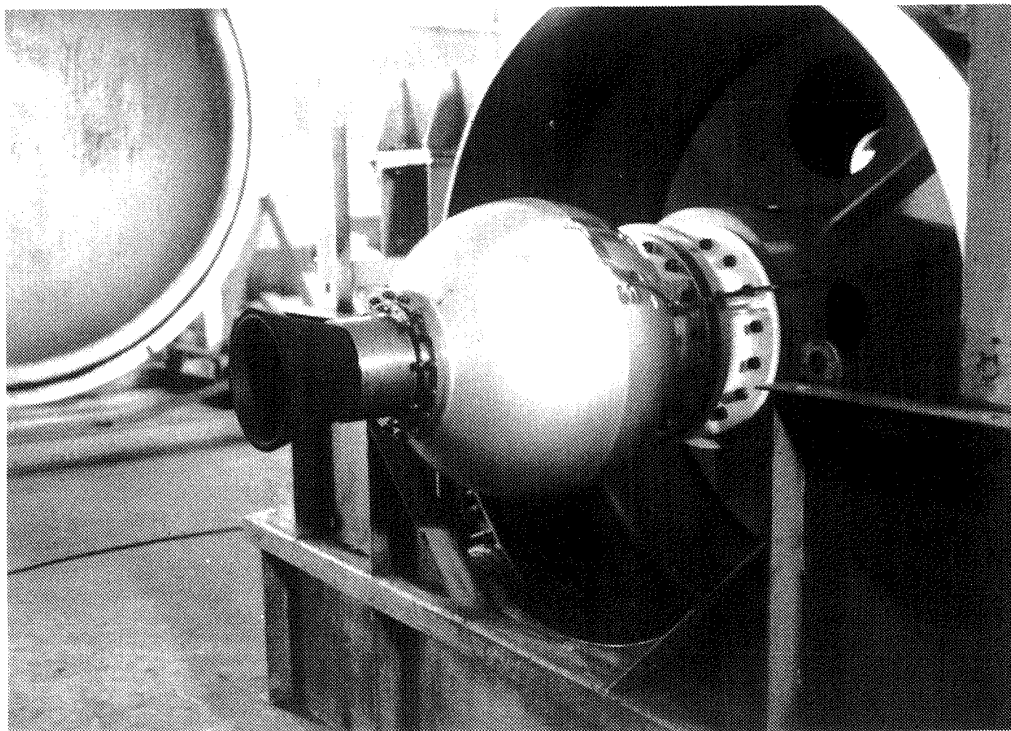


図 3.6 SGDM (A) の取付状態

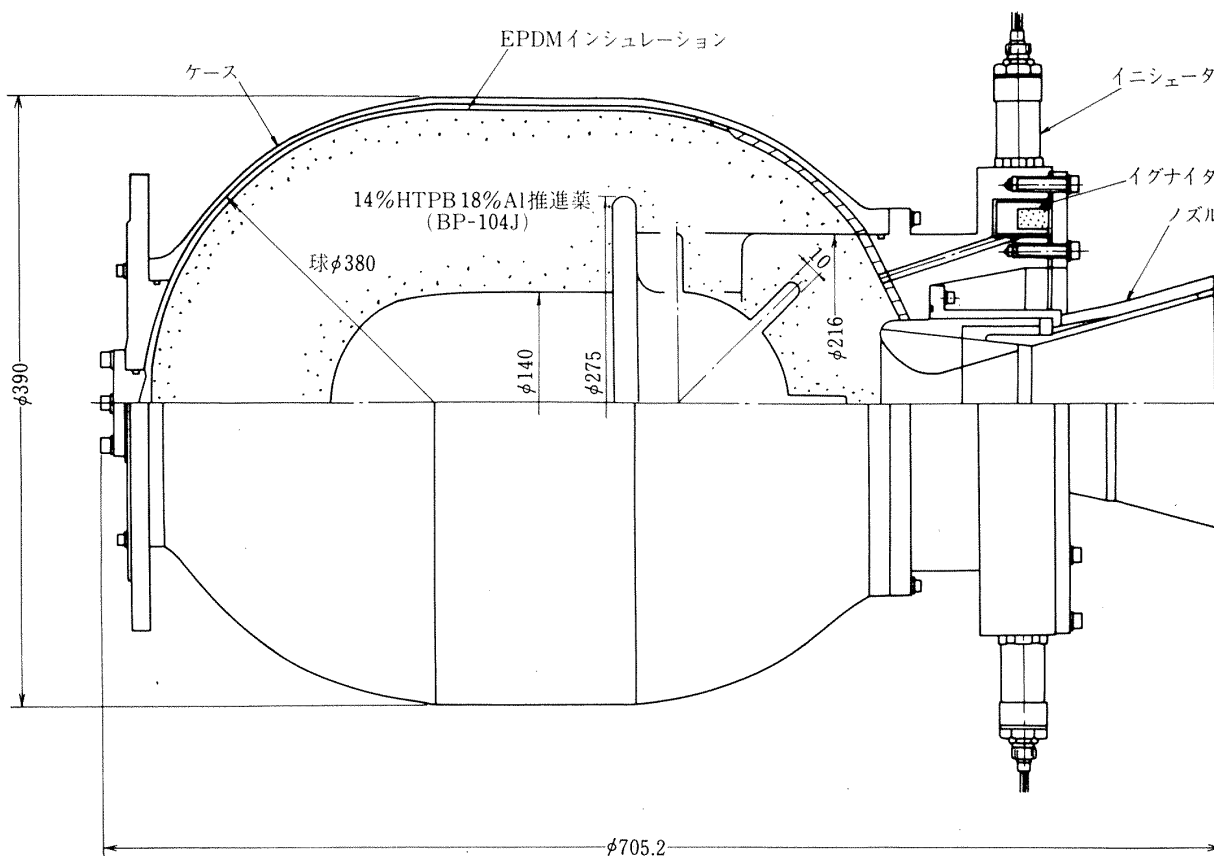


図 3.7 残留推力測定用モータ (SGDM-B)



図 3.8 SGDM(B)の全体写真

一方、SGDM-Bはノズル周辺部に環状のイグナイタを配置した後方点火型モータで、グレインはスロットと8光芒部からなっている(図3.7, 図3.8)。

SGDM-Aは120 rpmのspin下で、またSGDM-Bは30 rpmのspin下で燃焼実験を行った。モータ作動中の低圧室圧は約4 torr, スライバ期に入った直後にディフューザ内流れのブレークダウンが生じ、低圧室圧は25 torr付近まで上昇する。残留推力測定時は、その25 torrから補助的に運転している180 m<sup>3</sup>/Hrの真空ポンプにより、低圧室圧は徐々に低下する。実験の代表的なシーケンス図を図3.9に示す。

SGDMの実験に際しては、燃焼、計測共、問題は発見されなかった。

### 3.3 150mm径モータ大気圧実験結果

150mm径モータの燃焼時間は約2.5秒である(図3.10)。そのためグラファイトノズルはその表面近傍のみ加熱される。目視による観察でも、ノズルの赤熱部はスロート近くに限定されており、更に、実

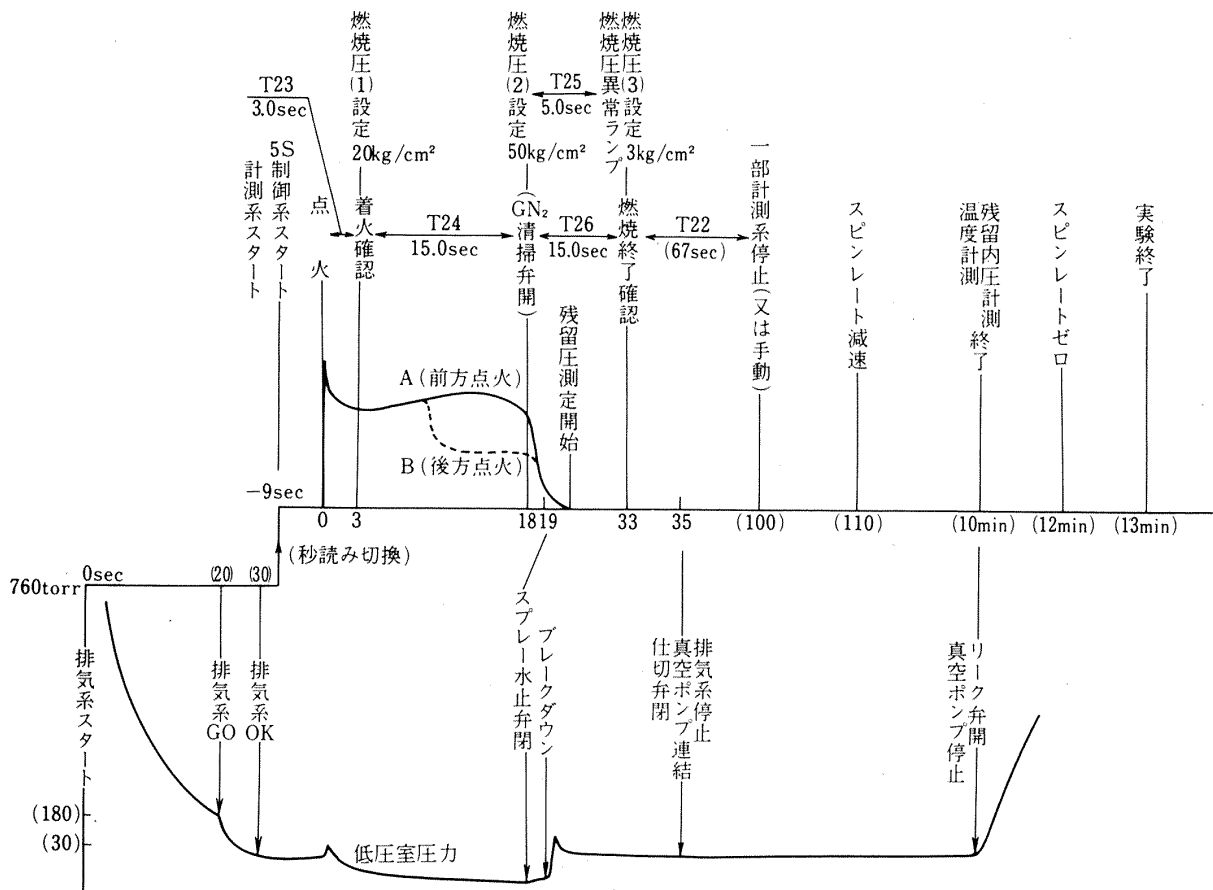


図 3.9 残留圧測定用 380φ ロケット実験シーケンス概要

際の飛翔型モータに比べて、チャンバへの熱損失も大きいことが予想される。これら理由から150mm径モータにおいて残留推力が観測されたのは8光芒のグレインで、かつ最長のノズル(150mm)を用いた実験(No.11)のみであった。

図3.11に大気圧下で燃焼終了後、9秒後にノズルを閉じた時のチャンバ圧変化を示す(実験No.11)。時間と共にチャンバ圧力は上昇し、フルレンジが25psi(3.34kPa)のセンサの保護用機械的ロックの作動設定圧25psiを越えていることが分かる。この実験No.11以外の大気圧下の実験においては、チャンバへの熱損失が大きいために、ガス温度が急速に低下し、チャンバ圧は大気圧が負圧になるのが常であった。この実験No.11の圧力上昇は、残留推力の発生を示すものである。

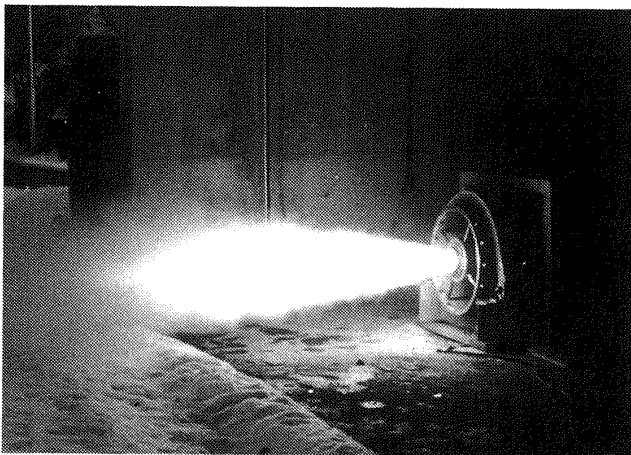


図3.10 150mm径ロケット燃焼実験

この実験から、8光芒-150mmノズルモータ内で、約40秒に渡り、分解ガスが発生し、その圧力変化から、総量で約20g(ガス分子量を114g/moleと仮定、付録参照)のインシュレータが分解したと考えられる。実験後のインシュレータ表面はピロード状のすすでおおわれており、これ以外の実験で見られたインシュレータ表面とは明らかに異なる様相を示していた。

### 3.4 150mm径モータHATS実験結果

150mm径モータのHATS実験スタンドを図3.12に、実験結果を図3.13に示す。図3.13の結果は第2章で説明したようにチャンバ圧力が絶対圧51.7torrになる点を時間ゼロとして、換算したチャンバ圧を表わしている。

4つの実験結果はグレイン形状が同一であるためにスライバ部分は同じであるが、ノズル長が150mmのもののみ、 $P_c = 30$ torr付近以下で他の結果と異なっている。より詳しく言えば、4つのモータのチャンバ圧は $P_c = 51.7$ torrまでは減衰時定数1.1~1.3秒の速い速度で減衰するが、150mm長ノズルを有するモータの場合、30torr付近で時定数が2.2秒、また10torr付近では4秒となり、圧力の減衰速度は低下している。このことは大気圧下の実験結果と一致しており、150mm径8光芒モータではノズル長が150mm以上になれば、急速に残留推力が生じることを示唆している。

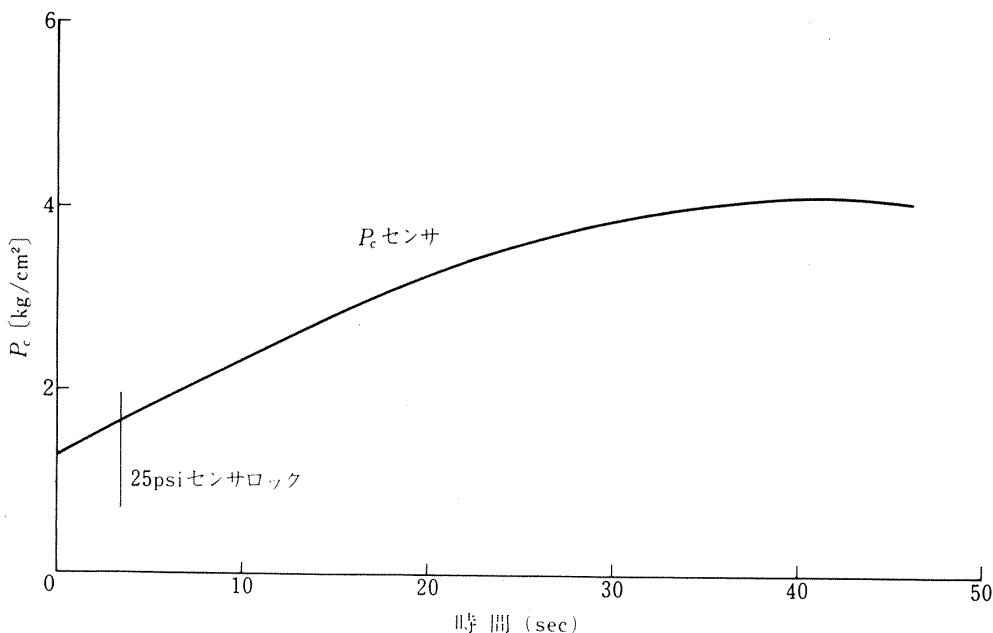


図3.11 ノズル閉塞後の内圧上昇(実験No.11)

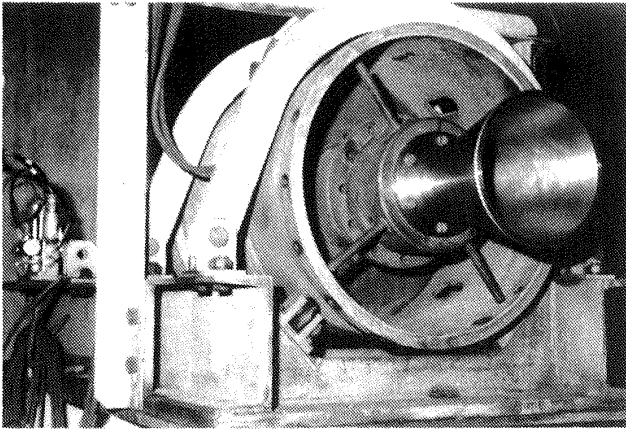


図 3.12 150mm 径ロケットのHATS実験  
(左奥に残留内圧測定装置がみえる)

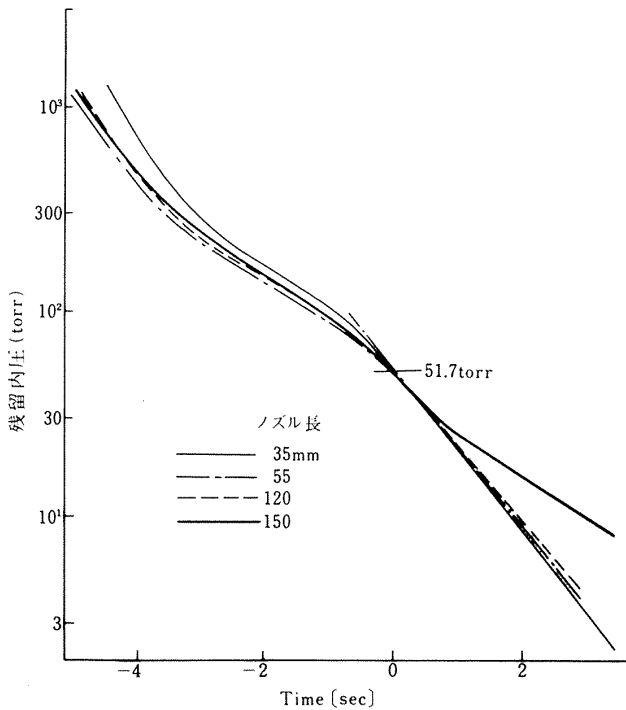


図 3.13 150mm 径モータの実験結果

しかし、その場合でも減衰時定数はかなり小さく、51.7 torr から 1 torr までチャンバ圧力が減衰するのに要する時間は約 10 秒と見積られる。もし、HI-3 段モータにおいてもこの程度の減衰速度が仮定できれば、衛星の切離し時の残留推力は問題とならない。次に、その H-1.3 段モータの約 1/3 の大きさを有する SGDM の HATS 実験の結果を調べて見よう。なお、インシュレータ焼損分解量については 3.6 節に示されている。

### 3.5 SGDM の HATS 実験結果

2 つの SGDM の圧力-時間変化を図 3.14 に示す。

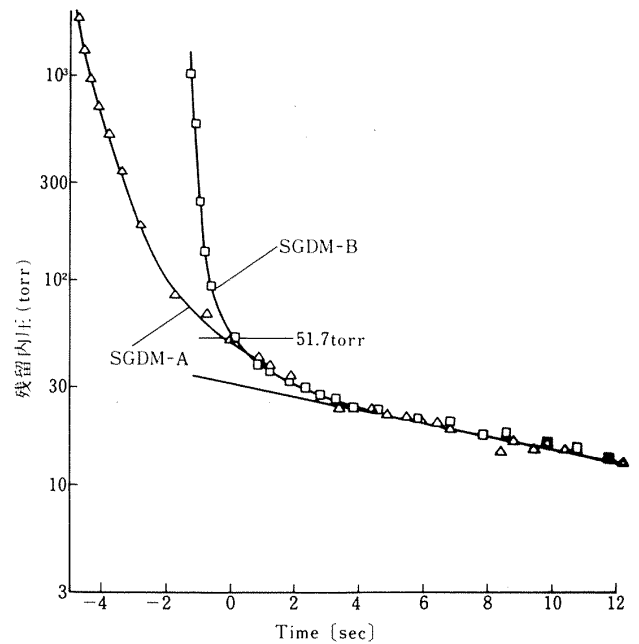


図 3.14 380mm 径 SGDM モータの残留内圧

圧力が  $2\text{kg/cm}^2 \sim 100\text{torr}$  ( $0.196\text{MPa} \sim 13.3\text{kPa}$ ) の領域も調べるために、 $P_c = 51.7\text{torr}$  を基点として 17 秒間についてプロットしてある。モータ A と B のグレイン形状が大きく異なるため、2 つのモータのスライバ部の圧力減衰速度に大きな差が生じている。後方点火型の B モータでは圧力が  $2 \times 10^3\text{ torr/sec}$  で急速に下降したため  $P_c$  測定装置の高圧側センサ (フルレンジ 25psi) の弁作動に遅れが生じた。もっとも 2.2 節で述べたように、モータとしてはスライバ期が極力短く、圧力が急速に減衰するものが望ましい。

このグレイン形状により決定される圧力変化は 30 ~ 40 torr まで続き、以後のチャンバ圧の変化については、この 2 つの SGDM はほぼ同じ傾向を示している。このことは 30 torr 以下になれば、ほぼグレイン形状、推進薬に依存しない機構によって残留推力が発生することを示している。特に、15 torr 以下になれば、グレイン形状の差異は消滅し、その圧力減衰は対数グラフ上で直線で近似できる。

この実験結果は 150mm 径モータの実験結果と比較されよう。すなわち、グレイン形状が同じ 150mm 径モータでは図 3.13 で示すように、30 ~ 50 torr 以上の圧力範囲では圧力履歴はほぼ同じ傾向をとるが、大きな熱容量を持つノズル (150mm) を使用した実験のみ、20 ~ 30 torr 以下の圧力領域で他の結果と

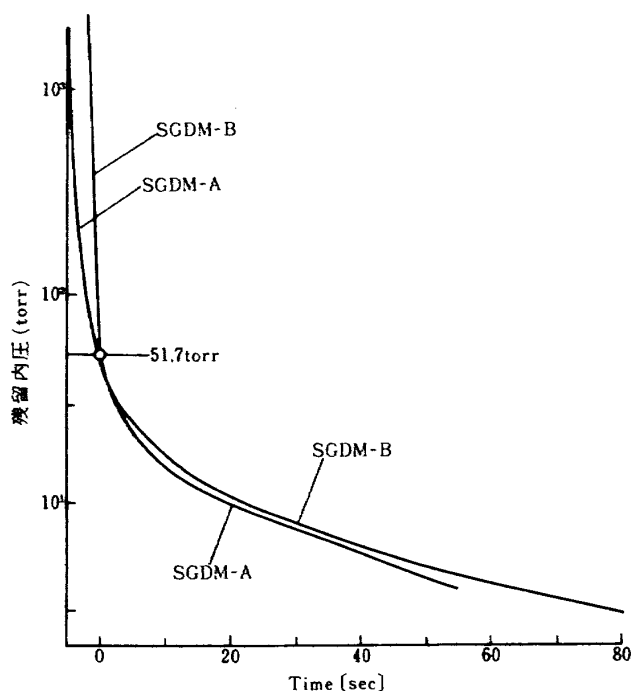


図 3.15 380φ SGDM 残留圧力

違ってくる。これらの実験事実（150mm 径モータ大気圧実験も含めて）、及び残留推力の熱源に関する検討より、150mm 径 8 光芒 - 150mm ノズルモータと 2 つの SGDM において、モータチャンバ圧が 30 torr 以下の領域でノズルからの放射熱を熱源とする残留推力が発生していると結論される。

この残留推力あるいは圧力の減衰速度は、モータにより、また圧力領域により変化する（図 3.15）。各モータについての圧力減衰速度を時定数として、表 3.2 に表示する。もしチャンバ圧 51.7 torr を基点とすれば、任意の時刻のチャンバ圧力、推力は表 3.2 より計算されよう。問題は、1300mm 級の HI-3 段モータの残留推力を求める際にも、この 150φ あるいは 380φ SGDM の時定数をそのまま用いることが可能かという点である。この時定数の寸法効果を検討するためには、各圧力範囲において、如何なる現象がチャンバ内で起きているかを調べ、モデル化する必要がある（第 4 章）。

### 3.6 インシュレータ焼損分解量

150mm 径ロケットについて、インシュレータ重量の燃焼前後の差を調べた。ノズル熱放射によってインシュレータが熱分解するとすれば、ノズルの大きさによって差が出ると考えられたからである。結果的には、燃焼時間が十分でなかったためノズルの

表 3.2 圧力減衰の時定数

圧力 (torr)	150mm 径 - 8 光芒		380mm 径球型	
	ノズル長 < 150mm	ノズル長 150mm	SGDM - A	SGDM - B
140 ~ 51.7	1.3 秒	1.3	1.8	0.6
51.7 ~ 30	1.1 秒	1.3	6.0	6.0
30 ~ 15	1.1 秒	2.2	8.0	8.0
15 ~	1.1 秒	4.0	26	26

但し、140 torr = 18.7 kPa  
 51.7 torr = 6.90 kPa  
 30 torr = 4.0 kPa  
 15 torr = 2.0 kPa

中に温度分布があったようで、期待した程の結果とはならなかった。燃焼前の重量には、インシュレータとプロペラントの接着剤重量（約 10g）も含めた。また、燃焼後には炭化したものなどカサカサした物質が残っていたが、全部取除いて重量を測定した。なお、ロケット内面金具部は全部インシュレータで覆って通常のもータの燃焼末期を想定した。

インシュレータの焼損量をノズル長に対してプロットしたのが図 3.16 である。ノズル長が長ければノズルからの熱放射が大きく、従って焼損量（分解量）も多いと思われたが、バラツキが大きいため明確な傾向は出なかった。一つに、燃焼時間が短かすぎ、ノズルが十分に加熱されなかったことがある。特に、燃焼時間が短い円筒状のものはほとんどノズル長の影響があらわれなかった。8 光芒の方は若干ノズル長の影響らしきものが出ている。図 3.16 の ( ) 印の焼損状態のひどいものは、プロペラントとインシュレータの間を樹脂で補修した場所が多い場合に相当し、その部分が燃焼ガスに早くから晒されて焼損量が多くなったとも考えられる。ノズル長が 35mm の短い場合にも焼損量が多かった理由は理解し難い。次に述べる対流の影響があることも一因していよう。

200mm 長のロケットのうち、ノズル半分は円筒状のインシュレータ（100mm 長）だけをおき、ロケット前方半分にプロペラント（100mm 長）を置いたもの、及びその逆の場合の 2 つを比較した。ノズル



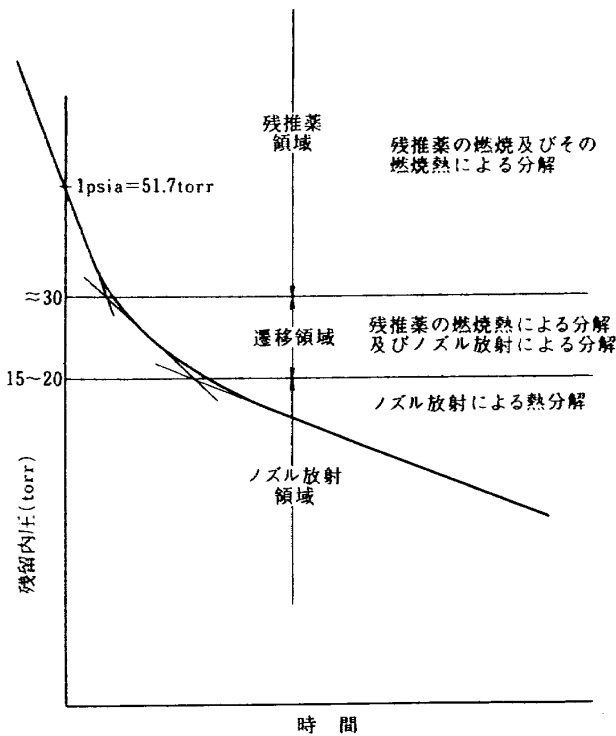


図 4.1 残留内圧発生の説明図

発生源となるインシュレータの熱分解ガスの量が、ノズル熱放射によって複雑な変化をすれば、単にノズル放射の寸法効果だけで残留内圧を推定できないので、計算によってこのことを調べてみた。結果は、次に示すように、放射減衰の時定数が変化すると比例的に分解量の減衰時間も変化し、ノズル放射の減衰割合（または時定数）だけでロケットの寸法効果を決めて良いことが分かる。すなわち、インシュレータの分解量の減衰時定数は、ノズルの  $W_N/A_N$  の値に比例する。

インシュレータに使用された材料はエチレンプロピレンジエンモノマ (EPDM) で、熱分解の計算にはこの材料の物性値を知る必要がある。示差熱分析等の熱分析装置を用いて求めた物理化学定数を付録に示す。求められた物性値を用い、文献 [5] の解析に基づいて EPDM の熱分解量を算出し、図 4.2 に示す。減衰率 ( $\omega$ ) によってほぼ相似な変化をしており、数秒で初めの分解量の 10 分の 1 に減少する。この結果に基づいて、ノズル熱放射減衰時定数によって分解量減衰時間を求めたのが図 4.3 である。ほとんど比例関係にあるとみて良く、ロケットの大きさあるいは小規模の構造上の違いはノズル熱放射量の値、減衰率から推定して良いことがわかる。

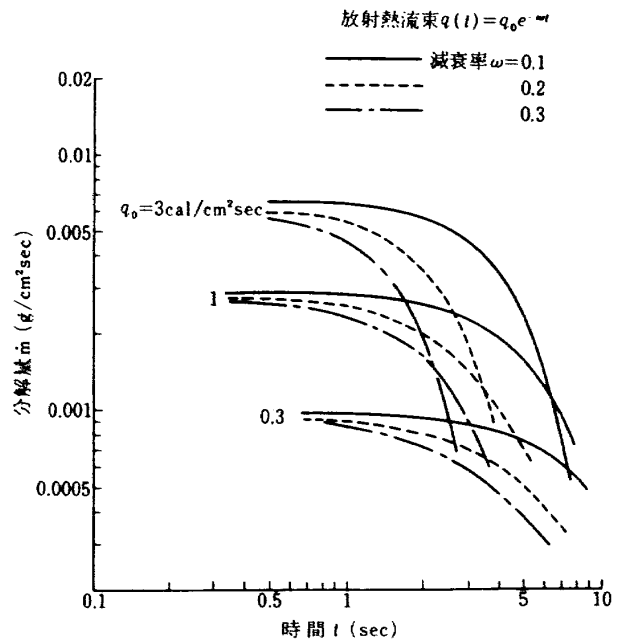


図 4.2 EPDM の熱分解量の時間変化

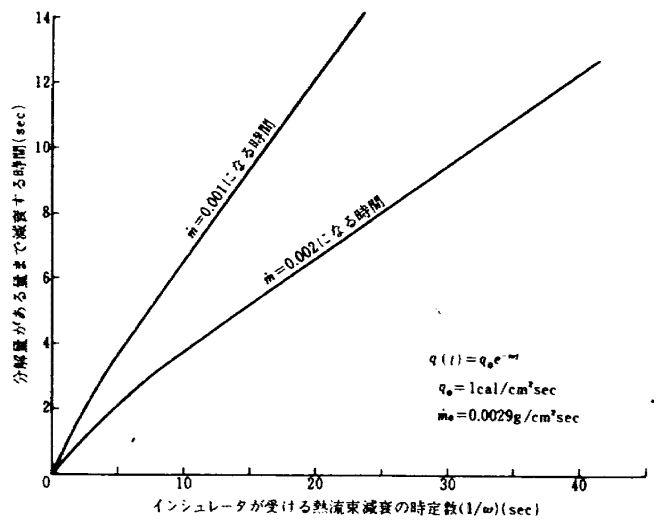


図 4.3 熱放射減衰による分解量減衰の傾向

### 5. H-1 ロケット 第三段モータの予測

ここでは、これから作られる H-1 ロケット 第三段モータの残留推力を予め求める。先に述べてきたように、51.7 torr (6.90kPa) 以下を残留内圧としており、まず、この残留内圧領域について予測する。しかし、実際のモータでは着火してから何秒後にどうなっているかを知る必要があるため、51.7 torr に至るまでの燃焼時間が重要になる。そこで本章後半で着火後の時間で考えることにし、とりあえず 51.7 torr を時間的基点とする。

前章で述べたように、寸法効果はインシュレータ



の熱源であるノズルの重量 ( $W_N$ )/表面積 ( $A_N$ ) で決定できる。150mm 径モータのノズル長 150mm のものは十分に熱源としてノズル放射に影響していると思われるため、380mm 径球形モータと共に  $W_N/A_N$  の値をプロットしたのが図 5.1 である。放射による熱損失時定数は  $W_N/A_N$  に比例するため横軸は比例的に動き得る。縦軸は実験的に得られた圧力減衰の時定数である。380mm 径モータは、チャンバ内に露出しているノズル表面積が小さいため、時定数は大きめであるが、H-1 ロケット第三段モータは表面積が大きく時定数はほぼ 380mm 径モータ並みになっている。こうして第三段モータの時定数をより正

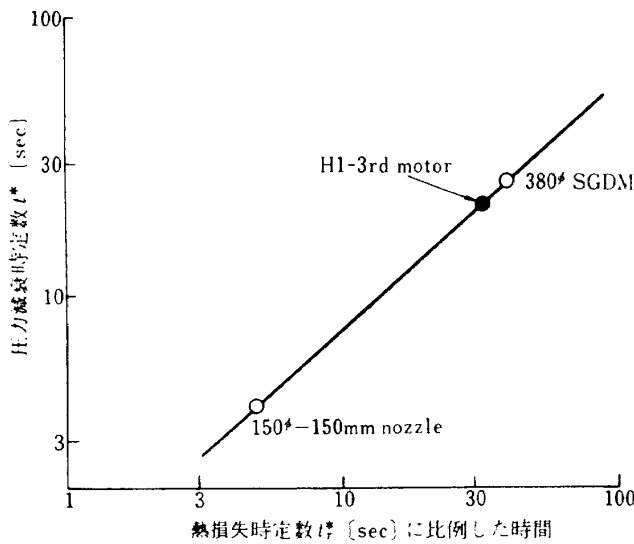


図 5.1 ノズルの大きさを考慮した時定数  $t^*$

確に求めることはできるが、380mm 径モータと同じ時定数を用いることは安全側であるので、同じにとることにした。しかしこの時定数をもった減衰がどの時点から始まるのか、その捕え方で多少のバラツキがあるので、その開始残留内圧を 15~20 torr で変化させることにした。

これをグラフにしたのが図 5.2 である。51.7 torr から 15~20 torr までの内圧の変化については、図 5.2 に示されるように 380mm 径モータ (A) と同じとした。その理由は 380mm 径モータ (A) は、H-1、第三段モータと相似のプロペラント形状であること、NII 第三段や、M-3A 改などより時定数が大きく安全側であることの二点からである。従って、図 5.2 は比較的安全側をとって決められた残留内圧である。なお、推力は推力係数を 1.85 として求めた。

図 5.2 は 51.7 torr を時間ゼロと決めて整理してあるが、実際には着火後何秒後にこのような残留内圧 (推力) になるかわからなければ利用者には使いにくい。これから製作される第三段モータの全燃焼時間 (図 2.1) を算出するのは簡単ではないが、作動時間 (図 2.1) を求めることはプロペラント燃焼速度のバラツキが少なければやさしい。現在のところ (昭和 58 年 3 月)、燃焼速度は 6.95 mm/sec (50 kg/cm<sup>2</sup> = 4.91 MPa, 20°C) で、作動時間は 62 sec であるが、燃焼速度のバラツキは ±0.3 mm/sec まで許

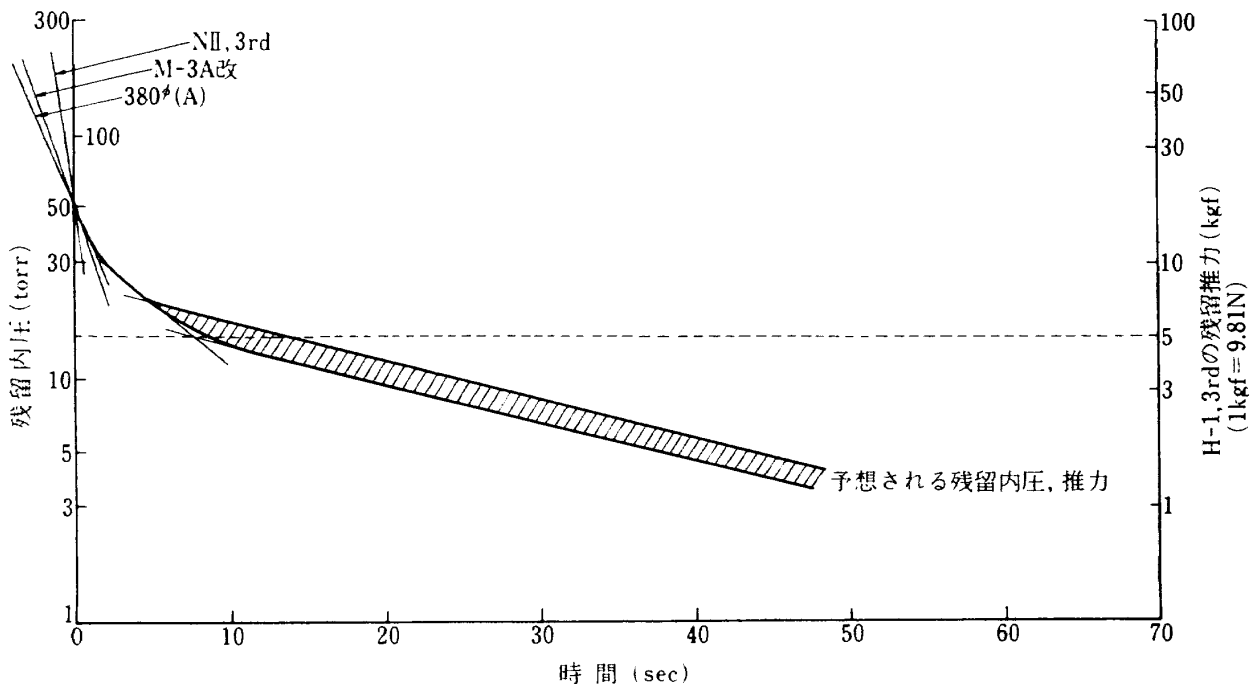


図 5.2 H-1-3rd 残留推力予測結果

容されているため、安全側を見込み 6.65mm/sec を選ぶ。このとき作動時間は 66.0sec となる。

定義により作動時間は 100psi までの時間であるため、100psi (690kPa) から 1psi (6.90kPa) までの時間は別に予測しなければならない。これまでの HATS 実験結果から、この間の時間は表 5.1 のようになる。残留プロペラントの燃焼特性を調べた例はないので正確に見積れないが、寸法効果はほとんどなく、H-1 第三段モータに対するこの燃焼時間差はグレイン形状がほとんど同じ SGDM(A) と同じと考えられる。実際、国産モータ 2 つ (M ロケット分) は大きさが異なってもほとんど同じデザインなので同じ燃焼時間差になっている。しかしここでも安全側

表 5.1 100psi (690kPa) から 1psi (6.90kPa) までの燃焼時間

モータの種類	燃焼時間差
NI-3rd	3.4 sec
M-3A改	12.5
M-3H-3	12.0 ± 0.5
SGDM(A)	4.5
SGDM(B)	1.5

をとって、これまでの国産モータ並みの 12.5sec をとることとする。従って、 $66.0 + 12.5 = 78.5\text{sec}$  を図 5.2 に加えてやれば相当に安全を見込んだ残留内圧、推力を求めたことになる。

こうして求めた残留推力履歴を図 5.3 に示す。図の斜線部は図 5.2 の斜線部をそのまま移し変えたものである。こうして求めた履歴は、不確定な要素を全部安全側にとって求められているので、考えられ得る最大推力の範囲とみなせる。図には斜線を入れてはあがるが、実際には全燃焼時間のバラツキが大きいためあまり意味を持たなくなっている。この斜線部は、全燃焼時間が狭い範囲で抑えられるとき初めて重要な意味が出てくる。

## 6. 結 論

上段用固体ロケットモータの残留推力について、その定義、小型ロケットの燃焼実験、そして H-1 第三段モータに関しての予測を行った。結論として以下の通りまとめられる。

- (1) 従来の全燃焼時間の定義、NAL-HATS における従来の燃焼実験のチョーク状態、残留プロペラントの燃焼状態を考慮し、チャンバ内圧 51.7torr (6.90kPa) 以下を残留内圧と定義し、この内圧で発生する微小推力を残留推力と定義すると良いことがわかった。従って、残留プロペラントが燃焼し終える頃、インシュレータの熱分解が支配的になり、この分解ガスがノズルから放出することによって微小推力は発生する。
- (2) 燃焼実験によって残留内圧測定装置が良好に作動することを確認した。フルレンジで 2.5psi または 5psi の圧力変換器を用い、数十 torr 以下の内圧を記録することができた。低圧室圧力との差などから、真空中における内圧の算出を行った。
- (3) こうして得られた内圧履歴から、51.7torr 以下の残留内圧発生原因をモデル化できた。すなわち、インシュレータ分解ガスが主であるが残留プロペラントが燃焼し続けている領域とノズル放射によってインシュレータが分解し続けている領域、及びそれらの間の遷移領域である。最も時定数が大きいのはノズル放射領域で、これを正確に抑えることが残留推力全体に重要であることがわかった。

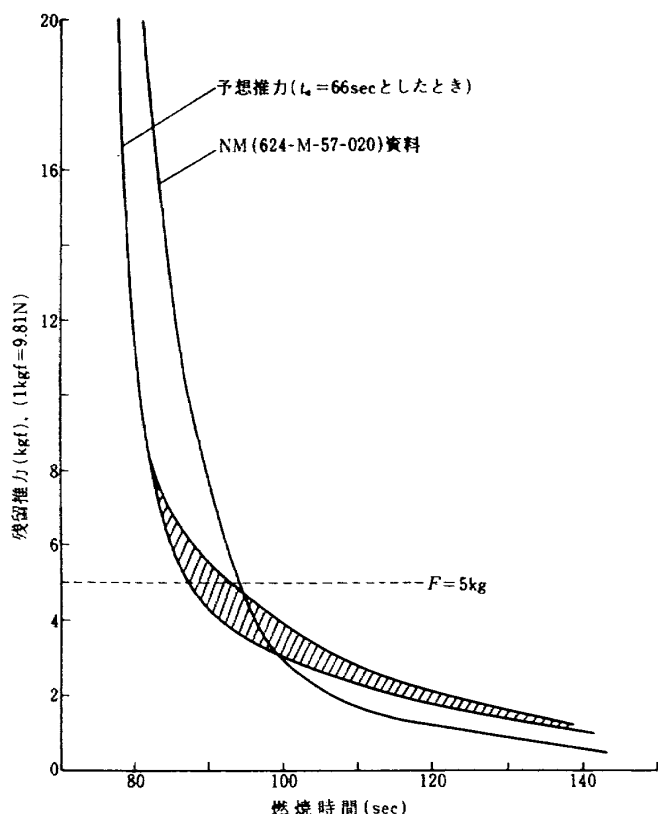


図 5.3 H-1-3rd 残留推力予測結果

- (4) ノズル放射領域についての解析を用いて、ロケットの寸法効果を求めることができた。すなわち、分解量はノズルの重量と表面積から推定でき、放射減衰時定数は重量 / 表面積に比例する。
- (5) 以上の実験及び解析によって、H-1 ロケット第三段モータの残留推力予測曲線を求めた。

残留内圧履歴で最も時定数が大きいノズル放射領域については、解析的にも実験的にも比較的明確な形で整理できた。この領域をきちんと抑えることは重要であるが、残留プロペラントが燃焼し続ける領域は、現象的にもまだはっきりしないところがある。この領域を更に詳しく研究することが全体をより明確にするであろう。特に、この残推薬領域は 51.7 torr に達する以前から続いており、全燃焼時間を正確に見積る上からも調べておく必要がある。

最終的な第三段モータの予測は、不明確なところを出来るだけ安全側に見込んで求めている。特に予測を大巾に安全側に見込んだと考えられるのは作動時間及び全燃焼時間であって、いくら残留推力領域を正確に求めてもこの時間が不明確では利用者は苦慮する。今後は、プロペラントの性能バラツキにも立入って定常燃焼時の予測のあり方にも更に検討していく必要がある。

最後に、本研究について種々のご便宜をはかっただきました航空宇宙技術研究所の鈴木昭夫支所長、清水盛生リーダ、宇宙開発事業団の牧野鉄治総括開発部員、五代富文主任開発部員、高橋道夫開発部員に感謝致します。

また、実験に当っては、日産自動車(株)宇宙航空事業部の絶大な支援があったことを記し、感謝します。

#### 記号

- $A$  : ノズルの面積  
 $A_N$  : ノズルの熱放射面の面積  
 $A_t$  : ノズルスロート面積  
 $a$  : 音速  
 $C_F$  : 推力係数  
 $F$  : 推力  
 $\dot{M}$  : ノズルから排出される質量流量

- $\dot{m}$  : インシュレータの分解速度  
 $P_c$  : チャンバ内圧 (真空中)  
 $P_F$  : 低圧室で測定された残留内圧  
 $P_v$  : 低圧室圧力  
 $q$  : 放射熱流束  
 $q_0$  : 初期放射熱流束  
 $t^*$  : 残留推力の減衰時定数  
 $t_r^*$  : 放射熱の減衰時定数  
 $u$  : 気体流速  
 $W_N$  : ノズルの質量  
 $\gamma$  : ガスの比熱比  
 $\rho$  : ガスの密度  
 $\omega$  : 放射熱の減衰速度  
添字  
 $c$  : チャンバ内での値  
 $*$  : 仮想ノズルスロートでの値, 式(2.6)

#### 参 考 文 献

- 1) 森大吉郎ほか; 宇宙航空研究所報告, 第 8 巻第 2 号 (1972).
- 2) 秋葉鐮二郎ほか; 宇宙航空研究所報告, 第 14 巻第 1 号 (1978).
- 3) NAL-NASDA 共同研究報告書; N II ロケット第三段モータ確認燃焼試験 (昭 55).
- 4) McKenna, E.F.; Post Burnout Thrust Measurement, AFGL-TR-81-0006 (1981).
- 5) 三谷 徹, 新岡 高; 航空宇宙技術研究所報告, 固体ロケット残留推力の理論解析, TR-777.
- 6) 日下和夫他; 航空宇宙技術研究所報告, 残留内圧測定装置および機能試験結果, TM-515.
- 7) Liepmann, H.W. and Roshko, A.; Elements of Gas Dynamics, John Wiley & Sons, New York (1957).

付録 EPDMの諸物性値

固体ロケットモータの残留推力はチャンバ内面に貼られたインシュレータの熱分解によって生じる。その分解速度は文献[5]の解析によって見積ることができるが、そのためにはインシュレータの比熱や熱伝導率に加えて、インシュレータ材、ここでは、EPDM(Ethylene-Propylene-Diene-Monomer)の分解温度、分解熱、分解速度定数、そして分解ガス組成を予め知っておく必要がある。ここでは熱分析装置(示差分析装置(DTA),熱重量分析装置(TG))及び、ガスクロマトグラフを用いて行ったEPDMの熱分解特性を中心に述べる。その他の物性値(密度 $\rho$ ,比熱 $C$ ,熱伝導率 $\lambda$ )は表A.1にまとめられている。

1. 熱分解温度

EPDM試料を空気中で加熱していくと、約200℃で異臭を発生し始め、重量が減少し始める。約400℃でその分解は激しくなり、同時に空気中の酸素との酸化発熱反応が起きる。もちろん、残留推力が問題になる高空では空気はないとして良い。それ故、ここでは加熱による熱分解(吸熱反応)に限定しよう。

使用した測定装置を表A.2に、校正物質を表A.3に示す。酸素の介在しない場でのEPDMの分解を模擬するために、試料室を窒素で置換して測定を行ったが、熱天秤内の死空間が大きいため、一度熱分析

装置の測定部全体を真空に引き、その後窒素に置換した。図A.1に代表的な熱重量及び示差熱分析結果を示す。

熱重量分析は試料の温度上昇に伴う試料重量の変化を、また示差熱分析は試料とそれに並べて置かれた不活性なレファレンスとの温度差を調べるものである。示差熱分析における基線より上への変化は、試料温度がレファレンスより高いことを、下側への変化は試料温度がレファレンスより低いことを示し、それぞれ試料の発熱と吸熱に対応している。その微分によって得られるピークはそれぞれの反応熱に係付けられるものであるが[文献A.1]、後述するような注意(3節を参照)が必要である[文献A.2]。

反応の速度定数を調べるために、測定は炉の温度上昇率を変えて実行した。図A.1(温度上昇率10℃/min)の熱天秤の曲線より分かるように、窒素雰囲気中のEPDMの熱分解は200℃で始まっている。しかし大部分の分解は400℃より始まり、430℃で最も盛んとなり、470℃で終了している。この400～470℃の分解で、試料重量は90%減少する。従って、温度上昇率10℃/minの実験では、70℃間の分解でEPDMの分解を代表してよい。この470℃までの分解でEPDMインシュレータ試料はもともと40%混入されていたアスベストのみとなる(炭化分は0.5%以下であった)。

以上述べてきた各温度は試料の昇温速度に依存する。図A.2に総分解減量の20,40及び60%減量点

表A.1 EPDMインシュレータの諸物性

			単 位	測 定 法
密 度	$\rho$	1.1	g/cm <sup>3</sup>	DSC** 温度差-熱流束
比 熱	$C$	0.52	cal/g·°C	
熱 伝 導 率	$\lambda$	$1.2 \times 10^{-4}$	cal/sec·cm°C	
温 度 拡 熱 率	$\alpha$	$2.1 \times 10^{-4}$	cm <sup>2</sup> /sec	
分 解 温 度	$T$	470	°C	DTA, TG
活性化エネルギー	$E$	52.8	kcal/mole	DTA, TG
頻 度 係 数	$B$	$8.84 \times 10^{12}$	cm/sec	DTA, TG
分 解 熱	$Q$	43.5	cal/g	DTA, TG
分 子 量	$\bar{M}$	$\approx 110$	g/mole	EGA, GC

\* EPDMインシュレータには重量で40%のアスベストが混入されている。

\*\* Differential Scanning Calorimetry

表 A.2 熱分析装置と発生ガス分析装置

	使用機器	特別仕様
示差熱分析 (DTA)*	島津 DTA-30H	腐蝕性ガス (HCl, HF 等) に耐え 1500℃ までの昇温が可能
熱重量 (TG)**	島津 TG-30H	昇温機能を 2KW に上げ、それに伴う改造を加えたもの
発生ガス分析 (EGA)***	島津 EGA-30H	800℃ までの昇温が可能。それに伴う改造を加えたもの

\* Differential Thermal Analysis

\*\* Thermo-Gravimetry

\*\*\* Evolved Gas Analysis

表 A.3 熱量校正用物質

温度	物質	化学記号	融解熱
156.9℃	インジウム	In	6.79cal/g
231.9	錫	Sn	14.4
327.4	鉛	Pb	5.50
419.5	亜鉛	Zn	24.4
659	アルミニウム	Al	95.8

の昇温速度への依存性を示す。試料の昇温速度が速い程、各温度は高温側に移動している。これらの結果、及び残留推力発生時の分解速度等から残留推力を計算する際、必要な分解温度は  $T = 470^\circ\text{C}$  で代表させればよいことが分かる。

## 2. 分解速度定数

反応速度は強い温度依存性を有し、それは一般的に活性化エネルギーで表示される。ここでは小沢法 [文献 A.3] に基いて決定した EPDM 分解反応の活性化エネルギーについて記す。

図 A.2 に示すように、高分子材料の分解温度は試料の昇温速度に左右される。従って、逆に試料の昇温速度を変化させ、試料の減量速度と温度の関係から反応の活性化エネルギーが求められる。図 A.3 では横軸に試料温度の逆数を、縦軸には昇温速度の対数を取り、プロットした結果を示す。試料の減量点は分解総減量の 20、40 及び 60% の点を探っている。得られた結果はいずれも直線近似ができ、その直線の傾きより活性化エネルギーが求められる。

小沢は反応速度式の一般化を図り、直線の勾配を  $G$  とすれば、活性化エネルギー  $E$  が

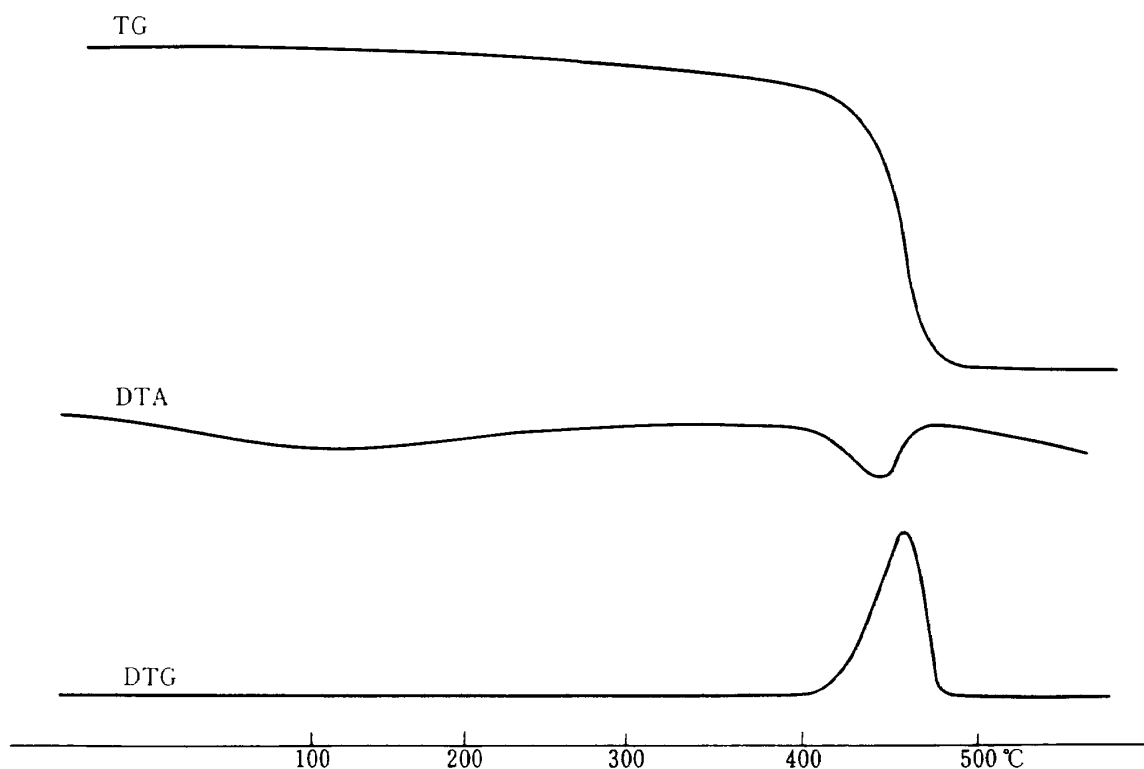


図 A.1 熱分析結果

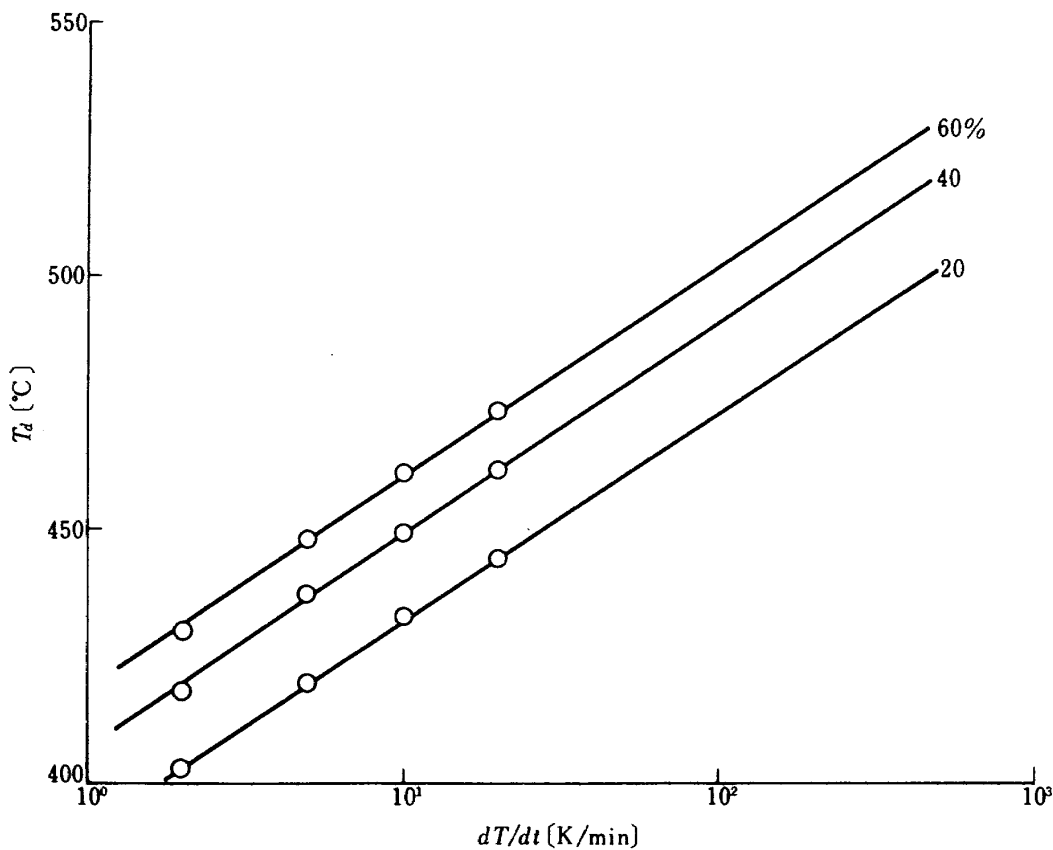


図 A.2 昇温速度による分解温度の変化

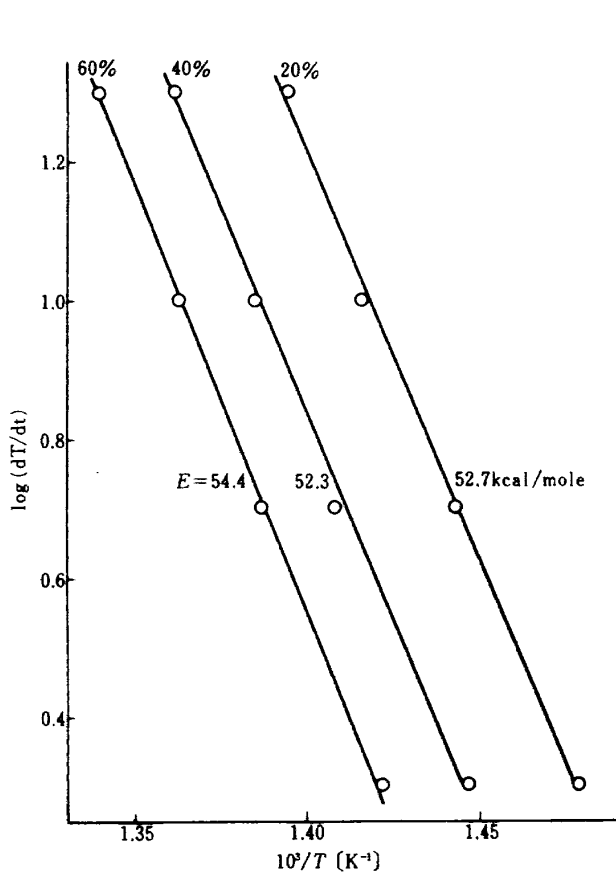


図 A.3 活性化エネルギーの算出

$$E = \frac{-RG}{0.4567} \quad (A.1)$$

で与えられることを導いた。ここで  $R$  はガス定数である。このようにして得られた EPDM 分解反応の活性化エネルギーは  $52.8 \text{ Kcal/mole}$  ( $221 \text{ KJ/mole}$ ) となる。この値は、ニトリル-ブタジエンゴム (NBR) の実測値  $21.6 \text{ Kcal/mole}$  ( $90.4 \text{ KJ/mole}$ ) に比べれば、かなり大きい。分解温度に近い ( $\approx 400^\circ\text{C}$ ) ポリエチレンフタレート (PET) の  $48.5 \text{ Kcal/mole}$  [文献 A.1] に近いことが分かる。

このようにして反応の活性化エネルギーが決まると、反応速度の頻度係数は定常分解時の分解速度より決定することができる。

### 3. EPDM の分解熱

簡単な物質の反応熱は反応系と生成系との生成熱の比較より計算できるが、合成ゴムのような複雑な物質については生成物の組成が反応温度に依存することもあり、それ程よく分かっていない。また、反応熱の内燃熱については熱量計等を用いて実測が

可能であるが、分解熱の方はそれに比べて難かしくなる。分解熱を測るために走査型熱量計 (DSC) の応用が考えられるが、その使用温度範囲は限られている (400℃まで)。ここでは示差熱分析による EPDM 分解熱測定について述べる。

示差熱による反応熱の測定は、反応熱を試料温度変化を通して測るもので、その間接的な測定法故にその測定精度について多くの議論がなされてきた [文献 A.2, A.3]。しかしながら、較正が十分行われ、いわゆる装置定数を決定できれば、かなりよい精度が期待でき、今回の残留推力予測のための基礎データと使用し得るものが得られるであろう。

EPDM 試料の分解吸熱ピークは図 A.1 の DTA 曲線で、また分解による重量減少は同 TG 曲線を読みとれる。そのピーク面積から実際に分解気化するのに要した熱量を求めるためには、既知の化学的、あるいは物理的過程を用いて、試料セルも含めた装置全体の熱収支と温度変化との関係をおかねばならない。その較正には多くの場合、純度等に余り影響されない金属の融解熱を用いて行われる。今回較正に用いたのは In, Sn, Pb, Zn 及び Al で、その融点と融解熱を表 A.3 に示した。金属セルとの合金化を避けるために試料セルは石英製のものを用い、EPDM 試料となるべく近い熱抵抗を得るために、較正用金属は粉状かあるいは粒状のものを使用した。

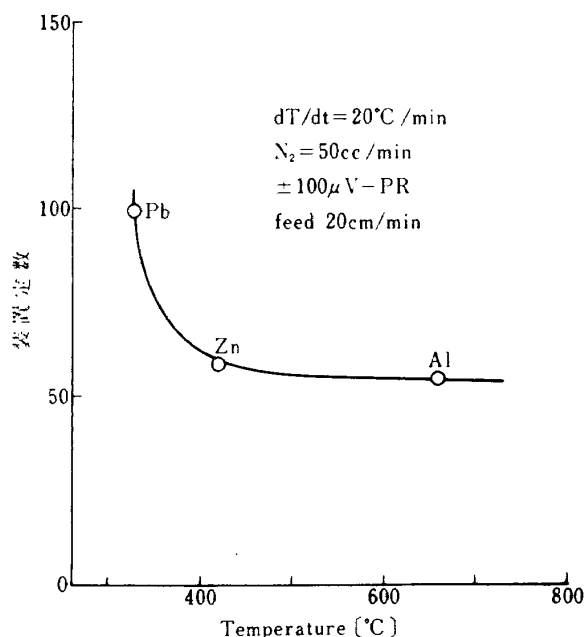


図 A.4 装置定数

図 A.4 に EPDM の分解温度に近い温度範囲での装置定数を示す。実際の分解熱の計算には、融点が EPDM 分解温度に近い垂鉛の装置定数 (58.2 任意単位) を用いた。この装置定数、吸熱ピーク面積及び TG による分解量より、EPDM 製インシュレータの分解熱は 43.5 cal/g (182 J/g) と見積られる。

#### 4. 発生ガス分析

EPDM インシュレータの熱分解ガスの組成は、残留推力の計算の中で用いられている音速を求める時に、また EPDM 分解量を体積 (圧力) 換算する際に必要となる。ここでは発生ガス分析装置 (Evolved gas Analyzer) とガスクロマトグラフを用いた発生ガスの分析法について述べる。

EGA は表 A.2 にその仕様を示す。この装置は試料を一定速度で昇温、分解させ、出てくるガスをドライアイスとアセトンによって冷却した吸着管にトラップするものである。吸着管の中にはガスクロマトグラフの中のカラム充填剤と同じ充填剤が詰められている。サンプルガスをトラップした後、吸着管はガスクロマトグラフのインジェクションポート前に設置された急速加熱部に挿入され、吸着されていた試料ガスはキャリアガスと共に、ガスクロマトグラフのカラム、検出部へと移動する。設定した分析条件を表 A.4 に示す。

一般に高分子材料の分解ガスは広い範囲の沸点を持つ多くの炭化水素から成っており、その中には常温で気相のものから、常温では液相のものまで含んでいる。そのため、発生したガスのトラップ効率も含めた全システムを通しての各成分の較正、相対感

表 A.4 ガスクロマトグラフの設定条件

使用カラム	3m × 3φ
充填剤	アピエゾン-L 20% + シマライト 60/80
昇温	80℃ → 200℃, 6℃/min
ガス流量	45 cm <sup>3</sup> /min
検出器感度	FID-10
アッテネタ	64
試料	EPDM 10mg
雰囲気	N <sub>2</sub> - 熱分解
ガスサンプル	400 ~ 470℃, ガス全量

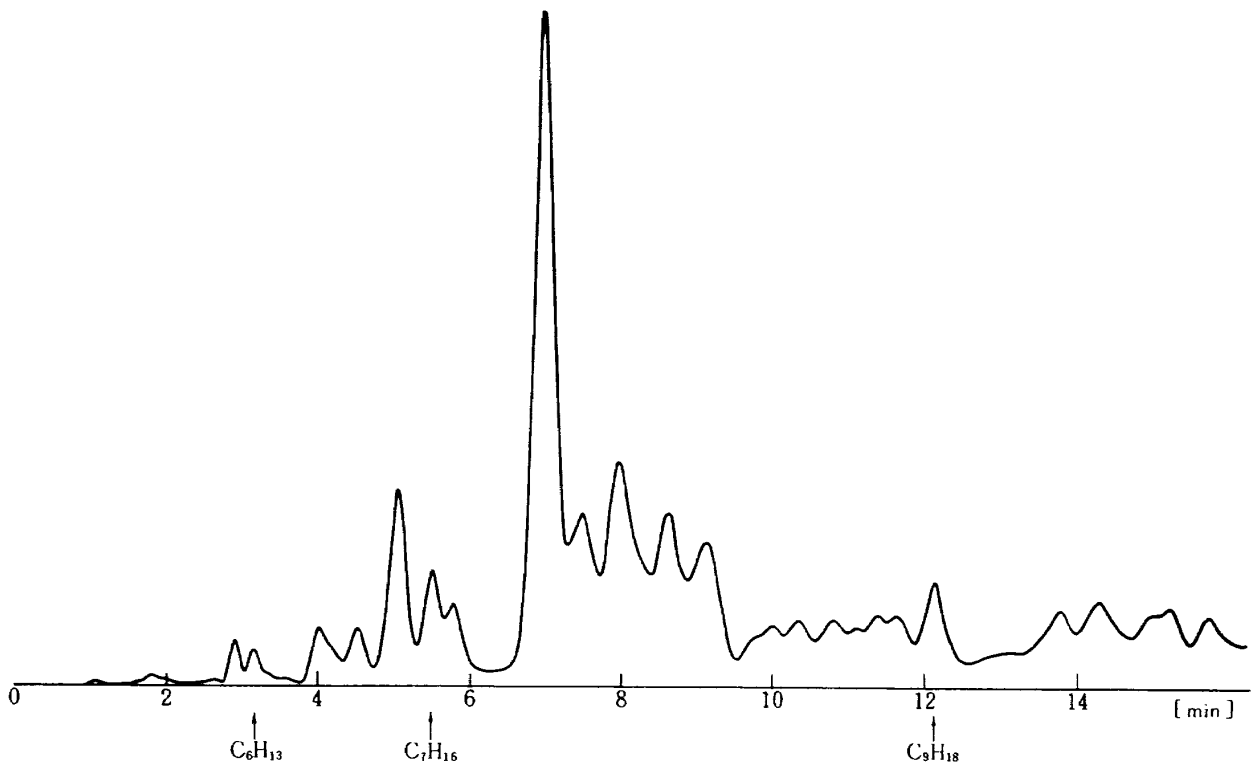


図 A.5 ガスクロマトグラフ

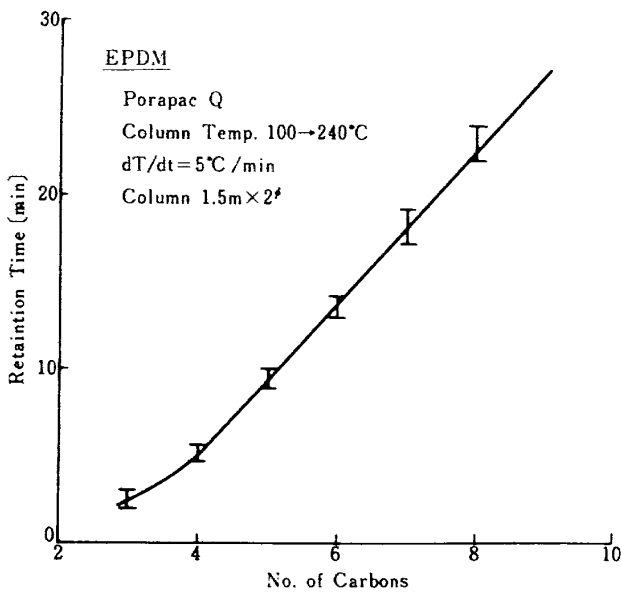


図 A.6 炭素数による保持時間

度の決定は多大な労力を要する。一方、今回の計算に必要なものは、発生したガスの平均比熱比とガス定数である。ガス組成による比熱比の変化はそれ程大きくなく、それによる誤差も簡単に見積ることができる。また発生ガスの体積換算に必要なガス定数は平均分子量が分かれば計算できる。これらの理由から、今回は発生ガスの平均的分子量を概略求めるにとどめておこう。

図 A.5 に代表的な EPDM 分解ガスのガスクロマトグラフを示す。トラップした試料ガスは 400 ~ 470 °C で発生したガスの全量である。検出器は FID (Flame Ionization Detector) で、その感度は各炭化水素分子中の炭素数にほぼ比例する。それ故、図 A.5 にはかなり長い時間に渡って多くのピークが見られるが、量的には保持時間 (retention time) で 10 分までに大部分の成分がカバーされていると考えられる。

この分析に先立って、同一条件下でプロパン ( $C_3H_8$ )、プロピレン ( $C_4H_6$ )、ノルマルブタン ( $C_4H_{10}$ )、ノルマルペンタン ( $C_5H_{12}$ )、1-ヘキセン ( $C_6H_{14}$ )、1-ヘプテン ( $C_7H_{14}$ ) 及び 1-ノネン ( $C_9H_{18}$ ) 標準試料のトラップ、ガス分析を行い、その保持時間と相対感度を調べた。図 A.5 の時間軸には 1-ヘキセン、1-ヘプテンと 1-ノネンの保持時間が記されている。

一般的に、カラム充填剤が同じであれば、炭化水素の保持時間はほぼ分子中の炭素数あるいはその沸点に比例する [文献 A.1]。充填剤として Porapac Q を使用し、昇温分析した時の EPDM 分解ガスの炭化水素の保持時間とその炭素数との関係を図 A.6 に示す。図中のバーで表わされている保持時間の範囲は飽和



及び不飽和炭化水素によるものである。この理由から、図 A.5 の時間軸は炭化水素中の炭素原子数の軸と読み直すことが可能である。

図 A.5 より、EPDM インシュレータの分解ガスの大部分は  $n = 6 \sim 9$  の炭化水素よりなっており、その平均的組成としてオクタン ( $C_8H_{18}$ , 分子量  $M = 114$ ) を用いればよいことが分かる。これらの諸物性値は表 A.1 にまとめられている。

#### 付録の中での文献

- (A.1) 熱分析—その反応速度解析への応用—, 島津製作所, 分析センタ資料
- (A.2) 日本化学会編, 実験化学講座—続 I, 基礎物質の測定, 丸善 (1966).
- (A.3) 神戸博太郎編, 熱分析, 講談社サイエンティフィック (1982).
- (A.4) 武内, 柘植, 高分子の熱分解ガスクロマトグラフィー, 化学同人 (1979).

## 既 刊 報 告

TR-790	ファンジェット STOL 機の空力特性 Aerodynamic Characteristics of Fan-Jet STOL Aircraft	1983年11月	犬丸 矩夫, 高橋 侖 広末 健一, 戸田 亘洋 桑野 尚明
TR-791	可搬形低温度較正器 A Transportable Cryostat	1983年11月	黒田 行郎, 日下 和夫 熊谷 達夫
TR-792T	Threadwise Analysis of Woven Fabric Composites	November 1983	Takashi ISHIKAWA and Tsu Wei CHOU
TR-793	小型二段式ロケットの前後翼のロール干渉とロール制御に関する研究 An Experimental Study on the Induced Rolling Moment due to Wing Tail Interference and a Roll-Controllable Two-Stage Rocket	1983年12月	白水 正男, 曾我 国男 山崎 喬, 柴藤 羊二 秋元 敏男
TR-794T	Some Methods for Numerical Mapping	December 1983	Kenji INOUE and Takashi NAKAMURA
TR-795T	Integral Equation of Lifting Surfaces in Laplace Domain and Analytic Continuation of Its Pressure Kernel	January 1984	Tetsuhiko UEDA
TR-796	翼胴結合体の空気力学的特性に関する研究, 第2報 低翼機について A Study of Aerodynamic Characteristics of Wing-Body Combinations Part II Case of a Low-Wing Airplane	1984年1月	柳沢 三憲, 菊地 一雄 小山 忠勇
TR-797	非平面翼の最適設計—揚力と翼根曲げモーメントを与えた時の最小誘導抵抗 Optimum Design of Nonplanar Wings—Minimum Induced Drag for a Given Lift and Wing Root Bending Moment	1984年1月	浅井 圭介
TR-798	平面乱流浮力噴流の特性 The Properties of Plane Turbulent Buoyant Jet	1984年1月	石垣 博
TR-799	交互方向法によるカプセル型回収体まわりの三次元極超音速非粘性流の数値解析 Numerical Analysis of the Three-Dimensional Inviscid Hypersonic Flow around Capsule-Type Bodies by the Alternate Directional Implicit Method	1984年2月	山本 行光

---

## 航空宇宙技術研究所報告800号

昭和59年3月発行

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

印刷所 株式会社三興印刷  
東京都新宿区信濃町12三河ビル

---

Printed in Japan